

1971

3

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA.



Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

Oddział Warszawski Sekcji Lotniczej SIMP, którego przewodniczącym jest kol. Stefan Sulikowski, zrzessa 7 kół warszawskich. Oddział ten nawiązał współpracę z Kołem przy Lotniczych Zakładach Remontowych Nr 1 w Łodzi oraz wspólnie z Kołem przy Dowództwie Wojsk Lotniczych objął opieką Koło Lotnicze Studentów Politechniki Warszawskiej.

Koło Lotnicze przy WSK Okęcie liczy 18 członków; ostatnio Zarząd Koła ukonstytuował się następująco: przewodniczącym został kol. W. Nienaitowski, zaś sekretarzem kol. W. Kle-niewski.

Na wspólnym posiedzeniu zarządów sekcji lotniczych SIMP i SITK ustalono tematykę imprez naukowo-technicznych, planowanych na rok 1971 przez obie sekcje.

**Oddziały Sekcji Lotniczej SIMP zorgan-
nizują:**

● Oddział SL SIMP w Bydgoszczy: w I kwartale konferencję pt. *Problemy remontu sprzętu lotniczego w polowej sieci remontowej* w II kwartale, naradę pt. *Remont bieżący i połowy urządzeń radiolokacyjnych i automatyzacji* w III kwartale, naradę pt. *Problemy eksploatacji sprzętu raketowego* w IV kwartale, naradę pt. *Nowości w technice raketowej i kosmonautycznej*.

● Oddział SL w Rzeszowie: w II kwartale w Mielcu konferencję pt. *Problemy i zadania usług lotniczych w Polsce*, naradę w Rzeszowie pt. *Badania drgań maszyn wirnikowych*.

● Oddział SL w Lublinie: w II kwartale w Świdniku naradę pt. *Śmigłowcową*.

● Oddział SL w Warszawie: w II kwartale naradę pt. *Nowoczesne technologie przemysłu lotniczego*.

Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK w roku 1971 zorganizuje konferencję pt. *Krajowa komunikacja lotnicza*. Będzie ona stanowiła dalszy ciąg i podsumowanie narad naukowo-technicznych z ub. r. zorganizowanych przez sekcje lotnicze SITK w Gdańsku, Krakowie i Warszawie. Narady te były poświęcone problemom komunikacji lotniczej dla Trójmiasta oraz dla Krakowa i Podtatrza, jak również zagadnieniom związanym z całodobową eksploatacją lotnisk polskich.

● Koledzy z SITK planują również przygotowanie narady w celu przedyskutowania postulatów na VI Kongresie Techników Polskich oraz uciurkowania działalności, związanej z Kongresem.

Poza wymienionymi imprezami — w pierwszym kwartale bieżącego roku — odbędzie się narada „z poślizgu” 1970 roku, a mianowicie:

● **Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK** przy współpracy Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP zorganizuje naradę pt. *Problemy szkolenia kadr lotniczych w Polsce*.

Podajemy bliższe informacje o lotniczych konferencjach naukowo-technicznych, które zatwierdzone zostały przez Zarząd Główny SIMP na 1971 r.:

— trzydniowa konferencja pt. *Problemy remontu sprzętu lotniczego w polowej sieci remontowej* odbędzie się w Słupsku. Ma ona na celu omówienie zagad-

nień związanych z dokumentacją techniczną, organizacją pracy, aparaturą kontrolno-pomiarową oraz okresami międzyremontowymi osprzętu lotniczego. Wnioski z konferencji będą rozprawdzone z trybie służbowym i zostaną wykorzystane przez Dowództwo Wojsk Lotniczych i dyrekcje Lotniczych Zakładów Remontowych

— dwudniowa konferencja pt. *Problemy i zagadnienia usług lotniczych w Polsce* zostanie zorganizowana w Mielcu. Na konferencji będzie przeprowadzona analiza istniejącego stanu w zakresie usług lotniczych oraz zostaną omówione węzłowe zagadnienia w tym zakresie. Wnioski z konferencji otrzyma Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego, Ministerstwo Rolnictwa i Ministerstwo Komunikacji oraz Aeroklub PRL.

Zarząd Sekcji Lotniczej zwrócił się do oddziałów i kół Sekcji w sprawie zgłaszania kandydatur do nagród SIMP za działalność w zakresie postępu technicznego w lotnictwie. Prace objęte wnioskami powinny być zakończone, wdrożone oraz odpowiednio udokumentowane pod względem technicznym i ekonomicznym, przy czym wyniki muszą być potwierdzone przez użytkownika. Wnioski o przyznanie „Nagrody SIMP” mogą dotyczyć prac już nagrodzonych przez kierownictwo przemysłu lub inne czynniki.

Zaplanowane zostały zebrania Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP w 1971 roku w następujących terminach: w Warszawie:

9 marca (z udziałem przedstawicieli Zarządu Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK), 6 kwietnia, 4 maja (posiedzenie w Instytucie Lotnictwa), 2 lipca, 8 października i 5 listopada, przy czym 5 listopada przewiduje się spotkanie zarządów sekcji lotniczych SIMP i SITK, zorganizowane przez kolegów z SITK.

w terenie:

w Bydgoszczy — 5 lutego, w LZR w Dębline — 4 czerwca i w Olsztynie lub w Bielsku-Białej — w dniu 3 grudnia.

Powoli zbliżamy się do momentu wydania wkładki *Lotnictwo do Termina Technika NOT*. Najpotrzebniejsze wiadomości z dziedziny konstrukcji, produkcji i eksploatacji lotniczej ukażą się w kalendarzu na 1972 r. jako dodatek we wkładce *Komunikacja*, obok informacji o komunikacji lotniczej. Komitet redakcyjny tego dodatku pracuje pod kierunkiem kol. E. Sobieckiego, przewodniczącego koła SIMP przy Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych. Przebiegiem prac ze strony sekcji lotniczych SIMP i SITK interesują się kol. kol. Sikorski i Łopatek.

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zwrócił się do ugrupowań lotniczych stowarzyszeń naukowo-technicznych mechaników i transportowców bułgarskich z propozycją współpracy. Jej nawiązanie będzie ułatwione dzięki rozmowom przeprowadzonym przez kol. Kostię w czasie warszawskiego zjazdu sekretarzy generalnych stowarzyszeń tych branż z krajów socjalistycznych. Wzajemne kontakty dotyczyć będą: uczestniczenia w konferencjach, wymiany czasopism i literatury fachowej, przyjazdów prelegentów, wycieczek technicznych itp.

W związku ze zgonem Matki Kolegi Tadeusza Kostii Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP oraz Kolegium Redakcyjne „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” przekazuje Przewodniczącemu naszej Sekcji najserdeczniejsze wyrazy współczucia.

KRONIKA

■ Przed Sądem Wojewódzkim w Szczecinie zakończyła się rozprawa przeciwko A. Ostrowskiemu (23 lata), W. Kazuli i M. Bieniasowi (oba po 21 lat), oskarżonym o zamiar nielegalnego przekroczenia granicy, w wyniku zmuszenia załogi samolotu PLL „Lot” do zmiany kursu. Jako środek zastraszania załogi i pasażerów wybrali granaty, które w Goleniowie usiłowali przemyścić do samolotu. Sąd skazał Ostrowskiego i Kazulę na karę po 6 lat, a Bieniasa na 1 rok pozbawienia wolności.

■ PLL „Lot” mają już duży park... stewardes, bo aż 130. Ich kierowniczką jest mgr Maria Szargot, która już 9 lat pracuje w przedsiębiorstwie, a wylatała z pasażerami — 2,5 mln kilometrów.

■ 1,5 mln hektarów użytków rolnych opylili przed szkodnikami i obsieli nawozami w 1970 r. piloci agrolotnictwa NRD. Stanowi to jedną szóstą ogólnego arealu użytków rolnych tego kraju. Do tych celów „Interflug” (który obchodził 15-lecie swego istnienia) przeznaaczył 100 samolotów rolniczych.

■ 4000 lotów roboczych dokonały w ub. roku samoloty Wrocławskiego Oddziału PUL wapiący lasy kilkunastu nadsiednictw na obszarze 25 tys. ha. Zabieg tego rodzaju — na tak wielką skalę — wykonano w Polsce po raz pierwszy.

■ Z okazji zebrania Zarządu Klubu Twórców Lotniczych — które odbyło się w Krakowie w listopadzie ub. roku — ukazała się specjalna wkładka do „Skrzydlatej Polski” pt. *Zjazd Konstytucyjny KTL*. Interesujący, starannie opracowany dodatek do „Skrzydlatej” zawiera artykuły: prezesa Janusza Meissnera oraz członków KTL — generałów Zielińskiego i W. Jagielly.

Wkładka, do której słowo wstępne napisał red. J. R. Konieczny — przytacza ważne fragmenty statutu Klubu.

■ W październiku ub. r. otwarto w Bukareszcie pierwszą międzynarodową wystawę techniczną. Uczestniczywo w niej 728 wytwórni z 30 państw. Impozycyjnie przedstawiał się sprzęt lotniczy produkcji rumuńskiej. Pokazano samoloty własnej produkcji: IS-23, IAR-822 i IAR-823 oraz samolot BN-2, budowany na licencji Britten Norman „Islander”.

Wśród szybowców wyróżniał się wyczynowy IS-29B z metalowym kadłubem. Rumuni mieli ambicję stworzyć przemysł lotniczy — stanowiący wizytówkę postępu technicznego — i stworzyli go. Aby zaś okazać zachętę eksportową — czteroosobowy, nowoczesny samolot IAR-823 wyposażyli w silnik „Lycoming”.

Cóż my — pogrobowcy polskiego przemysłu lotniczego — możemy powiedzieć? Chyba tylko to, że przyroda nie znosi próżni, lecz niestety w naszym kraju nie wszyscy o tym wiedzą.

■ Metalowe, dwumiejscowe „Blaniki” produkcji czechosłowackiej oferowane są w Ameryce po cenie 7400 dolarów.

W NUMERZE NASTĘPNYM...

Z okazji dziesiątej rocznicy lotów kosmicznych Człowieka podajemy ilustrowaną kronikę wszystkich lotów kosmicznych.

W artykule *Kosmiczne wyprawy załogowe a kosmiczne sondy automatyczne* W. Kordziński uzasadnia pogląd, że nie jest słuszne przeciwstawianie sobie badań kosmicznych prowadzonych za pomocą wypraw załogowych i badań prowadzonych za pomocą urządzeń automatycznych; oba te rodzaje badań należy traktować jako kolejne etapy w ogólnym programie badań; zadaniem sond automatycznych nie jest zastąpie-

nie w badaniach ludzi, lecz przygotowanie wypraw załogowych.

W artykule dyskusyjnym *Polski przemysł lotniczy — nowe nadzieje* J. Babiejczuk i B. Dostatni charakteryzują przemysł lotniczy na świecie, odpowiadając na pytania: czy przemysł lotniczy jest opłacalny? Jak będzie kształtował się układ geograficzny producentów? Czy kraje średniej wielkości takie jak Polska mają szanse pozostania na rynku produkcyjnym? W drugiej części artykułu przedstawiają historię przemysłu w Polsce i uzasadniają celowość rozwijania produkcji samolotów,

zwracając uwagę na korzyści ekonomiczne.

W artykule *Potrzeba teorii eksploatacji* E. Olearczuk przedstawia kilka uwag dotyczących potrzeby stworzenia nowej nauki — teorii eksploatacji, uzasadniając to trzema argumentami.

W artykule *Uwagi o kolizji w ruchu lotniczym* T. Buczyński omawia metody probabilistyczne, stosowane do rozwiązywania praktycznych problemów nawigacji i ruchu lotniczego, które należałoby rozpowszechnić wśród technicznych pracowników lotnictwa, kontrolerów ruchu lotniczego i personelu latającego, co ułatwi zlikwidowanie sytuacji kolizyjnych w ruchu lotniczym.

Adres Redakcji:

Warszawa, ul. Czackiego 3/5

tel. 27-70-09

Wydawca:

**WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH
NOT**

Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

Odnowa	1
Z. Jethon: Trening i selekcja astronautów	2
S. Szczeciński: Zagadnienia konstrukcyjno-wytrzymałościowe tarcz nośnych wirników silników turbinowych	7
M. Łękowski, J. Petulski: Ustalenie wzajemnego oddziaływania aerodynamicznego śmigłowców SM-1 podczas startu i lądowania	12
H. Ołtarzewski: Podstawowe problemy wytwarzania laminatowych konstrukcji lotniczych	16
J. Janowski: Nawigacja na trasach dalekiego zasięgu (druga część)	19
B. Dostatni, J. Zwierzyński: Kontenery w lotniczym transporcie towarowym	22
Z. Łopatek: Obciążenia betonowych rurociągów kanalizacji lotniska	25
NOWOŚCI TECHNICZNE	28

SYLWETKI POLSKICH KONSTRUKTORÓW LOTNICZYCH

Stefan Kozłowski (1888—1963) — **J. Kędziński** 33

SYMPOZJUM LOTNICZE 33

VI KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH. TRYBUNA LOTNIKÓW 34

WIADOMOŚCI Z TERENU 34 i 35

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI GŁÓWNEJ KOMUNIKACJI LOTNICZEJ SITK

Wnioski z narady naukowo-technicznej. Komunikacja Lotnicza dla Krakowa i Podtatrza 35

KRONIKA 36 i II okł.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP II okł.

LOTNICZE PORTY ŚWIATA

Amsterdam Schiphol w roku 2000 IV okł.

CO PISZĄ INNI IV skrz.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. Stefan Sulikowski

Sekretarz Redakcji:

M. Klara Szurmak

Redaktorzy działowi:

dr B. Dostatni, mgr inż. A. 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. Fiszdor, dr inż. H. Grzegorzcyk,
mgr inż. E. Kolodziński, mgr M. Kowieski, red.
Jerzy R. Konieczny, mgr inż. J. Kucharski, mgr
inż. A. Lewkowicz, prof. mgr inż. H. Muster,
mgr inż. W. Nowakowski, mgr inż. M. Sikorski,
mgr inż. S. Sulikowski, prof. dr I. Tarski, mgr
inż. W. Wilanowski

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

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. Nr 1, W-wa. Zam. 41/1971 U-56.
Nakład 1800 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60x80.

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

INDEKS 38006

Отбор и тренировка космонавтов

В статье приведены основные требования, предъявляемые кандидатам на астронавтов, и представлены общие принципы подготовки астронавтов и ее важнейшие элементы — тренировка для того, чтобы перенести ускорения, кислородное голодание, состояние невесомости, изменения температуры окружающей среды, психологическая тренировка, физическая подготовка, спасательная тренировка, теоретическая и практическая подготовка.

SZCZECIŃSKI S.

621.438.2—253

Проблемы конструирования и прочности несущих дисков роторов турбинных двигателей

В современных авиационных турбинных двигателях все более широко применяются такие конструкции роторов, в которых тонкие диски имеют центральные отверстия больших диаметров. В статье сделан анализ распределения напряжений, допускаемых величин напряжений в несущих дисках роторов и степени использования материала, которая оказывает решающее влияние на легкость конструкции роторов.

ŁĘKOWSKI M.

629.735.45.014.16:533.015

PETULSKI J.

Измерения аэродинамического воздействия вертолетов SM-1 во время взлета и посадки

В статье представлены методы и результаты проведенных исследований аэродинамического воздействия вертолетов SM-1. Данные, полученные во время испытаний, дают возможность определить минимальное расстояние между одновременно эксплуатируемыми на аэродроме вертолетами и принципы их использования, обеспечивающие безопасный взлет и посадку.

OŁTARZEWSKI H.

629.7 023.002.2:678.027.94

Основные проблемы изготовления ламинатных авиационных конструкций

В статье приведена краткая характеристика технологии и производства ламинатов. При этом обращено внимание на трудности, с которыми встречается внедрение ламинатов в производство авиационных конструкций, вытекающие из прстарелых привычек, связанных с производством традиционных конструкций. Описаны причины застоя в этой области в отечественной промышленности.

JANOWSKI J.

629.7.05:656.7.052

Навигация на далеких трассах. Ч. II

В статье представлены применяемые в настоящее время и предлагаемые для применения в будущем навигационные системы, которые можно подразделить на две основные группы. К первой группе относятся „внешние” или „зависимые” средства, посредством которых положение самолета устанавливается на основе информации, полученной не из самолета: это радиосигналы, пеленги небесных тел. Ко второй группе относятся автономные „внутренние” средства и методы: подсчет пути посредством элементарных методов основной навигации, радиолокатор Допплера и инерционные системы. Приведено сравнение характерных свойств каждой группы, а также краткая характеристика навигационных систем обеих групп. Представлены также попытки провести международную стандартизацию и предложения относительно навигационных систем для далеких расстояний.

DOSTAŃI B.

656.7.073.235:621.869.88

ZWIERZYŃSKI J.

Контейнеры в авиационном грузовом транспорте

В статье представлена польза, которую приносит применение контейнеров в авиационном грузовом транспорте.

ŁOPATEK Z.

656.71:628.22

Несущая способность бетонных трубопроводов канализации аэродрома

В статье представлены методы расчёта вертикальной нагрузки для трех основных случаев укладки трубопроводов в грунте, зависящей от веса грунта, лежащего над трубопроводом, а также способ расчёта вертикальной нагрузки, зависящей от веса автомобилей, перемещающихся над трубопроводом или стоящих на нем.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXVI MARZEC 1971

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

3

*...Czeka nas usuwanie tego, co było złe i nie-
prawidłowe, kontynuacja wszystkich słusznych,
przemyślanych działań i koncepcji...*

Wyjątek z artykułu wstępnego „Życia Warszawy”.

Odnowa

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. Żeby powstawały nowe połączenia lotnicze w Polsce i z Polską.

Jeszcze wczoraj te pragnienia — dla wielu z nas, przynajmy, związane z ambicjami, tradycją i prestiżem Kraju — realizowane były w podziemiu. To było wczoraj, gdy mówiło się: dla nas lotnictwo jest za drogie, potrzeby kraju zabezpieczą nam inni, nasz przemysł lotniczy dewiz nie daje...

Lecz 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!”.

Bo przecież było złe

- że stworzyło się doktrynę o zbędności przemysłu lotniczego w Polsce
- że cenny dorobek wielu lat: wykształconych oraz doświadczonych fachowców — rozprasza się i traci na zawsze
- że kosztowne inwestycje fabryczne, podjęte dla lotnictwa (hangary, wyposażenie, instalacje) — zaprzepaszcza się
- że dla podtrzymania doktryny — rezygnuje się z wielkich sum dewiz za ekspert sprzętu lotniczego.

I wolno nam dziś — po Plenum Odnowy — wierzyć, że omówione problemy zostaną przez czynniki kompleksowo, obiektywnie i wnikliwie rozważone.

I nikt nie domaga się tu stosowania taryfy ulgowej czy rzucania na szalę polskiego sentymentu dla lotnictwa. Lecz liczyć się należy z ekonomicznymi realiami i potrzebami gospodarki narodowej.

Bo są argumenty, które w rachunku trzeba uwzględnić i fakty — u nas i za granicą — których nie dostrzegać nie wolno.

SELEKCJA I TRENING ASTRONAUTÓW

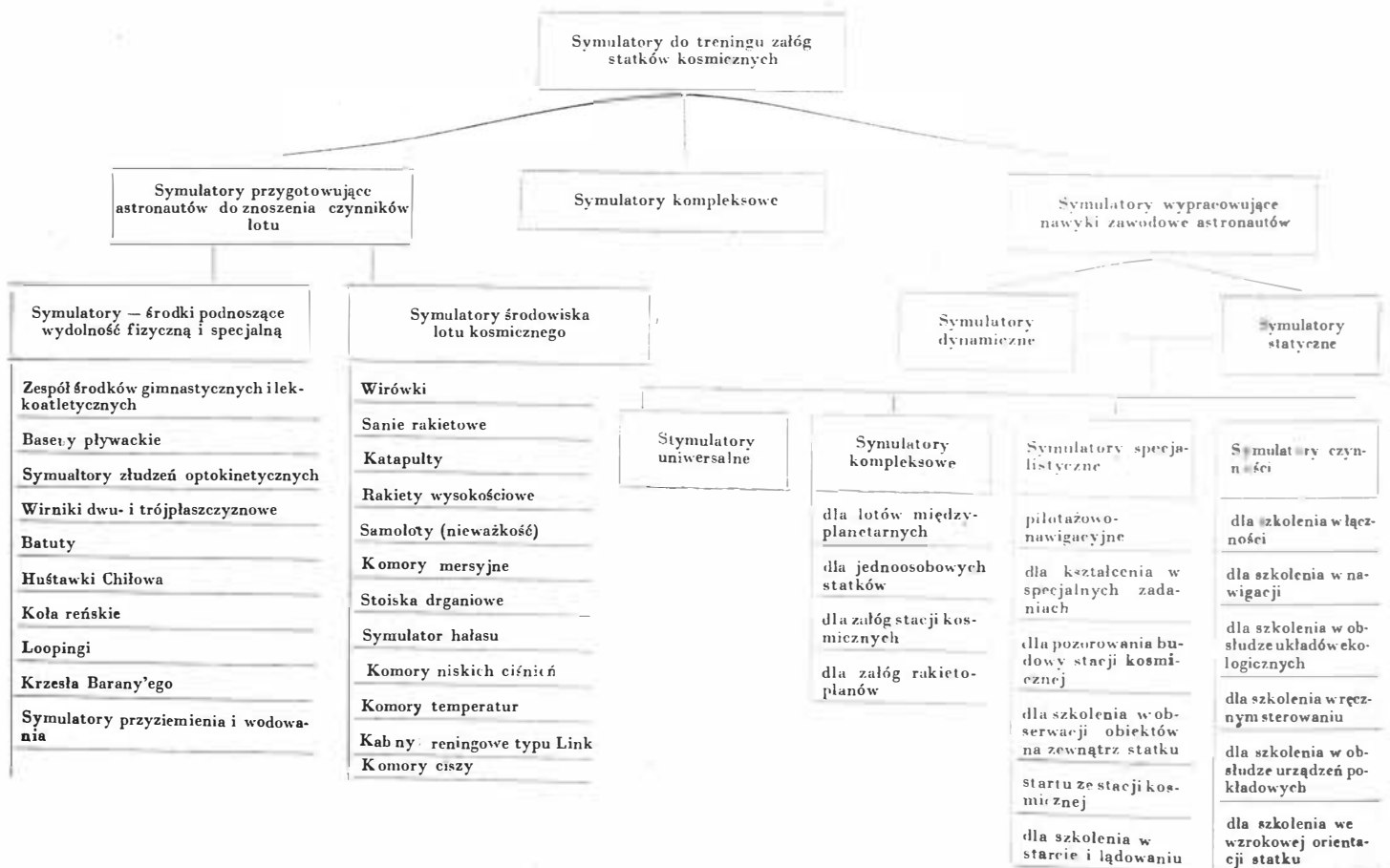
W artykule podano podstawowe wymagania stawiane kandydatom na astronautów oraz przedstawiono ogólne zasady szkolenia astronautów i jego najważniejsze elementy – trening w znoszeniu przyspieszeń, trening w znoszeniu niedotlenienia, trening w znoszeniu nieważkości, trening w znoszeniu zmian temperatury otoczenia, trening psychologiczny, wychowanie fizyczne, trening ratowniczy, szkolenie teoretyczne i szkolenie praktyczne.

Czynniki środowiska kosmicznego wymagają od uczestników lotu wyjątkowej sprawności i wydolności. Astronauta jest stale narażony na ich uszkadzające działanie, które w niekorzystnych sytuacjach może grozić powstaniem trwałych uszkodzeń lub nawet śmiercią. Oczywiście warunki, jakie znajduje astronauta w kabinie statku oraz dodatkowe urządzenia i środki zabezpieczające, pozwalają z powodzeniem wykonać lot bez ujemnych następstw zdrowotnych. Technika astronautyczna przewiduje ponadto konstrukcję w przyszłości statków, które pozwolą dokonywać lotów pasażerskich w warunkach pełnego komfortu.

Niemniej, choćby z uwagi na to, że obecnie przeprowadzane loty są lotami eksperymentalnymi, a w związku z tym nie wszystkie okoliczności takiego lotu można przewidzieć, uczestnicy tych lotów są starannie wybierani i przygotowywani. We wstępnej selekcji ocenia się zwłaszcza tolerancję czynników, z którymi dany kandydat zetknie się w locie. Właściwa selekcja następuje w czasie szkolenia wybranych wstępnie kandydatów, w ramach którego przyswajają oni sobie wszystkie wiadomości i umiejętności potrzebne w czasie lotu kosmicznego. W ramach tego szkolenia prowadzony jest również odpowiedni trening, którego celem jest zwiększenie i umocnienie tolerancji czynników środowiska lotu.

Kandydatów do lotów kosmicznych wybiera się dotąd w zasadzie spośród pilotów wojskowych. Są to osoby, które mają odpowiednio sprawdzony stan zdrowia, przy czym metody badań są zbliżone do metod, które stosuje się w medycznym orzecznictwie lotniczym. Ponadto, osoby te są zapoznane z warunkami lotu na samolotach, gdzie większość czynników środowiskowych jest podobna lub nawet identyczna z czynnikami występującymi w locie kosmicznym. W stosunku do kandydatów do lotów na statkach „Gemini” i „Apollo” wymagano nawet, aby liczba godzin lotu na samolotach odrzutowych nie była mniejsza niż 500.

Tablica. Schemat klasyfikacji urządzeń treningowych astronautów



Badania medyczne wykonywane u kandydatów do lotów kosmicznych mają na celu wykluczenie wszystkich osób ze schorzeniami i zaburzeniami, które mogą w czasie lotu spowodować zmniejszenie zdolności do pracy. W tym celu, obok zwykłych, rutynowo przeprowadzanych w warunkach klinicznych badań poddaje się kandydatów specjalnym próbom, zwanym czynnościowymi, w oparciu o które ocenia się stan czynnościowy i sposób reagowania całego ustroju oraz poszczególnych jego części. W uzupełnieniu tych badań przeprowadza się szczegółową analizę psychologiczną kandydatów. Kryteria selekcji psychologicznej nie są jeszcze ustalone. Niemniej, ogólnie można je za *G. E. Ruffem* [1] scharakteryzować następująco:

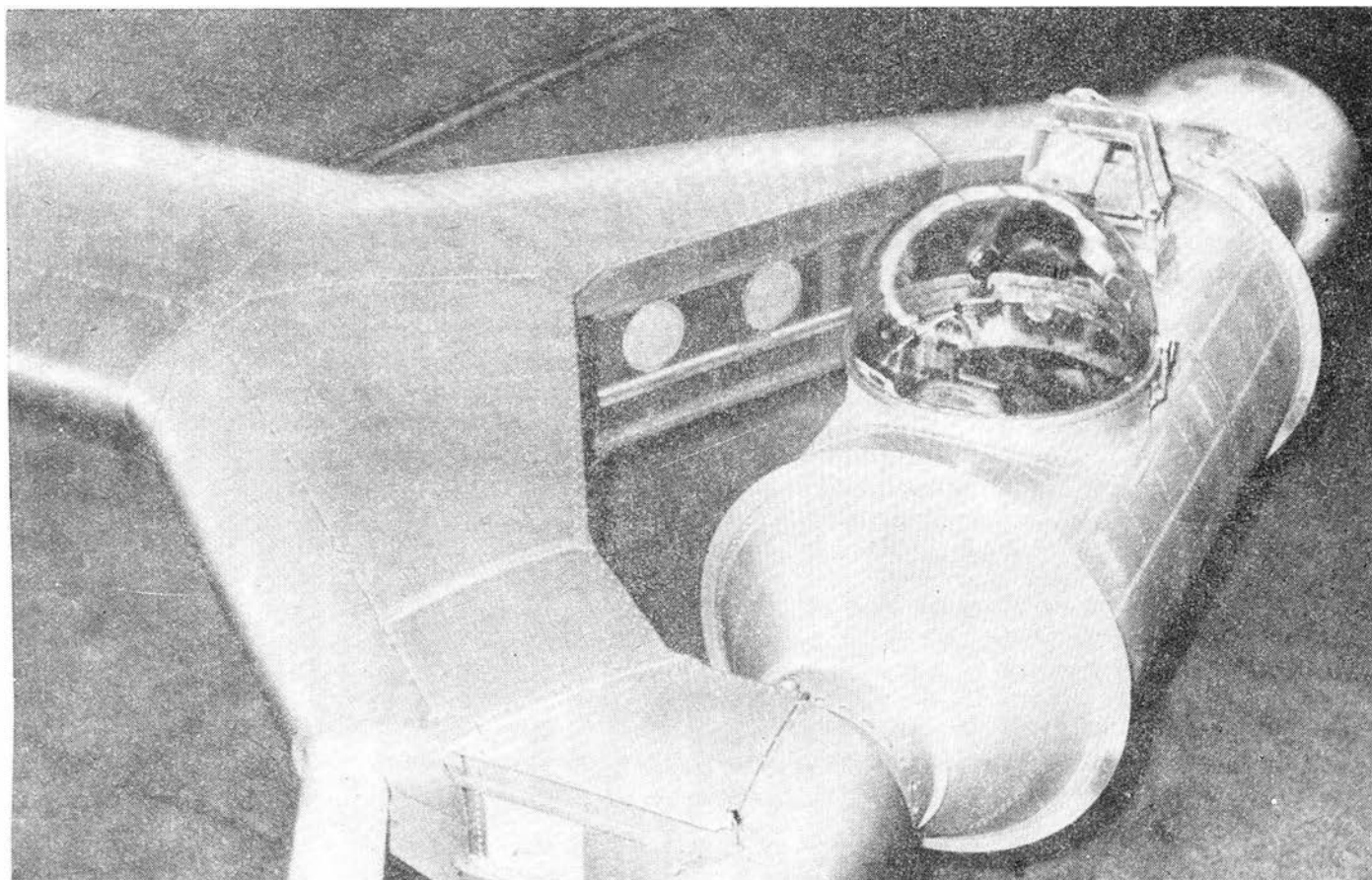
- wysoki poziom inteligencji
- posiadanie prawa jazdy
- umiejętność podporządkowania się w pewnych sytuacjach narzuconych poleceniom co do sposobu postępowania, lecz nie bezwzględna uległość wobec autorytetów
- zdolność współżycia z zespołem i zdolność znoszenia ścisłej izolacji
- zachowanie wydolności psychicznej w odniesieniu do izolacji od domu rodzinnego i zdolność prawidłowego działania w warunkach, w których może powstać obniżenie tej wydolności
- zdolność właściwego działania na bodźce i zdolność adaptacji do zmian otoczenia
- właściwa motywacja udziału w locie i twórcze zainteresowanie programem lotu
- brak objawów impulsywności i rozważne działanie w sytuacjach zagrożenia oraz dobra tolerancja czynników stressowych.

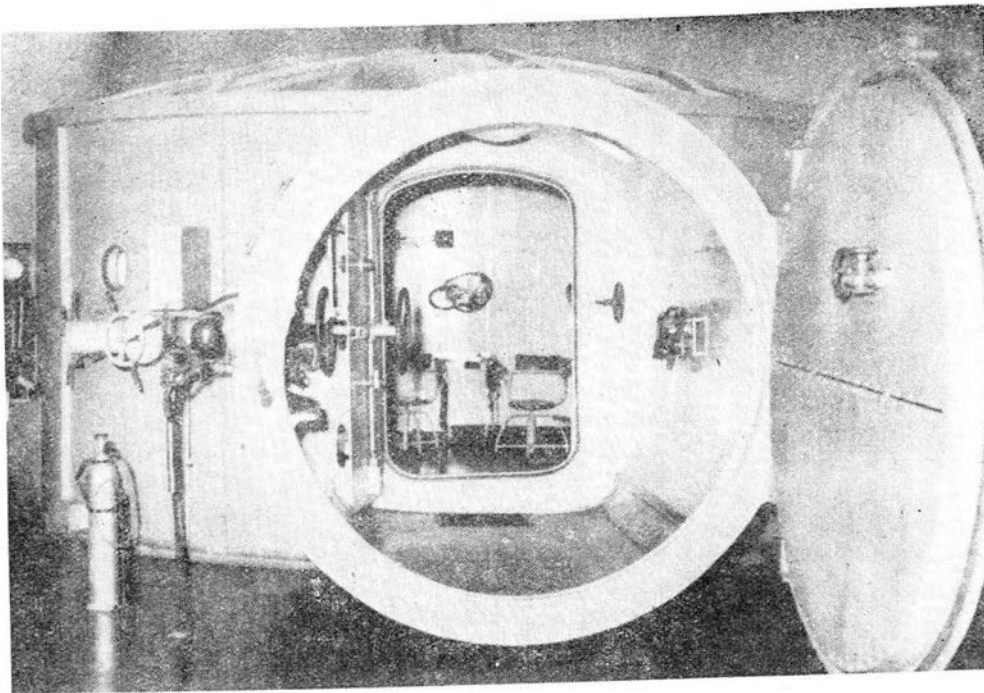
Schematy przygotowań astronautów do lotów stosowane w Związku Radzieckim i Stanach Zjednoczo-

nych różnią się między sobą mimo tych samych celów końcowych. Należy przy tym podkreślić, że niektóre sposoby treningu nie są publikowane lub są stosowane tylko wybiórczo do jakiegoś rodzaju lotu.

Spśród wszystkich metod treningowych największe znaczenie mają te formy szkolenia, które są prowadzone w symulatorach pozorujących poszczególne czynniki środowiska kosmicznego lub fazy lotu. Dużą liczbę stosowanych w tym celu symulatorów można ująć schematycznie zgodnie z zestawieniem w tabelicy. Pierwsza grupa symulatorów służy głównie do badań sprawdzających stopień tolerancji przez ustrój astronauty poszczególnych czynników lotu. Druga grupa symulatorów służy samemu szkoleniu w czynnościach prowadzenia statku kosmicznego. Ich zastosowanie pozwala poznać specyfikę lotu, przyswoić nawyki potrzebne podczas wykonywania manewrów w locie oraz zapoznać się z poszczególnymi jego fazami. W tym zespole symulatorów szczególną rolę odgrywają tzw. symulatory uniwersalne, w których możliwe jest przygotowanie astronautów do pracy we wszystkich zasadniczych fazach lotu i w warunkach skojarzonego działania czynników środowiska lotu. Zasadniczymi elementami takiego symulatora są: ruchoma lub nieruchoma makieta kabiny kosmicznej, urządzenia sterujące i programujące pozorowany lot oraz wizualny imitator przestrzeni kosmicznej, który pozwala wytwarzać złudzenia przebywania w tej przestrzeni i wykonywać manewry orientowania statku w stosunku do gwiazd lub powierzchni Ziemi. Współczesne symulatory uniwersalne pozwalają wytwarzać wewnątrz kabiny kosmicznej zmianę parametrów mikroklimatycznych, nawet do granic przekraczających zdolność ich znoszenia przez nie ochronionego człowieka. Wyposażenie wnętrza kabiny, które w zależności od konkretnego

1. Kabina zawieszona na ramieniu wirówki do badań wpływu przyspieszeń na organizm człowieka





2. Widok komory niskich ciśnień do badań wpływu niedotlenienia na organizm człowieka

programu może być zmieniane, umożliwia ponadto prowadzenie treningu scalającego czynności wszystkich członków załogi statku, niezależnie od konkretnej wykonywanej przez nich funkcji.

Schemat przygotowań astronautów do lotów składa się z kilku zasadniczych części. Nie wnikając w różnice takiego przygotowania uwarunkowane rodzajem lotu oraz specyfiką środowiska, a także rodzajem ośrodka, który do danego lotu szkoli, w treningu podstawowym astronautów można wyróżnić pewne elementy powtarzające się w każdym szkoleniu. Najważniejsze elementy takiego szkolenia omówiono poniżej.

Trening w znoszeniu przyspieszeń

Trening ten jest przeprowadzany na wirówce, której kabina jest wyposażona we wszystkie potrzebne czujniki i przyrządy do kontroli stanu fizycznego i psychicznego ćwiczących (rys. 1). Kabina taka jest ponadto dodatkowo przystosowywana do działania również innych czynników lotu na tle wpływu przyspieszenia. Na przykład, kabina wirówki w Johnsville (USA), przystosowana do badań i treningu astronautów biorących udział w programie „Mercury”, była wyposażona w urządzenia sterujące, klimatyzacyjne i pozwalała naśladować wszystkie fazy startu i lądowania. Wspólnie z przyspieszeniem mogły oddziaływać na badanych oscylacje i drgania oraz hałas silników raketowych.

Stosowany trening w znoszeniu przyspieszeń ma program złożony. Początkowo jego zadaniem jest zapoznanie szkolonych osób z odczuciem, wrażeniami, a nawet bólem występującym podczas działania przyspieszenia o różnych parametrach. W ten sposób zaznajamia się organizm astronauty z warunkami stresowymi, doskonaląc reakcje fizjologiczne, które kompensują powstałe zaburzenia wewnątrzustrojowe. Uczy się również astronautę sposobu zachowania się, oddychania, mówienia, spostrzegania podczas działania dużych wartości przyspieszenia, wytwarzając u niego stereotypowe reakcje, ułatwiające znoszenie przyspieszenia i pracę w tych warunkach. W prze-

biegu treningu wytwarza się ponadto różnego rodzaju sytuacje zagrożenia, jakie mogą powstać podczas startu i lądowania statku kosmicznego. Astronauta uczy się reagować na powstałe zagrożenie w warunkach równoczesnego wpływu przyspieszenia. Niekiedy sytuację taką łączy się z eksplozywną dekompresją lub niedotlenieniem.

Trening w znoszeniu niedotlenienia

Wykonywany w komorze niskich ciśnień trening jest standardowym badaniem przeprowadzanym u pilotów w warunkach pozorowanej wysokości, to znaczy w obniżonym do odpowiedniej wartości ciśnieniu (rys. 2). W selekcji i treningu astronautycznym dochodzi do tego dodatkowo ocena zdolności wykonywania pracy w skafandrze wysokościowym w bardzo niskim ciśnieniu otoczenia (poniżej 1 mm Hg). Próba ta jest systematycznie powtarzana w czasie szkolenia dla nabycia wprawy w tej pracy. W komorze niskich ciśnień przeprowadza się również ocenę tolerancji badanego na działanie eksplozywny dekompresji, zarówno bez zabezpieczenia skafandrem wysokościowym, jak i z tym zabezpieczeniem. Oczywiście, w czasie żadnej z tych prób nie przekracza się dopuszczalnej wartości stosunku ciśnienia wyjściowego do końcowego, która dla organizmu nie zabezpieczonego skafandrem wynosi około 3,0—3,1. Celem treningu w warunkach eksplozywny dekompresji jest określenie sposobu reagowania ustroju przyszłego astronauty na tego rodzaju obciążenie.

W normalnym locie astronauta nie są narażeni na działanie tak niskiego ciśnienia, jakie stosuje się w czasie treningu w komorze niskich ciśnień. W radzieckich statkach ciśnienie atmosfery wewnątrz kabiny nawet przekracza nieco 1 kG/cm² *. Niemniej, w sytuacjach wyjątkowych, powstałych na przykład w wyniku uszkodzenia szczelności kabiny oraz w czasie wykonywania prac przewidzianych programem

* W statkach amerykańskich ciśnienie wynosi wprawdzie tylko ok. 0,35 kG/cm², lecz atmosfera składa się z czystego tlenu (przyp. redakcji).

poza statkiem, astronauta będzie przebywał w skafandrze, gdzie ciśnienie atmosferyczne jest obniżone do 0,5—0,35 kG/cm². Trening więc, oprócz zapoznania się z tym zjawiskiem, ma na celu nabycie pewnej wprawy w poruszaniu się i w pracy w skafandrze w próżni kosmicznej. Komory niskich ciśnień są w tym celu dodatkowo wyposażane w urządzenia, które naśladują inne czynniki przestrzeni kosmicznej, jak grzejniki dające wysoką temperaturę, urządzenia oziębiające, a także w aparaturę pokładową statku.

Trening w znoszeniu nieważkości

Prowadzony jest on zazwyczaj w warunkach rzeczywistej nieważkości podczas lotu na samolotach po torze balistycznym. Występująca wówczas niedowaga i nieważkość trwa krótko, zazwyczaj kilkadziesiąt sekund. Niemniej, zdaniem prowadzących trening i samych szkolonych, jest to wystarczający czas dla zapoznania się z właściwościami stanu nieważkości i nabycia wprawy w poruszaniu się oraz w pracy w tych warunkach. Ten ostatni element treningu, praca w nieważkości, jest coraz bardziej rozbudowywany w związku z rozszerzeniem zakresu czynności astronauty w statku i poza statkiem. Obejmuje on wszystkie czynności, które są przewidziane programem lotu. Na przykład w tych warunkach astronauta radziecki przeprowadzali prace montażowe i spawalnicze, które później wykonywali w czasie lotu statków typu „Sojuz”.

Nieważkość można pod pewnymi względami porównać przez zanurzenie badanego w wodzie lub innym płynie o gęstości zbliżonej do średniej gęstości ciała ludzkiego. Zwłaszcza dotyczy to zagadnień lokomocyjnych i czynności motorycznych, kiedy to w imersji zostają oddane stosunkowo dokładnie warunki, jakie występują w rzeczywistej nieważkości. Z tego też powodu w lotach statków „Apollo” i „Sojuz” w szkoleniu astronautów dużo uwagi poświęcano uczeniu się precyzji ruchów i poruszaniu się w imersji. Szkolenie to zajmuje coraz więcej miejsca w obecnie prowadzonych i projektowanych programach przygotowań astronautów do długotrwałych lotów kosmicznych.

Trening w znoszeniu zmian temperatury otoczenia

Zmiana temperatury w bezpośrednim otoczeniu astronautów następuje jedynie w przypadku uszkodzenia urządzeń klimatyzujących wewnątrz kabiny statku kosmicznego lub skafandra. W warunkach normalnych urządzenia te zapewniają pełny komfort cieplny. Ich uszkodzenie może nastąpić z różnych powodów i jak wykazało doświadczenie z dotychczasowych wypraw astronautycznych, nie jest ono takie rzadkie. Najbardziej dramatyczna sytuacja zaistniała podczas powrotu z nieudanej wyprawy statku „Apollo” 13, kiedy wskutek uszkodzenia źródła energii temperatura wewnątrz kabiny statku utrzymywała się przez długi czas na niskim poziomie.

Trening w znoszeniu zmian temperatury otoczenia prowadzony jest w tzw. komorze temperatur, która zwykle jest równocześnie komorą niskich ciśnień. Ekspozycje do skrajnie niskich i wysokich temperatur przeprowadza się tylko w celu zapoznania astronautów z tymi warunkami i określenia u każdego

z nich wartości indywidualnej tolerancji. Większe znaczenie w programie treningu ma szkolenie w posługiwaniu się urządzeniami pokładowymi i praca w umiarkowanie zmienionej temperaturze. Są to temperatury leżące w pobliżu górnej lub dolnej granicy tolerancji przez człowieka. W Związku Radzieckim aklimatyzację do niskich temperatur przeprowadza się dodatkowo w ramach szkolenia wysokogórskiego, które jest tam częścią treningu astronautycznego.

Trening psychologiczny

Ten rodzaj treningu zajmuje dużo miejsca w programie przygotowań astronautów. Podczas lotu astronauta narażeni są na działanie różnorodnych stresorów psychicznych, z których jako najważniejsze wymieniamy izolację i długotrwałe poczucie zagrożenia. Przebywając w przestrzeni kosmicznej astronauta jest zdany prawie wyłącznie na własne umiejętności w razie awarii urządzeń statku, co nie jest bez znaczenia dla jego psychiki. Ponadto, zniknięcie czynników regulujących rytmikę dobową dodatkowo zmienia poziom wydolności, który z tą rytmiką jest ściśle związany. Do tego należy dołączyć zmianę funkcji psychicznych jako skutek zaburzeń fizjologicznych procesów wewnątrzustrojowych, które są wywołane oddziaływaniem fizycznych czynników lotu.

Do tych wszystkich warunków astronauta jest starannie przygotowywany przez różne próby i cykle szkoleniowe. Najcięższą próbą jest kilkunastodniowy pobyt w komorze odosobnienia w warunkach całkowitej izolacji od bodźców zewnętrznych. Zwykle w 9—11 dniu pobytu następuje kryzys w postaci nadmiernego podniecenia psychoruchowego, które kandydat do lotów kosmicznych powinien przeczłonyć. W próbie tej określa się zdolność przystosowania się astronauty do zmienionego tła dopływających bodźców, analizując zwłaszcza sposób reagowania na nagle podane, umowne sygnały. Znaczenie jako trening psychologiczny mają również wszystkie elementy szkoleniowe przeprowadzane w warunkach działania fizycznych czynników lotu (np. hałas, drgania, przyspieszenia, hipodynamia) oraz szkolenie w zakresie budowy statku i sposobów usuwania jego uszkodzeń. Ten ostatni czynnik znacznie zwiększa zaufanie do statku, zmniejszając stress „zagrożeniowy”.

Wychowanie fizyczne

Zajęcia z wychowania fizycznego zajmują w szkoleniu astronautycznym proporcjonalnie dużo miejsca. Są one rozłożone na cały okres szkolenia, zajmując minimum jedną godzinę dziennie. Uzasadnieniem stosowania treningu fizycznego są spostrzeżenia o dodatnim wpływie tych ćwiczeń na tolerancję przez człowieka różnych wpływów środowiskowych. Przez ćwiczenia fizyczne podnosi się więc potencjał adaptacyjny astronautów do różnych czynników środowiska lotu. Istotne znaczenie ma w tej części szkolenia rodzaj ćwiczeń. Jak wykazano doświadczalnie, odpowiednio dobrany rodzaj uprawianych ćwiczeń fizycznych może podnieść wybiórczo tolerancję danego czynnika, nie wpływając lub nawet pogarszając zdolność znoszenia innych czynników. W szkoleniu astronautycznym najbardziej przydatne okazały się ćwiczenia wytrzymałościowo-szybkościowe oraz zwiększające koordynację wzrokowo-ruchową. Szczególnie sze-

roki w programie szkolenia jest udział ćwiczeń na lotniczych przyrządach gimnastycznych (koło reńskie, leaping, batut), które uwzględniają aspekty środowiska lotu kosmicznego. Dużo godzin przeznaczają się także na sport spadochronowy z lądowaniem na wodzie i na lądzie.

Trening ratowniczy

W skład tej części szkolenia astronautycznego wchodzi zapoznanie się z możliwościami uszkodzeń statku i jego wyposażenia oraz ze sposobami usuwania tych uszkodzeń. Ponadto, w ramach treningu ratowniczego astronauta poznają sposoby ratowania w przypadku zagrożenia ze strony fizycznych czynników lotu kosmicznego. Najwięcej uwagi poświęca się tu eksplozywniej dekompresji, promieniowaniu kosmicznemu oraz niedotlenieniu. Ważnym elementem jest również szkolenie w zakresie rozpoznawania oraz udzielania pomocy w przypadkach zranień, zatruc i zachorowań. Wreszcie, astronauta poddawani są praktycznej próbie, w której muszą wykazać się zaradnością i zdolnością znajdowania sobie schronienia i pokarmu. W Stanach Zjednoczonych tę część treningu ratowniczego przeprowadza się w dżungli i w warunkach pustynnych, gdzie astronauta pozostawieni są całkowicie sobie, będąc wyposażeni jedynie w indywidualne środki zabezpieczenia ratowniczego, jakie mają do dyspozycji na pokładzie statku. Wzywaniu pomocy drogą radiową może nastąpić wyjątkowo, w razie rzeczywistego zagrożenia ich życia.

Szkolenie teoretyczne

Już wstępnie, w ramach selekcji do szkolenia astronautycznego, jednym z wymagań wobec kandydatów do lotów kosmicznych jest znajomość prowadzenia samolotu. Kryteria amerykańskie uwzględniają również przygotowanie akademickie w zakresie dziedzin politechnicznych lub matematyczno-przyrodniczych. Program kursu teoretycznego dla astronautów, który jest prowadzony na poziomie uniwersyteckim, obejmuje przede wszystkim dziedziny niezbędne dla nabycia odpowiednich umiejętności sterowania i nawigacji statku. Należą tu: teoria maszyn cyfrowych, astronomia i mechanika lotów orbitalnych. Astronauta zapoznają się ponadto z obsługą aparatury naukowej i zadaniami, które będą mieli wykonać podczas lotu. Kandydaci do lotów na Księżyc przyswajali sobie dodatkowo wiadomości z geofizyki, geochemii i geologii, a także mineralogii i wulkanologii. Każdy z przyszłych astronautów przechodzi skrócony kurs bioastronautyki, ze szczególnym uwzględnieniem środków zabezpieczenia bytowania w statku kosmicznym.

Szkolenie praktyczne

Ta część szkolenia astronautycznego zajmuje najwięcej czasu i jej zadaniem jest wyuczenie astronautów wszystkich czynności związanych z przebywaniem i pracą w przestrzeni kosmicznej. Astronauta biorą już udział w projektowaniu i montażu statku, wnosząc własne propozycje w zakresie rozmieszczenia i konstrukcji wyposażenia wnętrza kabiny. W ramach tych zajęć są oni szkoleni w usuwaniu usterek

i uszkodzeń przyrządów pokładowych. Sterowanie i nawigacja prowadzone są w makietach statków, pozwalających pozorować wszystkie fazy lotu. Dużo miejsca zajmuje trening w symulatorach lotu, w których na szkolonych oddziałują dodatkowo czynniki środowiska kosmicznego. Jednym z elementów tego szkolenia jest praca w makiecie statku zanurzonego w wodzie lub znajdującego się w samolocie dla wytworzenia warunków nieważkości. W skład szkolenia praktycznego wchodzi także loty na samolotach odrzutowych w celu utrzymania właściwych nawyków sterowania.

Dobłą ilustracją przebiegu szkolenia astronautycznego jest trening astronautów amerykańskich do lotów w ramach programu „Apollo” [3]. W sumie, na jedną godzinę lotu przeznaczono ponad 5 godzin treningu naziemnego. Z ogólnej liczby godzin szkoleniowych 1000 godzin wykorzystano na bezpośrednie przygotowanie do lotu oraz na techniczne zapoznanie się ze statkiem. W ramach tych godzin załoga statku brała udział w jego konstrukcji oraz sprawdzaniu przedstartowym. Zasadniczymi elementami specjalistycznego treningu astronautów statków „Apollo” były następujące zagadnienia:

- 1) szczegółowe poznanie zespołów konstrukcyjnych statku, ich pracy i możliwości wymiany
- 2) poznanie budowy rakiety nośnej, zakresu bezpieczeństwa jej pracy, dynamiki lotu, rodzajów uszkodzeń oraz sposobów ratowania statku w przypadku awarii rakiety
- 3) zapoznanie się z układem sterowniczo-nawigacyjnym
- 4) teoretyczne i praktyczne przygotowanie z zakresu techniki fotografii i pracy kamery telewizyjnej
- 5) zapoznanie się z wszystkimi wariantami lotu w warunkach normalnych i w sytuacji zagrożenia
- 6) przegląd rozmieszczenia urządzeń umożliwiających bytowanie i trening w posługiwaniu się nimi
- 7) ponad 400-godzinny trening w symulatorze statku macierzystego i pojazdu księżycowego z pozorowaniem warunków lotu
- 8) trening na wirówce w celu określenia tolerancji przyspieszenia
- 9) zapoznanie się z powierzchnią Księżyca oraz warunkami pracy i chodzenia na jego powierzchni, włączając w to teorię budowy Księżyca i zagadnienia egzobiologiczne. Trening w czynnościach przewidzianych na Księżycu
- 10) loty treningowe na symulatorze pojazdu księżycowego ze szczególnym uwzględnieniem fazy lądowania
- 11) loty w samolocie po krzywej balistycznej z symulatorem statku „Apollo” na pokładzie w celu zapoznania się z warunkami pracy w nieważkości (zwłaszcza nakładanie i zdejmowanie skafandra)
- 12) trening w komorze immersyjnej z użyciem makiety statku „Apollo” w celu opanowania sposobu przechodzenia przez słupkę i zapoznania się ze sposobem wykonywania czynności w skafandrze w warunkach hipodynamii
- 13) trening w czynnościach przewidzianych po wodowaniu statku (zmiana położenia statku, technika ratowania, przejście do śmigłowca itp.)
- 14) trening startu i lądowania w symulatorach w przypadku powstania zagrożenia (ogień, zanieczyszczenie atmosfery, uszkodzenie urządzeń napędowych itp.)
- 15) opanowanie techniki gaszenia pożaru wewnątrz statku „Apollo”
- 16) zapoznanie się z mapą nieba ze szczególnym uwzględnieniem 37 gwiazd przewidzianych jako wskaźniki nawigacyjne

Na zakończenie należy podkreślić, że program szkolenia astronautów jest stale zmieniany. Każdy zrealizowany lot kosmiczny przynosi nowe wiadomości, których wykorzystanie w procesie szkolenia podnosi bezpieczeństwo lotu. Ponadto, każdy lot realizowany jest według tylko dla siebie charakterystycznego programu, wymagając uwzględnienia tej specyfiki w szkoleniu. Wreszcie, program przygotowywania astronautów jest wzbogacany o elementy, które zostały wypracowane w warunkach laboratoryjnych, w wyniku analizy poszczególnych wariantów i faz lotu.

Literatura

1. Ruff G. E.: *Biologia i medycyna kosmiczna*, PW 1968, s. 195.
2. Denisow E. A.: *Kosmonaut letajet na zemle*, Izd Nauka 1965.
3. NASA: *Press Release* 1969.

ZAGADNIENIA KONSTRUKCYJNO-WYTRZYMAŁOŚCIOWE TARCZ NOSNYCH WIRNIKÓW SILNIKÓW TURBINOWYCH

We współczesnych lotniczych silnikach turbinowych stają się coraz powszechniejsze konstrukcje wirników, w których cienkie tarcze mają otwory centralne o dużych średnicach. W artykule przeanalizowano występujące w tarczach nośnych wirników rozkłady naprężeń, dopuszczalne wartości naprężeń oraz stopień wykorzystania materiału, który ma decydujący wpływ na lekkość konstrukcji wirników.

Coraz częściej we współczesnych lotniczych silnikach turbinowych, zwłaszcza dwuprzepływowych, stosuje się konstrukcje wirników zespołów wentylatorowych, sprężarkowych, a nawet turbinowych, w których tarcze nośne wieńców łopatkowych mają otwory o dużych wymiarach (rzędu nawet 0,5–0,7 średnicy zewnętrznej tarczy). Istnieją także konstrukcje bębnowe wirników zespołów wentylatorowych.

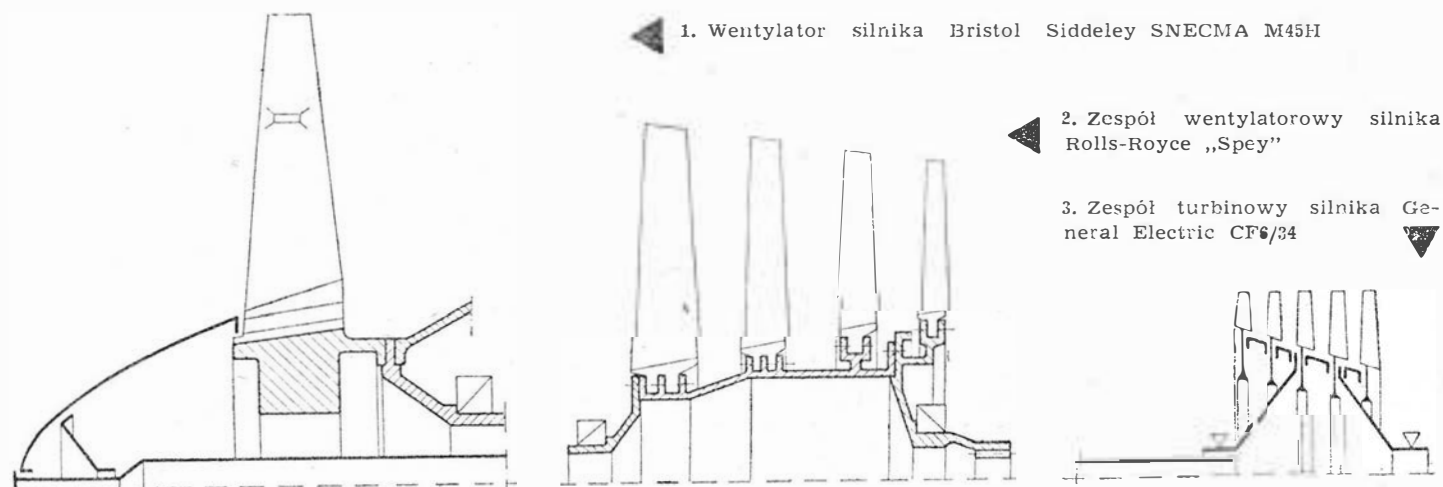
Każdy z wymienionych zespołów wirnikowych ma odmienny charakter obciążeń termicznych, lecz wspólną ich cechą jest znajdowanie się wszystkich części wirników w polu działania przyspieszeń odśrodkowych powodujących powstanie ogromnych sił odśrodkowych obciążających tarcze nośne. Siłami obciążającymi tarcze nośne wirników są nie tylko siły odśrodkowe działające na pióra i zamki łopatek, ale przede wszystkim — na masę samej tarczy nośnej.

Dążność do uzyskania konstrukcji dostatecznie wytrzymałej, sztywnej i lekkiej powoduje znaczną różnorodność form konstrukcyjnych wirników w zależności od rodzaju zespołu, zastosowania silnika i wymagań eksploatacyjnych. Na rysunku 1 pokazano konstrukcję wirnika jednostopniowego wentylatora silnika dwuprzepływowego Bristol Siddeley/SNECMA M45H. Stopień wentylatorowy stanowi wspólny zespół ze sprężarką niskiego ciśnienia. Ze względu na duże siły odśrodkowe działające na łopaty wentylatora, tarcza nośna stopnia wentylatorowego jest stosunkowo gruba (rzędu 100–120 mm), lecz posiada-

jąc duży otwór centralny przyjmuje postać pierścienia.

Wprowadzenie jako materiału konstrukcyjnego na łopatkę wirnikowe wysoko wytrzymałych tworzyw sztucznych umożliwiło powrót do bębnowych konstrukcji wirników. Rysunek 2 przedstawia konstrukcję wirnikowego zespołu wentylatorowego silnika Rolls-Royce „Spey”. Konstrukcja bębnowa, przy obciążających obecnie wymaganiach w stosunku do wentylatorów i sprężarek (duże prędkości obwodowe), możliwa jest do zastosowania tylko wówczas, gdy obciążenie wieńca łopatek wirnikowych stanowi niewielką część obciążeń masowych działających na sam bęben.

Dla pełniejszej ilustracji form konstrukcyjnych wirników współczesnych silników turbinowych na rys. 3 pokazano schemat zespołu wirnika turbiny niskiego ciśnienia dwuprzepływowego silnika amerykańskiego CF6/34 firmy General Electric. Wirnik ten ma oryginalną konstrukcję — charakterystyczną raczej dla sprężarek. Tarcze nośne wirnika mają duże otwory, zwłaszcza w zestawieniu z ich średnicami zewnętrznymi, przy czym tarcze środkowe połączone są ze stożkowo ukształtowanymi kołnierzami wałów. Taki układ konstrukcyjny pozwala na uzyskanie małej rozpiętości podpór, dużej sztywności wirnika, a przede wszystkim — prawie jednakowych ugięć ułopatkowanej części wirnika, niezależnie od oddalenia kolejnych stopni od podpór, co ułatwia dobór luzów wierzchołkowych łopatek, gdyż na ich wartość ugięcie wirnika ma mały wpływ.



Przedstawione tu przykłady form konstrukcyjnych mają na celu wykazanie potrzeby dokonania pewnych analiz umożliwiających zrealizowanie konstrukcji optymalnej (w bardzo ogólnym tego słowa znaczeniu) pod względem wytrzymałości, sztywności i lekkości konstrukcji.

Wpływ otworu w tarczy nośnej na rozkład naprężeń i stopień wykorzystania materiału

W niniejszych rozważaniach przyjęto jako podstawę do oceny występujących naprężeń, że wszystkie odkształcenia zachodzą zgodnie z prawem Hooke'a, tj. że naprężenia występujące w elementach wirujących nie osiągają granicy proporcjonalności.

W celu uzyskania wartości porównawczej naprężeń w poszczególnych rozważanych przypadkach odniesiono je do naprężeń obwodowych występujących w bębnie wirującym. Zależność na naprężenia obwodowe przy założeniu ich jednakowej wartości na całej grubości bębna ma następującą postać:

$$\sigma_u = \rho U^2 \quad (1)$$

gdzie:

ρ — gęstość materiału,

$U = r_{sr}\omega$ — prędkość obwodowa na średnim promieniu,

ω — prędkość kątowna bębna.

O ile w bębnie wirującym jedynymi naprężeniami są naprężenia obwodowe, co jest zresztą charakterystyczne dla wszystkich konstrukcji o kształcie taśmy, o tyle w tarczach wirujących powstają naprężenia zarówno obwodowe σ_u , jak i promieniowe σ_r . Taki płaski stan napięcia w materiale tarczy zmusza nie tylko do oceny rozkładu naprężeń o obydwu kierunkach na różnych promieniach tarczy, ale i do oceny naprężeń zastępczych — obliczonych według zależności:

$$\sigma_z = \sqrt{\sigma_r^2 - \sigma_r \sigma_u + \sigma_u^2} \quad (2)$$

Wartość naprężeń zastępczych decyduje o stopniu obciążenia materiału na każdym promieniu tarczy. Dla celów porównawczych rozważono poniżej rozkłady naprężeń w tarczach tzw. płaskich (to jest o stałej grubości — niezależnej od promienia) bez otworu — rys. 4, z otworem małym — rys. 5 i otworem dużym — rys. 6. Wartości naprężeń odniesiono do naprężeń obwodowych występujących w bębnie wirującym o promieniu równym promieniowi ze-

wnętrznemu rozpatrywanych tarcz wirujących z takimi samymi jak bęben prędkościami kątowymi ω . Z rysunku 4 widać, że maksymalna wartość naprężeń stanowi $\sim 0,41$ wartości naprężeń w bębnie, przy stosunkowo równomiernym rozkładzie naprężeń zastępczych wzdłuż promienia. Wywiercenie nawet niewielkiego otworu (rys. 5) w części centralnej tarczy powoduje skokowy wzrost naprężeń obwodowych σ_u i związanych z tym naprężeń zastępczych σ_z do wartości dwukrotnie większej ($\sim 0,83$) niż w tarczy bez otworu, z jednocześnie powstałym nierównomiernym rozkładem wzdłuż promienia (w celu likwidacji tego skoku naprężeń stosuje się powszechnie kołnierze w strefie piasty o grubości około dwukrotnie większej niż grubość pozostałej części tarczy). Wykonanie stosunkowo dużego otworu (rys. 6), o promieniu równym połowie promienia zewnętrznego tarczy, powoduje dalszy nieznaczny wzrost maksymalnych naprężeń, z jednoczesnym uśrednieniem ich rozkładu wzdłuż promienia tarczy.

Szczegółowsza analiza rozkładów naprężeń w tych tarczach nasunęła autorowi niniejszego opracowania myśl dokonania analizy stopnia wykorzystania materiału, w sensie możliwości przenoszenia naprężeń i masy samej konstrukcji, przez wprowadzenie pewnego współczynnika — nazwanego stopniem wykorzystania materiału, a wyrażającego się wzorem ogólnym:

$$k_w = \frac{\int_{S=\pi R^2} \sigma_z(S) dS}{\int_{S=\pi R^2} \rho b(S) dS} \quad (3)$$

lub w postaci bardziej dogodnej do obliczeń:

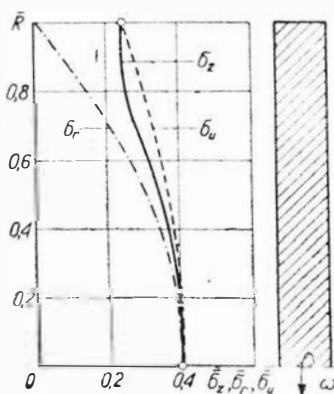
$$k_w = \frac{2\pi \int_0^R \sigma_z(R) R dR / \sigma_{z \max} = \sigma_{dop}}{2\pi \rho \int_0^R b(R) R dR} \quad (3a)$$

W powyższej zależności mianownik ma wartość liczbową masy tarczy, a licznik — wartość średnich naprężeń zastępczych.

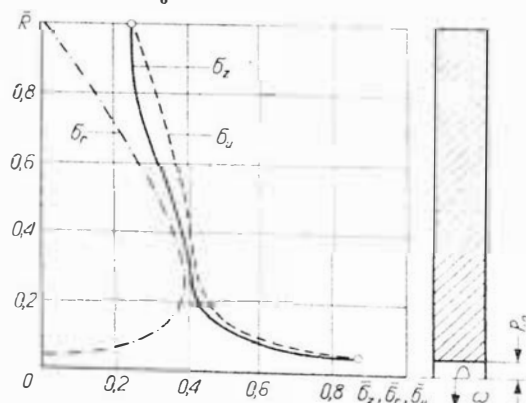
Dla przypadku tarczy o stałej grubości $b(R) = b = \text{const}$, zależność (3a) przyjmie postać prostszą:

$$k_w = \frac{2\pi \int_0^R \sigma_z(R) R dR / \sigma_{z \max} = \sigma_{dop}}{2\pi \rho b R^2} \quad (3b)$$

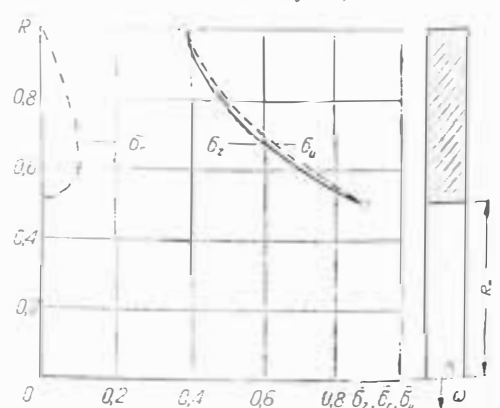
4. Rozkład naprężeń w tarczy wirującej bez otworu

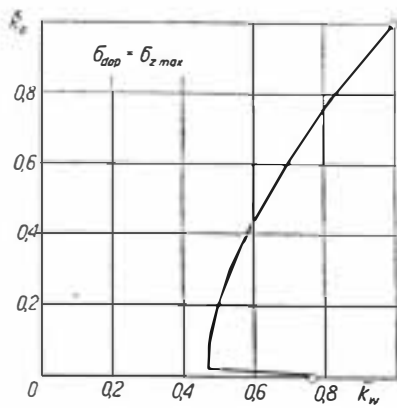


5. Rozkład naprężeń w tarczy wirującej z otworem $R_0 = 0,05$

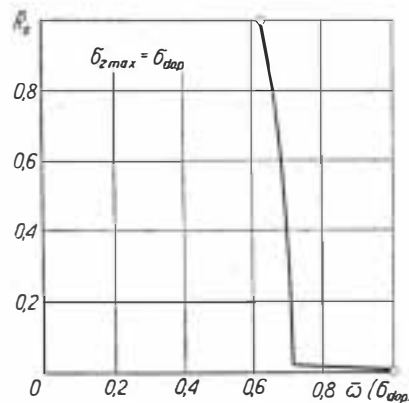


6. Rozkład naprężeń w tarczy wirującej z otworem $R_0 = 0,5$





7. Zależność stopnia wykorzystania materiału w tarczy wirującej bez otworu i z otworami o różnych wartościach \bar{R}_0



8. Zależność dopuszczalnej prędkości kątowej od względnego promienia otworu \bar{R}_0

Poniżej przytoczone rozważania dotyczą właśnie tarcz o stałej grubości i jednakowych promieniach zewnętrznych.

Przy założeniu, że w każdym przypadku tarcza jest tak skonstruowana (dla tarcz bez obciążenia wieńcowego — taka dopuszczona jest prędkość kątowa ω), że zastępcze naprężenia maksymalne osiągają wartość dopuszczalną, obliczono zależność stopnia wykorzystania materiału od promienia R_0 wykonanego w tarczy otworu (rys. 7). Wartości liczbowe stopnia wykorzystania materiału odniesiono do jego wartości w bębnie wirującym:

$$k_{wz} = \frac{k_{wz}(R_0)}{k_{wb}} \quad (4)$$

gdzie:

k_{wb} — stopień wykorzystania materiału w bębnie wirującym.

Z wykresu na rys. 7 widać wyraźnie, że największy stopień wykorzystania materiału ma wirujący bęben, co zresztą intuicyjnie można było przewidzieć, a następnie tarcza bez otworu ($k_w < 0,8 k_{wb}$). Wykonanie nawet niewielkiego otworu w części centralnej tarczy zmniejsza wartość stopnia wykorzystania materiału do $k_w < 0,5 k_{wb}$. Powiększanie otworu powoduje stopniowy wzrost stopnia wykorzystania materiału, który osiąga liczbową wartość odpowiadającą tarczy bez otworu przy otworze $\bar{R}_0 \approx 0,7$ (tarcze o takich otworach są często stosowane we współczesnych konstrukcjach wirników silników lotniczych).

Wykres na rys. 7 zbudowano dla tarcz o stałej grubości ($b = \text{const}$), co nie oznacza, że dla tarcz o grubości zmiennej z promieniem charakter przebiegu będzie się różnił w sposób bardzo istotny od przedstawionego.

Problem stopnia wykorzystania materiału należy wiązać z zagadnieniem ograniczonych możliwości wytrzymałościowych materiału, co z kolei ogranicza maksymalną prędkość wirowania. Na rysunku 8 pokazano zależność dopuszczalnej prędkości wirowania tarczy ograniczonej wytrzymałością materiału ($\sigma_{zmax} \leq \sigma_{dop}$) od względnej wartości promienia otworu w tarczy o stałej grubości. Z wykresu widać wyraźnie, że największe prędkości wirowania można osiągnąć przy zastosowaniu tarczy bez otworu. Wykonanie otworu centralnego, bez względu na jego wielkość, zmniejsza dopuszczalną prędkość wirowania o 30 ÷ 35%. Stąd też można wyciągnąć wniosek co do celowości wykonywania otworów względnie dużych z uwagi na znacznie wyższy stopień wykorzystania materiału.

Wpływ obciążenia wieńcowego na naprężenia w tarczy nośnej

Ponieważ obciążenia tarcz wirników silników turbinowych nie zależą wyłącznie od sił masowych samej tarczy, zagadnienie stopnia wykorzystania materiału i ograniczeń co do prędkości wirowania należy rozpatrywać łącznie z obciążeniem wieńcowym σ_{rw} . O ile wartości naprężeń na poszczególnych promieniach od sił masowych samej tarczy nie zależą od jej grubości (dla przypadku $b(R) = b = \text{const}$), o tyle naprężenia wieńcowe zależą od grubości tarczy, co określa zależność:

$$\sigma_{rw} = \frac{P_w Z}{2\pi R b} \quad (5)$$

gdzie:

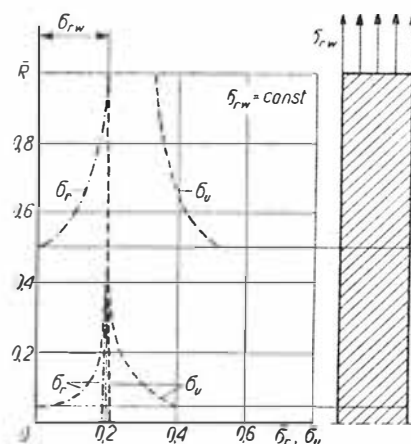
Z — liczba łopatek,

P_w — siła odśrodkowa przypadająca na jedną łopatkę wraz z jej zamkiem i występem międzyzankowym wieńca tarczy.

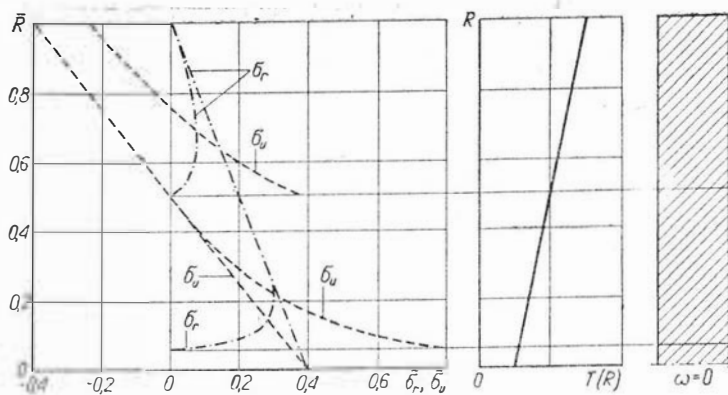
Na rysunku 9 pokazano rozkłady naprężeń w tarczy wywołanych obciążeniem wieńcowym σ_{rw} dla przypadku tarczy bez otworu ($\sigma_r(R) = \sigma_u(R) = \sigma_{rw}(R) = \text{const}$), tarczy z otworem $\bar{R}_0 = 0,05$ i tarczy z dużym otworem $\bar{R}_0 = 0,5$. Z wykresów na tym rysunku widać, że równomierność rozkładu naprężeń jest największa w tarczy bez otworu, w tarczy z małym

otworem wynosi ona $\frac{\sigma_{u \min}}{\sigma_{u \max}} \approx 0,5$, a następnie wzra-

sta w miarę wzrostu wielkości otworu — dla $\bar{R}_0 = 0,5$ wynosi już $\sim 0,65$, osiągając jedność w konstrukcji bębnowej. Na rysunku 12 naniesiono jedynie wykresy



9. Rozkład naprężeń w tarczy bez otworu i z otworami od obciążenia wieńcowego



10. Rozkład naprężeń w tarczy bez otworu i z otworami od obciążenia nierównomiernym nagraniem

przebiegu $\sigma_r(R)$ i $\sigma_u(R)$, ale, jak wiadomo, w tarczach $\sigma_z \approx \sigma_{ii}$, co widać wyraźnie na przykład z wykresów na rys. 4 i 5, a zwłaszcza na rys. 6. Porównania równomierności rozkładu naprężeń dokonywać się powinno na podstawie rozkładu naprężeń zastępczych $\sigma_z(R)$.

Wpływ nierównomiernego nagrzania na naprężenia w tarczy nośnej

Ostateczny pogląd na stopień wykorzystania materiału nośnych tarcz wirujących można sobie wyrobić dopiero po zsumowaniu arytmetycznym naprężeń zastępczych od działania sił odśrodkowych na masę samej tarczy oraz obciążeń wieńcowych, a w przypadku tarcz turbin — naprężeń wynikających z nierównomiernego rozkładu temperatur wzdłuż promienia $T(R)$ spowodowanego koniecznością chłodzenia tarczy. Na rysunku 10 pokazano przykładowo rozkład naprężeń wzdłuż promienia tarczy (o stałej grubości) obciążonej nierównomiernym rozkładem temperatury (liniowym — dla uproszczenia). Ponieważ tarcze chłodzone są powietrzem przepływającym od części centralnej tarczy do jej wieńca, a dopływ ciepła jest od wieńca łopatek, tarcze są bardziej nagrzane w części wieńcowej niż w pobliżu osi obrotu. Powoduje to powstanie ściskających naprężeń obwodowych w strefie wieńca tarczy i rozciągających naprężeń obwodowych — w części centralnej.

Tym sposobem chłodzenie tarcz (tak niezbędne dla zachowania naprężeń dopuszczalnych na wymaganym poziomie) wprowadza dodatkowe naprężenia. Dla uproszczenia rozważań przyjęto płaski, osiowo symetryczny rozkład temperatur w tarczy z pominięciem zmian temperatury wzdłuż grubości.

Z powyższych rozważań nasuwa się nieodparcie wniosek, że wprowadzenie chłodzenia tarczy według opisanego wyżej sposobu nie stanowi najlepszego rozwiązania ze względu na wynikłą różnicę temperatur między wieńcową i centralną strefą tarczy. Najskuteczniejszym sposobem byłoby izolowanie termiczne nagranych gazami łopatek wirnikowych od tarcz nośnych, co pozwoliłoby utrzymać temperaturę tarczy na dopuszczalnym ze względów wytrzymałościowych poziomie bez wprowadzania niepożądanych gradientów temperatury wzdłuż promienia. Ten sposób jest już stosunkowo dawno stosowany, zwłaszcza w silnikach z chłodzonymi wirnikowymi łopatkami turbin. Chyba pierwszym seryjnie produkowanym silnikiem z izolacją termiczną tarczy turbiny od łopatek wirnikowych był silnik Rolls-Royce

„Avon”. W silniku tym zamek łopatki jest oddzielony od pióra przewężoną „nóżką”. Przez powstałe między nóżkami szczeliny przepływa strumień powietrza, który odbiera ciepło bezpośrednio od łopatek — ograniczając dopływ ciepła do tarczy nośnej. Takie rozwiązanie konstrukcyjne zmniejsza naprężenia w tarczy nośnej wirnika turbiny wynikające z jej nierównomiernego nagrzania wzdłuż promienia.

W celu uzyskania możliwie równomiernego rozkładu naprężeń sumarycznych wzdłuż promienia tarczy (naprężeń od wieńca łopatek, od sił masowych samej tarczy oraz od nierównomiernego nagrzania) wykonuje się je o zmiennej grubości, tak aby uzyskać możliwie najwyższy stopień wykorzystania materiału.

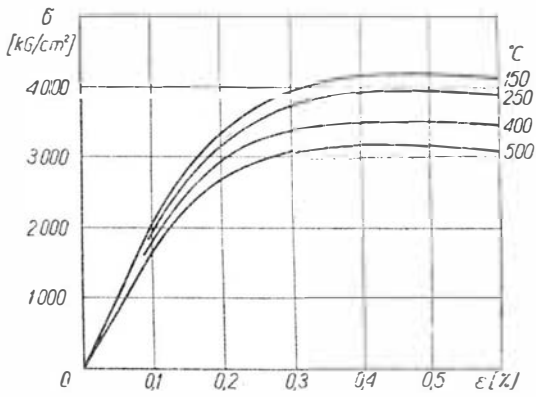
Dopuszczanie odkształceń trwałych w tarczach nośnych

W tarczach turbin wielu współczesnych silników turbinowych tak profiluje się przebieg grubości tarczy $b(R)$, aby uzyskać możliwie najrównomierniejszy rozkład naprężeń zastępczych $\sigma_z(R) \approx \text{const}$, a ściślej określając — możliwie najrównomierniejszy przebieg współczynnika bezpieczeństwa, co jest podyktowane rozkładem temperatury wzdłuż promienia i wynikającymi z tego rozkładu granicznymi naprężeniami dopuszczalnymi $\sigma_{dop}[T(R)]$.

Dalszym krokiem na drodze podwyższenia stopnia wykorzystania materiału tarczy nośnej turbiny jest dopuszczenie do powstania odkształceń trwałych w pewnych strefach tarczy w wyniku przekroczenia granicy proporcjonalności $\sigma_{prop}[T(R)]$.

Na rysunku 11 przedstawiono zależność odkształceń ϵ od naprężeń rozciągających przy różnych temperaturach jednego z materiałów stosowanych na tarcze turbin (wg W. Kiriczenki). Z wykresów widać, że zarówno granica proporcjonalności, jak i moduł Younga, charakteryzowany pochyleniem odcinka liniowego, zależą silnie od temperatury materiału. Przekroczenie granicy proporcjonalności zwiększa znacznie odkształcenia i powoduje wystąpienie odkształceń trwałych. Ponieważ, jak to wynika z poprzednich rozważań, największe naprężenia występują na ogół w częściach centralnych tarcz, w tych właśnie częściach zachodzą odkształcenia trwałe powodujące zwiększenie równomierności rozkładu naprężeń, a więc uzyskanie większych wartości stopnia wykorzystania materiału.

Odształcenia trwałe w tarczach nośnych turbin występują już w czasie pierwszego osiągnięcia maksy-

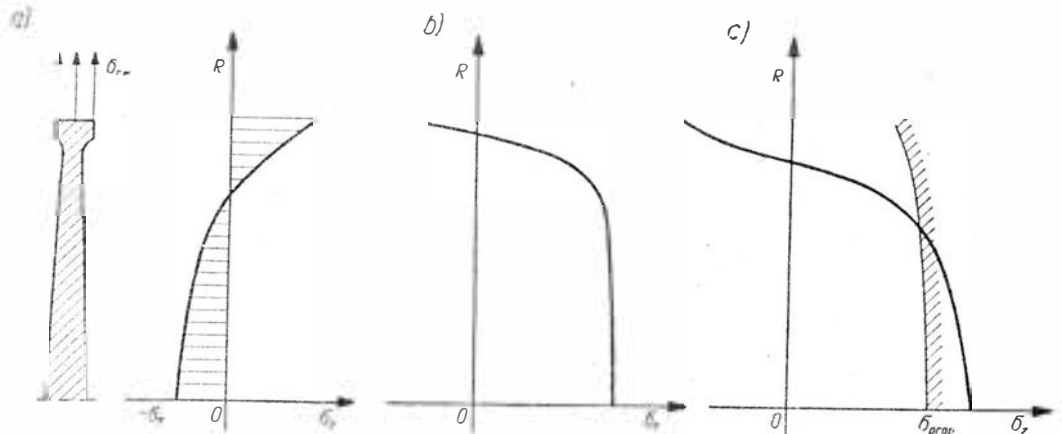
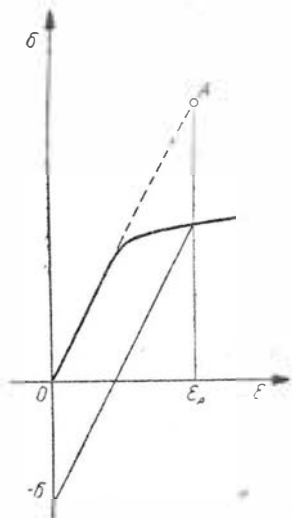


11. Zależność odkształceń od naprężeń materiału tarcz nośnych turbin w warunkach różnych temperatur

malnej mocy przez turbinę po uruchomieniu silnika. W wyniku powstałych odkształceń, w miarę zdejmowania obciążeń (po wyłączeniu silnika), naprężenia maleją wzdłuż charakterystyki liniowej, osiągając w strefie odkształconej naprężenia ujemne, co wyjaśnia rys. 12. Każde następne uruchomienie silnika i osiągnięcie maksymalnej mocy przez turbinę powoduje zmiany naprężeń, w strefie odkształconej, wzdłuż odcinka liniowego przebiegu naprężeń w funkcji odkształceń, od naprężeń ściskających — w stanie spoczynku, do naprężeń rozciągających — w warunkach pracy silnika. Oczywiście, na każdym promieniu tarczy nośnej długości odcinków liniowych jak i ich kąty pochylenia będą różne w zależności od zaistniałego odkształcenia trwałego i temperatury materiału na tym promieniu.

W stanie „zimnym” silnika po jego wyłączeniu i ostygnięciu w tarczy nośnej pozostają znaczne naprężenia „szczątkowe” wynikające z zaistnienia odkształceń trwałych. Na rysunku 13 przedstawiono wykresy orientacyjnego rozkładu naprężeń w stanie zimnym turbiny, w warunkach pracy turbiny przy pełnej jej mocy oraz rozkładu przyjętych w obliczeniach naprężeń przy założeniu, że tarcza obciążona jest w granicach „rozszerzonego” prawa Hooke’a, tj. dla przyjętych liniowych zmian naprężeń w funkcji odkształceń (punkt A na rys. 12), odpowiadającym rzeczywistemu odkształceniu ϵ_A .

12. Zależność naprężeń od odkształceń w zakresie przekroczonej granicy proporcjonalności



13. Rozkład naprężeń zastępczych wzdłuż promienia tarczy nośnej: a — w stanie „zimnym” silnika, b — w warunkach pracy silnika po odkształceniu trwałym, c — dla modelu obliczeniowego przy założeniu „rozszerzonego” zakresu prawa Hooke’a

W stanie zimnym turbiny nieruchomego silnika sumaryczna siła od naprężeń ściskających pozostaje w równowadze z analogiczną siłą od naprężeń rozciągających, co można wyrazić następującą zależnością:

$$\int_{S=\pi R^2} \sigma(S) dS = 0 \quad (6)$$

Powyższa zależność występuje w liczniku wyrażenia (3) określającego stopień wykorzystania materiału.

W tarczach turbin, w których dopuszczono odkształcenia trwałe, uzyskuje się najwyższy stopień wykorzystania materiału, co daje możliwość uzyskania lekkich konstrukcji. Ograniczeniem dla tak rozwiązanych konstrukcji jest stosowanie jako tworzywa jedynie materiałów ciągłych, a więc praktycznie wyklucza się możliwość takiego konstruowania dużej części sprężarek.

*

W przedstawionych rozważaniach dotyczących stopnia wykorzystania materiału poddano analizie konstrukcje, w których tarcze nośne mają stałą grubość, co w nowoczesnych konstrukcjach jest zresztą bliskie temu modelowi, aby ułatwić wyciągnięcie wniosków na stosunkowo prostym i wyczuwalnym fizycznie modelu. Jednakże sposób „podejścia” do zagadnienia pozostaje nie zmieniony w każdym bardziej złożonym przypadku konstrukcyjnym.

Oczywiście, przedstawione rozważania nie wyczerpują problemów związanych z konstrukcją zespołów nośnych wirników silników turbinowych. Najbardziej optymalna konstrukcja tarczy nośnej może się okazać nieprzydatna ze względu, na przykład, na jej częstość drgań własnych występujących w zakresie roboczych prędkości obrotowych wirnika. Jednakże nawet w takim przypadku nieznaczne zmiany konstrukcyjne wyprowadzają częstość rezonansową z zakresu roboczego, pozostawiając w tym samym zakresie stopień wykorzystania materiału, co jest niewątpliwie ważnym celem na drodze optymalizacji konstrukcji zespołów wirnikowych.

Dokończenie na str. 21

USTALENIE WZAJEMNEGO ODDZIAŁYWANIA AERODYNAMICZNEGO ŚMIGŁOWCÓW SM-1 PODCZAS STARTU I LĄDOWANIA

Badanie wzajemnego oddziaływania aerodynamicznego śmigłowców jest bardzo istotne i niezbędne do wyznaczenia warunków jednoczesnej eksploatacji na lotniskach dwóch lub większej liczby śmigłowców.

Parametrem określającym te warunki jest minimalna odległość pomiędzy dwoma śmigłowcami, umożliwiającą swobodny start i lądowanie, bez obawy uszkodzenia jednego śmigłowca przez podmuch pracującego wirnika nośnego drugiego śmigłowca. Niebezpieczeństwo takie istnieje szczególnie wtedy, gdy jeden śmigłowiec wykonuje start lub zawis na małej wysokości, a w drugim jest uruchamiany lub zatrzymywany wirnik względnie podgrzewany silnik.

Podmucha od manewrującego śmigłowca może spowodować rozkołysanie łopaty śmigłowca stojącego na ziemi, co w połączeniu z obrotem, przy niskim położeniu końców łopat, może doprowadzić do zderzenia łopaty z kadłubem.

Problem ten dotyczy szczególnie śmigłowców z napędem tłokowym, w którym faza podgrzewania silnika przy wyłączonej transmisji wirnika nośnego jest długa i w tym czasie występuje bardzo powolny obrót wirnika. Przykładem takich typów śmigłowców jest SM-1 (Mi-1) oraz jego modyfikacje SM-2.

Z tego względu wyniki z przeprowadzonych prób oddziaływania aerodynamicznego śmigłowców, chociaż przedstawione fragmentarycznie, mogą mieć wartość praktyczną dla bezpośrednich użytkowników tych śmigłowców.

Obliczenia wstępne

Obliczenia miały na celu uzyskanie orientacyjnych wartości prędkości podmuchów w strudze zawirnikowej wokół śmigłowca w funkcji odległości od śmigłowca. Do obliczeń wykorzystano dane z literatury zagranicznej dotyczące badań laboratoryjnych izolowanego wirnika, podające względne wartości

$$\frac{U_p}{V_{1z}}$$

w zależności od wysokości zawisu, średnicy wirnika i odległości od osi wirnika w płaszczyźnie poziomej (rys. 2). Znajac wartość stosunku $\frac{U_p}{V_{1z}}$ można obli-

W artykule przedstawiono sposób i wyniki przeprowadzonych badań wzajemnego oddziaływania aerodynamicznego śmigłowców SM-1. Uzyskane dane w czasie prób umożliwiają ustalenie minimalnych odległości między równocześnie eksploatowanymi na lotnisku śmigłowcami oraz zasad ich użytkowania, zapewniających bezpieczny start i lądowanie.

czyć prędkość indukowaną na wirniku V_{1z} , aby otrzymać wartości prędkości podmuchów U_p przy założonych profilach prędkości nad powierzchnią ziemi. Dla uproszczenia obliczeń:

- rozpatrywano wirnik idealny, izolowany i
- przyjęto, że w zawisie ciąg wirnika jest równy ciężarowi śmigłowca.

Przy tych założeniach wzór na ciąg ma postać:

$$T = m \cdot V_{2z}$$

w którym:

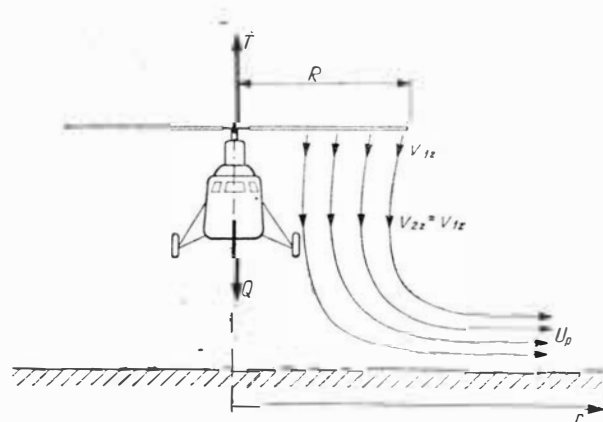
- m — masa sekundowa powietrza odrzucona przez wirnik,
- V_{2z} — prędkość odrzucania, którą określamy w najmniejszym przekroju strugi zawirnikowej, gdzie ciśnienie statyczne jest równe atmosferycznemu (rys. 1).

Z elementarnej teorii strugi zawirnikowej dla wirnika pracującego w miejscu (w zawisie) wiadomo, że:

$$V_{2z} = 2V_{1z}$$

a więc wzór na ciąg przybierze postać:

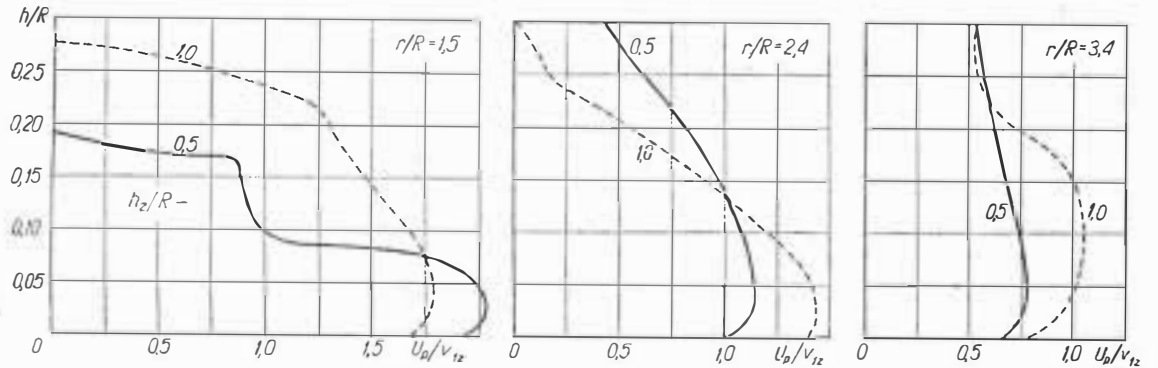
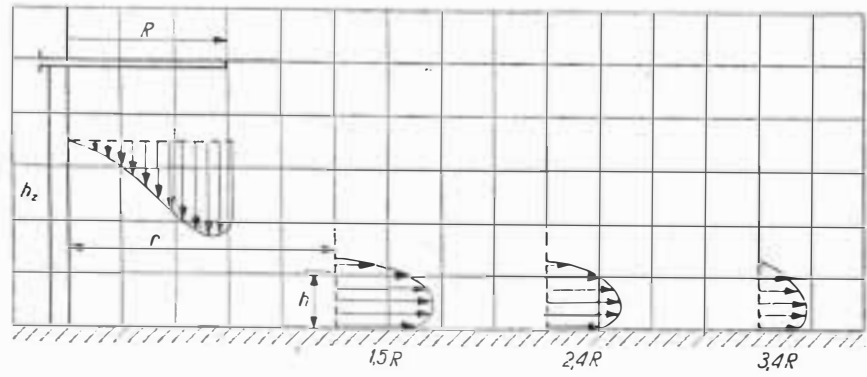
$$T = 2mV_{1z}$$



1. Schemat rozchodzenia się strugi zawirnikowej przy zawisie śmigłowca nad ziemią:

T — ciąg wirnika, Q — ciężar śmigłowca, V_{1z} — prędkość indukowana na wirniku, V_{2z} — prędkość odrzutu, U_p — prędkość podmuchu w płaszczyźnie poziomej

2. Profile prędkości nad powierzchnią ziemi



ale

$$m = \rho F V_{1z}$$

w którym:

$\rho \left[\frac{\text{kG} \cdot \text{s}^2}{\text{m}^3} \right]$ — gęstość masowa powietrza,

$F [\text{m}^2]$ — powierzchnia koła zataczanego końcem łopaty,

czyli:

$$T = 2\rho F V_{1z}^2$$

skąd:

$$V_{1z} = \sqrt{\frac{T}{2\rho F}}$$

i zgodnie z wcześniejszym założeniem, że $T = Q$:

$$V_{1z} = \sqrt{\frac{Q}{2\rho F}}$$

w którym: Q — ciężar śmigłowca.

Z kolei, podstawiając wartość ρ wg atmosfery wzorcowej dla $h = 0$, otrzymano:

$$V_{1z} = 2 \sqrt{\frac{Q}{F}}$$

Wynika stąd, że prędkość indukowana na wirniku zależy od stosunku ciężaru do powierzchni obejmowanej wirnikiem nośnym śmigłowca. Dla śmigłowca SM-1 przy ciężarze $Q = 2250 \text{ kG}$ i $F = 160,5 \text{ m}^2$ wynosi:

$$V_{1z} = 7,5 \left[\frac{\text{m}}{\text{s}} \right]$$

Mając wartość liczbową V_{1z} oraz wartości $\frac{U_p}{V_{1z}}$ z rys. 2, obliczono prędkości podmuchów U_p . Wartości te wykorzystano do dobrania przyrządów po-

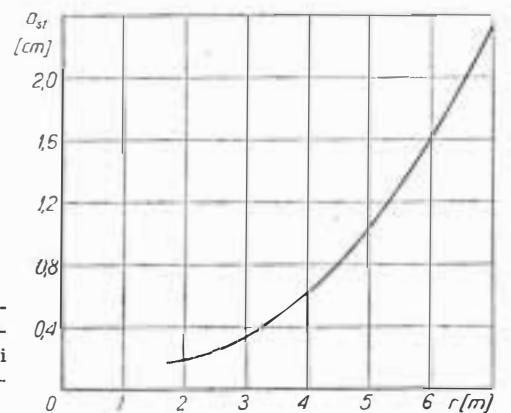
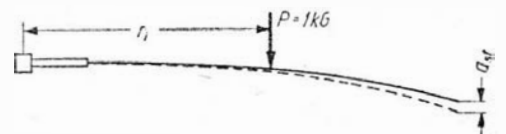
miarowych o właściwych zakresach, do ogólnej analizy zagadnienia i organizacji prób.

Pomiar sztywności łopat

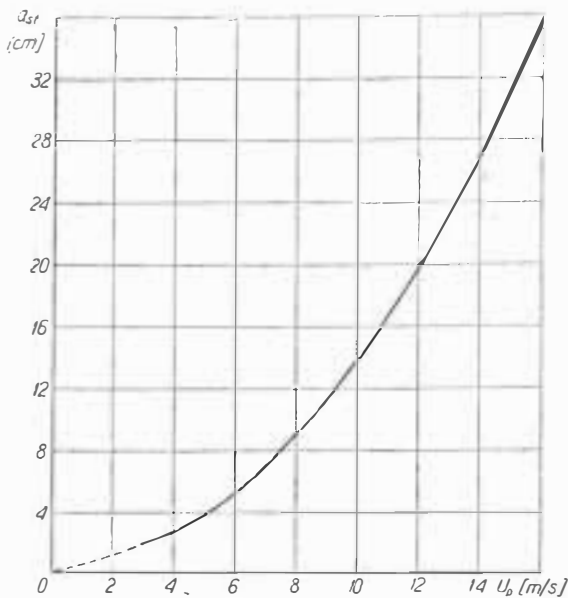
Celem tego pomiaru było uzyskanie zależności ugięcia końca łopaty w funkcji siły obciążającej. Podzielono łopatę wirnika na równe odcinki i w ich środkach ciężkości obciążono ją stałą siłą skupioną. Pomiar powtórzono dla innej wartości siły obciążającej. Wartość ugięcia końca łopaty zredukowano do siły jednostkowej $P = 1 \text{ kG}$.

Otrzymano w ten sposób zależność ugięcia końca łopaty w funkcji siły jednostkowej przykładanej kolejno w poszczególnych punktach. Charakter przebiegu krzywej pokazano na rys. 3.

Na podstawie otrzymanego wykresu można wyznaczyć ugięcie końca łopaty od dowolnej siły przyłożonej w dowolnym punkcie łopaty lub też sumą



3. Ugięcie końca łopaty w funkcji pozycji siły jednostkowej

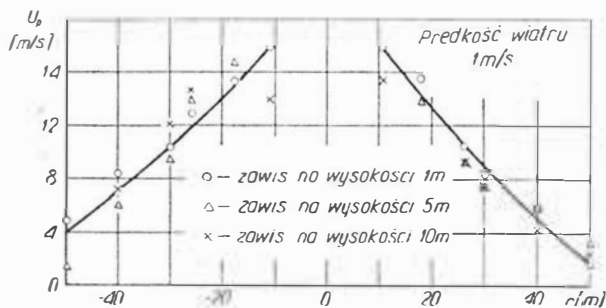


4. Ugięcie końca łopaty w funkcji prędkości poddmuchu ustalonego

ugięcie od sumy przyłożonych sił wzdłuż rozpiętości łopaty. Znając zatem rozkład sił aerodynamicznych wzdłuż łopaty wyznaczono jej ugięcie, zastępując skupioną siłę jednostkową równoważną siłą aerodynamiczną P_z względnie P_x :

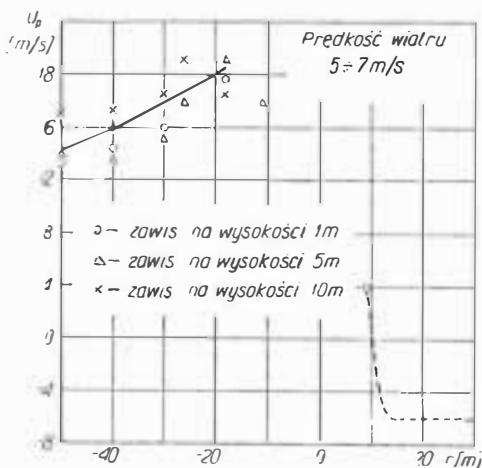
$$P_z = C_z q S$$

$$P_x = C_x q S$$

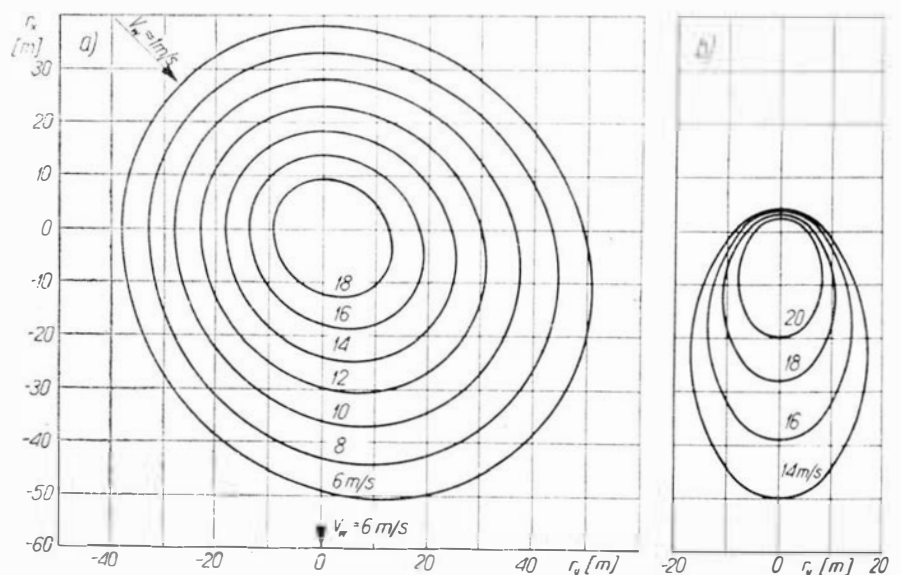


5. Maksymalne prędkości poddmuchów w funkcji odległości od osi wirnika przy zawisie śmigłowca

6. Maksymalne prędkości poddmuchów w funkcji odległości od osi wirnika przy zawisie śmigłowca



7. Linie stałych wartości poddmuchów przy wietrze



Ze względu na nie uporządkowany charakter podmuchów, zwłaszcza co do kierunku, przyjęto

$$C_{z_{max}} = C_{x_{90^\circ}} = 1,3 \text{ czyli } P_z = P_x.$$

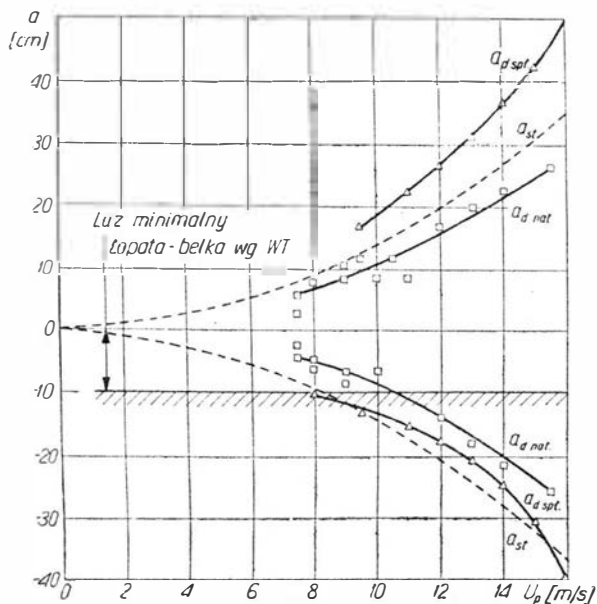
Przez scalkowanie wyników na całą rozpiętość łopaty przy kolejno stałym ciśnieniu dynamicznym poddmuchu $q_i = \text{const}$ uzyskano zależność $a_{st} = f(U_p)$, którą przedstawiono na wykresie (rys. 4).

Badanie charakteru strugi zawirnikowej i pomiar prędkości podmuchów

Obraz poddmuchu uzyskano za pomocą środka dymotwórczego umieszczonego na wysięgniku pod wirnikiem. Próbę wykonano w warunkach pogody bezwietrznej oraz przy wietrze rzędu 4 m/s. W warunkach pogody bezwietrznej struga zakłócona rozchodzi się równomiernie we wszystkich kierunkach. Jednak już przy wietrze o prędkości 4 m/s zasięg poddmuchu pod wiatr jest ograniczony i to tym bardziej, im zawis odbywa się wyżej, tak że przy zawisie na wysokości 5–10 m podmuch pod wiatr nie wychodzi praktycznie poza obrys wirnika. Natomiast po stronie zawietrznej wiry poddmuchu sięgają znacznie dalej niż w warunkach ciszy.

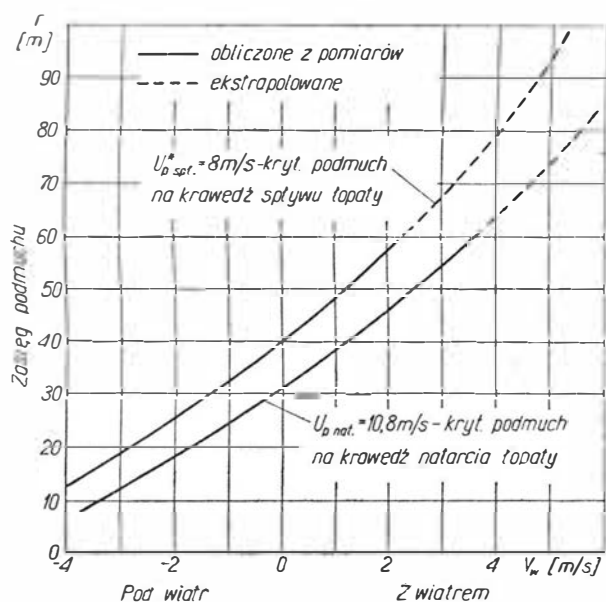
Na rysunkach 5 i 6 pokazano maksymalne wartości prędkości poddmuchów U_p w funkcji odległości od osi wirnika r przy zawisie śmigłowca na trzech wysokościach dla różnych prędkości wiatru. Pomiarzy wykonano za pomocą sond ciśnienia dynamicznego.

Wpływ wiatru na rozkład prędkości poddmuchów wokół śmigłowca widoczny jest bardzo wyraźnie na rys. 7, gdzie we współrzędnych r_x, r_y naniesiono linie stałych wartości poddmuchów. Zasięg strugi o znacznych prędkościach poddmuchów jest duży w kierunku wiatru. Spowodowane to jest faktem, że przy prędkości wiatru np. 6 m/s, gdy śmigłowiec wyknuje zawis nad jednym punktem na ziemi, jego prędkość względem powietrza wynosi ponad 20 km/h. Płaszczyzna obrotu wirnika jest więc dość znacznie pochylona do przodu (pod wiatr), co oznacza, że



8. Maksymalne amplitudy wahań oraz statyczne ugięcia końca łopaty w funkcji prędkości poddmuchu;

a_{st} — obliczeniowa wartość statycznego ugięcia końca łopaty dla danej prędkości poddmuchu ustalonego, $a_{d.nat}$ — zmierzone amplitudy wahań dynamicznych końca łopaty dla danej prędkości poddmuchów na krawędź natarcia od wirnika śmigłowca pracującego, $a_{d.spt}$ — zmierzone amplitudy wahań dynamicznych końca łopaty dla danej prędkości poddmuchów na krawędź spływu od wirnika śmigłowca pracującego



9. Zasięg poddmuchów krytycznych w funkcji prędkości wiatru

strumień zawirnikowy jest skierowany pod pewnym kątem do ziemi i główny wydatek powietrza odrzucanego przez wirnik jest kierowany na stronę zawietrzną (rys. 7b).

Próby w locie z użyciem dwóch śmigłowców

W ostatnim, a zarazem najważniejszym etapie prób, pomierzono interesujące parametry w warunkach zbliżonych do rzeczywistych, w jakich śmigłowce są lub mogą być eksploatowane. Były to więc próby praktycznego sprawdzenia na śmigłowcu ugięć łopat pod wpływem poddmuchów od drugiego śmigłowca wykonującego zawisy w pobliżu.

Pomiary wykonywano na łopacie śmigłowca nieruchomego, stojącego na ziemi. Drugi śmigłowiec wykonywał zawisy w odległościach 26, 30, 40, 50 i 60 od osi wirnika śmigłowca pomiarowego.

Wykonywano ustalone zawisy na wysokościach (odległość podwozia od pasa) 1; 5 i 10 m oraz szybkie zmiany wysokości zawisu od 0 do 10 m. Dla tych warunków mierzono wzbudzone podmuchami wahań łopat oraz prędkość poddmuchów w okolicy łopat. Pomiary prędkości poddmuchów wykonywano za pomocą sondy ciśnienia dynamicznego niewrażliwej na zmianę kierunku strug w zakresie 45° , co umożliwiło dokładny pomiar w burzliwej strudze zawirnikowej. Próby wykazały, że najsilniejsze podmuchy U_p oraz maksymalne amplitudy wahań końca łopaty a_{st} występują w trakcie zmian wysokości zawisu śmigłowca pracującego na wysokości $4 \div 6$ m i ten przypadek przyjęto jako reprezentatywny. Na rys. 8 wykonano zbiorczy wykres obrazujący zmianę dodatnich i ujemnych maksymalnych amplitud końca badanej łopaty ze wzrostem prędkości poddmuchu U'_p . Dla porównania na wykresie tym naniesiono przebieg obliczeniowej wartości statycznego ugięcia a_{st} końca łopaty ze wzrostem prędkości poddmuchu ustalonego. Na podstawie tego wykresu, przy znajomości dopuszczalnego minimalnego odstępu pomiędzy końcem łopaty i kadłubem śmigłowca, można określić krytyczne prędkości poddmuchów. Dla określonego warunkami technicznymi minimalnego odstępu końca łopaty od kadłuba dla śmigłowca SM-1, równego 100 mm, te krytyczne prędkości wynoszą: — 8 m/s — dla napływu na krawędź spływu łopaty, — 10,8 m/s — dla napływu na krawędź natarcia łopaty.

Innymi słowy, amplitudy wzbudzonych wahań łopaty są większe przy poddmuchu od strony krawędzi spływu łopaty, np. dla łopaty znajdującej się w pobliżu belki ogonowej bardziej niebezpieczny jest poddmuch na śmigłowiec z prawej strony.

Odległości, z jakich poddmuch krytyczny może być wytworzony przez drugi śmigłowiec, są zdecydowanie zależne od prędkości i kierunku wiatru. Ilustruje to wykres na rys. 9, na którym wyraźnie widać, że przy nieprzebrnięciu właściwego ustawienia śmigłowców względem siebie i względem wiatru nawet przy dość znacznych, z pozoru bezpiecznych odległościach, można spowodować uszkodzenie śmigłowca, co zresztą niejednokrotnie potwierdziła praktyka.

Przedstawione w artykule dane uzyskane w czasie prób umożliwiają ustalenie minimalnych odległości między śmigłowcami na lotnisku oraz określenie zasad użytkowania śmigłowców, gwarantujących bezpieczeństwo eksploatacji.

Literatura

1. Bratuchin J. P.: *Projektowanie i konstrukcje śmigłowców PWT* Warszawa 1958.
2. Ciastula T. L.: *The development of the P.531 RAS* June 1964.
3. Juriew B. N.: *Aerodinamiczieskij raszcziot wiertolotow GIOP*, Moskwa 1958.
4. Michel P. L.: *The Sikorsky crane helicopter RAS* August 1962.

PODSTAWOWE PROBLEMY WYTWARZANIA LAMINATOWYCH KONSTRUKCJI LOTNICZYCH

W artykule podano krótką charakterystykę technologii i produkcji laminatów. Zwrócono przy tym uwagę na trudności, na jakie napotyka wprowadzenie laminatów do produkcji konstrukcji lotniczych, które wynikają z pewnych schematów myślowych, nawyków i przyzwyczajzeń związanych z produkcją konstrukcji tradycyjnych. Podano przykłady zastójki zamierzeń krajowych.

Laminaty (tworzywa zbrojone) należą do grupy materiałów kompozycyjnych i jako takie znane są już od czasów starożytnych, odkąd nasi przodkowie zaczęli używać słomy oraz trzciny do zbrojenia masy glinianej. Człowiek w swym rozwoju musiał poświęcić wiele tysięcy lat, by przez epokę brązu, żelaza a ostatnio aluminium przejść znowu do współczesnych mu laminatów. Obecne tworzywa zbrojone oparte na polimerach oraz wysoko wytrzymałych włóknach są dalece różne od stosowanych przez naszych przodków. Poza taką samą swobodą formowania mają nieporównywalnie większe własności wytrzymałościowe, większą odporność na działanie temperatury, warunków atmosferycznych, chemikaliów itp. Stwarza to nie spotykane dotąd możliwości i różnorodność ich zastosowań. Stosowanie tworzyw zbrojonych ma duże uzasadnienie ekonomiczne: przy dobrych własnościach i dużej swobodzie kształtowania produkcja ich nie wymaga parku maszynowego ani skomplikowanego oprzyrządowania. Z tych powodów zdobyły sobie także wysoką pozycję w przemyśle lotniczym. Stosowanie ich na takie elementy samolotów jak skrzydła, łopaty, śmigła, podwozia a nawet kadłuby stało się faktem i nikt już nie kwestionuje przydatności stosowania laminatów na te konstrukcje. Jest to bezspornie jedna z szybkich dróg wprowadzenia postępu technicznego. Jednak obok stron dodatnich, występują także zjawiska ujemne. O ile nasi przodkowie mieli uzasadnione podstawy do narzekań na niskie własności „słomianych laminatów” a wiele powodów do radości z łatwego ich przetworstwa (wykonawstwo pojedynczych chatek), o tyle współcześni twórcy przeżywają kłopoty odwrotne. Okazuje się, że produkcja wysoko obciążonych elementów laminatowych, a szczególnie produkcja seryjna związana jest z dużymi trudnościami i stanowi nadal problem otwarty.

Niniejsze opracowanie jest próbą dotarcia do istoty tego problemu, próbą ogólnego spojrzenia na całość zagadnień konstrukcyjno-produkcyjnych, podlegających nadal różnym, kontrwersyjnym ocenom.

Specyfika technologii i produkcji

Wydawać by się mogło rzeczą co najmniej dziwną, iż materiał dający się przetwarzać w warunkach prymitywnych stwarza kłopoty przy obecnym stanie techniki. A tak jest istotnie. Aczkolwiek jest to zagadnienie dosyć złożone i nie sposób na nie udzielić krótkiej odpowiedzi, można jednak przyjąć, że głównymi przyczynami tego stanu rzeczy są: utarte nawyki i przyzwyczajenia oraz mała znajomość nowego materiału.

Obecnie zdobywana wiedza na uczelniach jak i później praktyka w zakładach przemysłowych względnie placówkach badawczych w mniejszym lub większym stopniu obejmuje materiały metalowe. Od dziesięciu lat rozbudowywane i doskonalone są także dziedziny wiedzy jak metalurgia, obróbka plastyczna, skrawanie itp., z których każda wykształciła sobie setki a nawet tysiące wysoko kwalifikowanych specjalistów.

W przemyśle dokonany został szczegółowy podział pracy, a w nim ukształtowane pewne nawyki i przyzwyczajenia w zakresie często wąskich specjalności. Wiele rozwiązań zostało znormalizowanych i zunifikowanych. W takich więc warunkach podjęcie prób wprowadzenia do produkcji nowego materiału, o nie spotykanych dotąd cechach i właściwościach, związane będzie zawsze z dużymi trudnościami, tym bardziej że powszechnie odczuwany jest brak nie tylko specjalistów z tej dziedziny, ale także odpowiedniej literatury.

Ta specyfika sytuacji odnosi się głównie do różnic, jakie zachodzą pomiędzy tym, co jest już doskonale znane i opanowane, a elementami nowymi, pojawiającymi się równoległe z nowymi materiałami. Jedną z zasadniczych cech tych nowości jest to, że struktura laminatu kształtuje się dopiero w procesie wytwarzania wyrobu. W porównaniu do materiałów metalowych następuje tu niejako przeniesienie procesów odbywających się w hucie do zakładu wytwórczego. Pojawiają się nowe, nie znane dotąd czynniki, jak przesyłanie i nawijanie zbrojenia, kontrolowane układanie w foremnikach, utwardzanie itp., sposób przeprowadzenia których musi być odpowiednio rozwiązany. Zabiegi te na ogół są proste, jednak ustalać je należy dla parametrów optymalnych, uwzględniających charakterystyczne cechy wybranego materiału, określonej konstrukcji i konkretnych warunków wykonania. Ogólnie rzecz biorąc, własności jakiegoś wyrobu laminatowego A są złożoną funkcją następujących czynników: własności materiałów wyjściowych M , sposobu ich łączenia L , metody formowania F , przebiegu procesu utwardzania U , oraz rodzaju konstrukcji K , co można ująć matematycznie w postaci wzoru:

$$A = f(M, L, F, U, K),$$

gdzie wszystkie sześć wielkości są wartościami zmiennymi. Jeżeli więc ma być ustalona wartość optymalna dla jednej z tych zmiennych, to pozostałe zmienne muszą być znane.

Zadanie więc jest bardzo złożonej natury i nie może być rozwiązane ani szybko, ani w prosty sposób. Aczkolwiek ramy artykułu nie pozwalają na szczegółowe omówienie tego problemu, niemniej jednak dla jasności sprawy wymagana jest przynajmniej krótka jego charakterystyka.

Własności materiałów wyjściowych

Pod pojęciem tym należy rozumieć nie tylko własności wytrzymałościowe, ale także fizyczne oraz chemiczne, tzn. własności, które zarówno decydują o wytrzymałości samej kompozycji, jak i o łatwości jej przerabiania.

Zasadniczym elementem jest tutaj dobór odpowiedniej żywicy do danego zbrojenia, zapewniającej właściwą współpracę włókno-żywica w całym zakresie odkształceń. Nie mniej ważnymi czynnikami są także lepkość (łatwość zwilżania), czas życia (żelowanie), temperatura i czas utwardzania, wrażliwość na dzia-

łanie warunków produkcji (temperatura, wilgotność itp.) oraz wiele innych. Wszystkie one muszą być nie tylko przeanalizowane, ale także i ustalone.

Łączenie materiałów (impregnacja zbrojenia)

Pojęcie impregnacji, jak np. nawilżanie tkanin różnymi środkami, nie jest nowe, jednak nigdy dotąd nie stawiano takich wymagań jak obecnie. Przy przesycaaniu pasm włókien czy tkanin chodzi nie tylko o uzyskanie wysokiego stopnia nawilżania, ale również utrzymania właściwego stosunku objętościowego składników, wzajemnego usytuowania poszczególnych włókien (równomierność ich rozmieszczenia i równoległość ułożenia) itp. Innymi słowy chodzi o wyeliminowanie tych wszystkich czynników, które przyczyniają się do powstawania defektów w strukturze materiału. Wymaga to oczywiście odpowiednich urządzeń gwarantujących spełnienie tych warunków i utrzymanie ich w całym procesie produkcji.

Formowanie

Pełne korzyści produkcyjne przy wykonawstwie konstrukcji laminatowych osiąga się tylko wtedy, gdy z oprzyrządowania produkcyjnego „wychodzi” produkt nie wymagający obróbki mechanicznej, szpachlowania, szlifowania itp.

W zasadzie można to otrzymać jedynie przez stosowanie odpowiednich foremek, pozwalających na układanie w nich przesycających pasm włókien i tkanin. Nie wnikając w szczegóły zalet i wad istniejących obecnie metod formowania, wspólne i istotne dla nich jest to, że w każdym przypadku należy spełnić warunek utrzymania kierunku ułożenia włókien określonego statyką konstrukcji oraz zapewnić właściwe przyleganie poszczególnych warstw laminatu na całej powierzchni formowanego przedmiotu. Są to dwa zasadnicze czynniki całego procesu formowania wymiarujące strukturę i jakość wyrobu. Ograniczenie do minimum wynikających stąd błędów i wad produkcyjnych powinno odbywać się nie tylko przez stosowanie większej mechanizacji i zaostrożenia dyscypliny technologicznej, ale także przez wprowadzenie maksymalnych uproszczeń w zakresie konstrukcji wyrobu, konstrukcji foremek (przyrządów).

Utwardzanie

Utwardzanie jest kontrolowanym procesem chemicznym, podczas którego żywica w połączeniu z utwardzaczem zmienia w sposób zasadniczy swoje własności, przechodząc ze stanu płynnego w stan szklisty. W czasie tego procesu żywica podlega zjawisku sieciowania i adhezyjnego połączenia z włóknami.

Prawidłowość przebiegu tych zjawisk wpływa nie tylko na wskaźniki wytrzymałościowe układu włókno-żywica, ale także na jego odporność chemiczną, ciepłą, własności dielektryczne itp. Decyduje o tym zarówno właściwy dobór utwardzacza, jak i właściwy rozkład temperatur w poszczególnych stadiach procesu. Okazuje się np., że niska temperatura początkowego okresu żelowania i utwardzania prowadzi do otrzymania polimerów liniowych, a chociaż późniejsze dotwardzanie powoduje wzrost gęstości usieciowania, to jednak wskutek zahamowania sferycznych nawet długotrwałe wygrzewanie nie pozwala już na otrzymanie tworzywa prawidłowo usieciowanego i odwrotnie, zbyt wysoka temperatura powoduje zaburzenie w całym procesie utwardzania i prowadzi też do zmniejszenia własności wytrzymałościowych układu.

Te i wiele innych czynników wymagają praktycznego ustalenia w odniesieniu do danego zastosowania. Aczkolwiek są to także zagadnienia złożone, stanowią jednak mniejszy stopień powiązania z pozostałymi i wiele z nich może być rozpatrywanych oddzielnie. Dla czystych żywic i utwardzaczy pewna

część tych parametrów jest już określona przez producentów żywic.

Konstrukcja

Sposób rozwiązywania konstrukcyjnego zajmuje szczególne miejsce w produkcji wyrobów laminatowych. Nie negując słuszności znanego twierdzenia specjalistów, iż na jakość współczesnych rozwiązań w 60% wpływa materiał, w 30% technologia, a w 10% konstrukcja, trzeba pamiętać o tym, że dotyczy to tylko rozwiązań optymalnych. Optymalizacja konstrukcji laminatowej stanowi nie tylko problem złożony, ale i zupełnie nowy, gdyż nigdy dotąd nie było jeszcze tak dużego powiązania konstrukcji z technologią. Problem konstrukcyjny w sposób wyraźny nabiera tutaj cech zagadnienia ekonomicznego, gdyż główne efekty z zastosowania nowego tworzywa nie wynikają stąd, iż uzyskuje się przez to nie znane dotąd rozwiązania, ale na zamianie materiału w znanych już obecnie konstrukcjach, spełniających określone zadania funkcjonalne. Zasady działania urządzeń, elementów czy zespołów laminatowych nie odbiegają w niczym od tych, które wykonywane są sposobem tradycyjnym, zmienia się tylko ich wygląd i sposób wytwarzania. Rozwiązanie musi być takie, by saldo zysków i strat w zakresie ogólnych kryteriów, jakimi są: funkcjonalność, lekkość i taniota wyrobu było dodatnie. Występuje tutaj wyraźne podporządkowanie konstrukcji wymaganiom technologii i produkcji.

Prototyp a produkcja seryjna

Ogólnie przyjęty i stosowany podział cyklu produkcyjnego na produkcję prototypową i seryjną, polegający na tym, że w produkcji prototypowej przeważa praca ręczna a kosztownemu oprzyrządowaniu podlega dopiero produkcja seryjna, podyktowaniu jest głównie względami ekonomicznymi. Nie negując w niczym celowości wykonawstwa prototypu metodami najprostszymi wypada podkreślić, że jest to możliwe tylko w tych przypadkach, kiedy jakość prototypu, a szczególnie jego wytrzymałość, nie odbiega w sposób wyraźny od produktu seryjnego.

Na ogół odnosi się to całkowicie do konstrukcji metalowych, ponieważ z fizycznego punktu widzenia (zmian własności mechanicznych materiału) obróbka przedmiotu narzędziem poruszającym ręcznie czy mechanicznie nie różni się w istotny sposób. Natomiast w przypadku laminatów (z uwagi na fakt tworzenia się struktury materiału dopiero podczas produkcji) występują różnice zasadnicze, co nakazuje rewizję dotychczasowego podejścia. Można by jednak postawić następującą tezę: ponieważ laminowanie ręczne jest obarczone większymi błędami aniżeli mechaniczne (duży wpływ czynnika subiektywnego), wobec tego prototyp wykonany w warunkach prymitywnych będzie miał gorsze własności od wyrobu wytwarzanego bardziej zmechanizowanym sposobem, co oczywiście idzie na korzyść konstrukcji (w sensie wytrzymałościowym) i nie ma podstaw do negowania wyników prób uzyskanych na takim prototypie. Jest to słuszne, ale tylko w tych przypadkach, w których ciężar konstrukcji nie odgrywa roli i gdzie tylko warunki wytrzymałościowe wymiarują konstrukcję, natomiast wszędzie tam, gdzie oprócz wytrzymałości istotna jest również sztywność konstrukcji, tzn. gdzie wzrost sztywności wynikający z większej jakości materiału wywołuje wzrost obciążeń, podejście takie mijałoby się z celem, z uwagi na konieczność powtórnego przeprowadzenia całego cyklu prób.

Odnosi się to do takich elementów konstrukcyjnych jak: łopaty wirnika, śmigła, podwozia itp. Stąd też, generalnie rzecz biorąc, wykonanie prototypu wysoko obciążanych elementów laminatowych powinno odbywać się w tych samych warunkach, w jakich przebiegać będzie produkcja seryjna. Oczywiście, że nie dotyczy to takich przypadków jak wykonawstwo makiet, modeli tzw. przedprototypów, sztuk techno-

logicznych itp. Mowa jest tutaj o prototypie poddawanych całemu cyklowi prób, które w świetle obowiązujących przepisów są podstawą wystawiania świadectwa zdatności i podejmowania decyzji o produkcji. Poza tym niezależnie od tych względów każda zmiana materiału wymaga prowadzenia badań i to nie tylko na próbkach laboratoryjnych, ale i gotowych elementów konstrukcyjnych. Profesor Eppler, twórca zachodniemieckich szybowców laminatowych produkowanych seryjnie, stwierdził, że tylko błoga nieznajomość faktów jest usprawiedliwieniem innego postępowania.

Obecne spojrzenie z perspektywy czasu daje pełne wyobrażenie o skali problemu.

Badania

Jak wynika z przeprowadzonych rozważań, zagadnienie odpowiedniego przygotowania konstrukcji i produkcji zajmuje szczególne miejsce w produkcji elementów laminatowych. Oczywiście, że podstawą tego przygotowania będą badania. Aczkolwiek każdy prototyp jest na ogół obiektem badań, to jednak w tym przypadku chodzi głównie o badania poprzedzające prototyp, a mające na celu ustalenie właściwych rozwiązań konstrukcyjnych. Typowy schemat postępowania, jaki obowiązuje dla konstrukcji tradycyjnych, tj. koncepcja — konstrukcja — wykonawstwo warsztatowe — próby jako sprawdzian zgodności z obowiązującymi przepisami, musi być poprzedzony tutaj działaniem wstępnym wg schematu: pomysł i jego analiza-badania-koncepcja (optymalizacja rozwiązania).

Zakres badań zależny będzie przede wszystkim od posiadanego zasobu wiedzy o nowym materiale, rodzaju konstrukcji i charakteru produkcji. Ogólnie podzielić je można na następujące grupy:

- badania materiałowe
- badania technologiczne
- badania elementów konstrukcyjnych.

Badania materiałowe będą miały na celu określenie własności fizykomechanicznych, z uwzględnieniem wpływu różnych czynników jak: temperatura, czas, warunki atmosferyczne itp.

Badania technologiczne będą szły w kierunku ustalenia prawidłowych warunków formowania, utwardzania i wygrzewania, konstrukcji foremników, podziału na operacje itp., zadaniem badań elementów konstrukcyjnych natomiast będzie sprawdzenie prawidłowości przyjętych założeń, określenie zapasów wytrzymałości, odporność na działanie warunków środowiska pracy elementu itp.

Zupełnie oddzielne miejsce zajmą badania mające na celu ustalenie właściwych metod kontroli i odbioru. Jasne jest, że nowa technologia niesie wiele problemów wymagających praktycznego rozwiązania, a tym samym różnego typu badań. Stąd też wszelkie założenia konstrukcyjne i ustalenia produkcyjne muszą być uprzednio sprawdzone doświadczalnie. Nie można pominąć także i faktu, że z każdym rokiem pojawiają się nowe tworzywa, stwarzające coraz to nowe możliwości twórcze. Utrzymanie wysokiego poziomu rozwiązań konstrukcyjnych wymaga ciągłych studiów i udoskonalień, tzn. prowadzenia badań.

Nowe elementy organizacji prac

Biorąc za punkt wyjścia znaną formułę, iż praca wydajna to przede wszystkim praca dobrze zorganizowana, łatwo zauważyć, iż dotyczy to szczególnie procesu konstrukcji i produkcji elementów laminatowych. Złożoność problemu, mnogość wielkości zmiennych, wzajemna ich współzależność stawiają wysokie wymagania organizacji prac. Z technicznego punktu widzenia rozwiązywanie poszczególnych, wydzielonych elementów nie następcza większych trudności, dopiero ich powiązanie ze sobą, potrzeba rozwiązań kompleksowych stwarzają komplikację. Niemożliwością jest podanie tutaj szczegółowych re-

cept postępowania, można jedynie zwrócić uwagę na niektóre charakterystyczne elementy tego zagadnienia.

Na pewno jednym z nietypowych elementów jest konieczność prowadzenia szerokich badań przez producenta, gdzie tradycyjnie już wszelkie prace badawcze są z reguły przekazywane placówkom naukowym, z wyjątkiem badań mających na celu ciągłą kontrolę jakości procesu produkcyjnego. Niewątpliwie część tych badań da się także przekazać innym placówkom, ale wydaje się, że będzie to dotyczyło niewielkiego ich zakresu, poza tym wszelkie badania przekazywane na zewnątrz muszą być dokładnie zaprogramowane, a potrzebne do nich próbki wykonywane w zakładzie wytwórczym, tj. w konkretnie ustalonych warunkach produkcyjnych. Jest to jeden z nowych i ważnych aspektów organizacyjnych.

Zupełnie odmienny charakter przybierają także formy organizacyjne w zakresie „czystej produkcji”, jak np. podział pracy, rozdział akordu, rozplanowanie przestrzenne produkcji, rodzaj i ilość oprzyrządowania, przechowywanie i przyrządzanie materiałów, magazynowanie wyrobów itp. Największą trudność jednak stanowi zagadnienie zorganizowania odpowiedniej kontroli. Zdaniem specjalistów firmy Bölkow na obecnym etapie znajomości problemu zasadniczym warunkiem produkcji seryjnej elementów laminatowych jest należyte zorganizowanie kontroli produkcji. Zapewnienie stałej jakości części wykonywanych z laminatów wymaga określenia odpowiednich ustaleń na każdym odcinku pracy i uzgodnienia ich, po odpowiednim udokumentowaniu, z właściwą instytucją sprawdzającą. Ustalenia te i wytyczne muszą zawierać wymagania odnośnie do zakładu produkcyjnego w zakresie magazynu materiałowego (klimat i warunki magazynowania), pomieszczeń warsztatowych (klimatyzacja, wyciągi, powierzchnia, oświetlenie itp.), wyposażenia i środków pomocniczych (piece grzewcze, urządzenia dozujące, ubrania robocze, środki bezpieczeństwa), używanych materiałów jak świadectwa zdatności, warunki dostawy, rodzaj badań, stosowanej technologii (odpowiednie instrukcje produkcji) oraz w zakresie całego systemu kontroli jak: kontrola przyjęcia materiałów, kontrola przed produkcją (okres magazynowania poszczególnych składników, sposób przygotowania form i stanowisk roboczych, stan urządzeń), kontrola w czasie produkcji (temperatura i wilgotność pomieszczenia, przyrządzanie żywicy, zgodność formowania z technologią), kontrola po wykonaniu (temperatura, wilgotność, docisk), i kontrola ostateczna (błędy laminowania, zgodność wymiarów, ciężar itp.).

Wszystkie te ustalenia muszą być odpowiednio udokumentowane i ujęte we właściwe ramy organizacyjne.

*

Omówione pokrótce niektóre zagadnienia związane z wprowadzeniem laminatów na elementy **wysoko** obciążone wykazują, iż wynikające stąd **problemy** mimo swej złożoności są rozwiązywalne. **Główną** przeszkodę hamującą postęp w tej dziedzinie stanowi tutaj zbyt częste stosowanie pewnych schematów **myślowych**, nawyków i przyzwyczajzeń, zdobytych na konstrukcjach tradycyjnych. Tym też głównie należy **tłumaczyć** zbyt małe efekty przemysłu krajowego osiągnięte w tym zakresie, mimo iż prace związane z wprowadzeniem laminatów do produkcji rozpoczęte zostały już w roku 1958 i trwają nieprzerwanie do chwili obecnej. Chodzi tutaj przede wszystkim o produkcję seryjną elementów laminatowych, gdyż w zakresie opracowania niektórych prototypów zanotować można pewne udane eksperymenty. Potwierdza to tylko znany powszechnie fakt, iż w sensie wytrzymałościowo-funkcjonalnym laminaty mogą być stosowane na wiele elementów konstrukcji lotniczych. Jak dotąd jednak, produkcja seryjna tych elementów nadal stanowi problem otwarty.

Druga część

NAWIGACJA NA TRASACH DALEKIEGO ZASIĘGU

W artykule przedstawiono stosowane obecnie i proponowane na przyszłość systemy nawigacyjne, które można podzielić na dwie zasadnicze grupy. Do pierwszej grupy należą środki „zewnętrzne” lub „zależne”, za pomocą których pozycję samolotu uzyskuje się na podstawie informacji pochodzących spoza samolotu (sygnały radiowe, namiary ciał niebieskich), do drugiej grupy należą środki i metody autonomiczne „wewnętrzne”, do których należą: zliczanie drogi elementarnymi metodami nawigacji podstawowej, radar Dopplera i układy bezwładnościowe. Podano porównanie charakterystycznych cech każdej grupy oraz krótką charakterystykę systemów nawigacyjnych obydwu grup. Przedstawiono też próby międzynarodowej normalizacji i propozycje na temat systemów nawigacyjnych dalekiego zasięgu.

W okresie powojennym opracowano, zbadano i wprowadzono do próbnej eksploatacji, niejednokrotnie przy olbrzymim nakładzie kosztów, wiele systemów nawigacyjnych. Jednakże do tej pory żaden z nich nie okazał się na tyle lepszy od innych, by mógł zostać uznany za środek nawigacyjny godny objęcia normą światową jako obowiązujący system nawigacyjny dalekiego zasięgu.

Jak to się często zdarza w przypadku urządzeń technicznych, wynalazków i opracowań naukowych również większość systemów nawigacyjnych powstała w wyniku potrzeb natury wojskowej. Tak było z systemami „Loran”-A, „Consol”, „Tacan” (obecnie cywilny system VOR w połączeniu z DME) i wielu innymi. W odniesieniu do urządzeń wojskowych koszty opracowania i zakupu, jak również ekonomiczna strona eksploatacji traktowane są jako czynniki drugorzędne (w przeciwieństwie do ostrożnego pod względem ekonomicznym podejścia cywilnych towarzystw lotniczych), toteż rozwój nowych metod nawigacji dla celów wojskowych jest zazwyczaj posunięty o co najmniej kilka kroków dalej. Mimo to w dziedzinie rozwoju cywilnych metod i środków daje się zauważyć pewną poprawę, której bezpośrednią przyczyną jest wzrost prędkości, pojemności i zasięgów samolotów cywilnych.

Ogólny podział systemów nawigacyjnych

Stosowane obecnie i proponowane na przyszłość systemy nawigacyjne można podzielić na dwie zasadnicze grupy. Do jednej z nich należą środki „zewnętrzne” lub inaczej „zależne”, przy wykorzystaniu których pozycję samolotu uzyskuje się na podstawie informacji pochodzących spoza samolotu (sygnały radiowe i namiary ciał niebieskich). Zalicza się do tej grupy takie systemy jak: „Consol”, „Loran”-A, „Loran”-C, „Dectra”, „Omega”, a także astronawigację i satelitarne układy nawigacyjne. Druga grupa obejmuje środki i metody autonomiczne, „wewnętrzne”, do których należą: zliczanie drogi elementarnymi metodami nawigacji podstawowej, radar Dopplera i układy bezwładnościowe. Wykorzystanie środków tej grupy polega na opracowywaniu danych uzyskanych wyłącznie na pokładzie samolotu niezależnie od źródeł zewnętrznych, przy czym opracowanie tych danych może być w większym lub mniejszym stopniu zautomatyzowane.

Poniższa tablica przedstawia porównanie charakterystycznych cech każdej z omawianych grup.

Środki „zewnętrzne”	Środki „wewnętrzne” (autonomiczne)
Absolutna pozycja samolotu	Pozycja samolotu względem wprowadzonego ręcznie punktu odniesienia (miejsca startu)
Dokładność nie maleje progresywnie ze wzrostem czasu lotu i przebytej drogi	Błędy narastają w funkcji czasu lub odległości

Dokładność maleje ze wzrostem odległości od źródła informacji	Dokładność niezależna od źródeł zewnętrznych
Brak rażących błędów (gross errors)	Rażące błędy mogą być wykryte tylko za pomocą drugiego urządzenia lub innej metody nawigacyjnej
Zasięg ograniczony warunkami propagacji fal radiowych	Zasięg nieograniczony
Brak dotychczas pokrycia całego świata zasięgiem	Możliwość użycia w dowolnym rejonie kuli ziemskiej
Praktycznie stała dokładność przez długi czas	Wysoka dokładność dla krótkiego czasu
Duże obciążenie nawigatora pracą	Prostota wykorzystania
Problem standaryzacji w skali światowej	Problem standaryzacji nie istnieje
Ogromne nakłady na instalacje naziemne	Stacje naziemne są zbędne

Ostatnia wreszcie, bardzo ważna cecha, różna dla obydwóch rodzajów środków to cena urządzeń pokładowych, która jest stosunkowo niska dla systemów „zewnętrznych” i stosunkowo wysoka dla autonomicznych.

Krótką charakterystyka systemów nawigacyjnych dalekiego zasięgu

A oto główne cechy techniczne i eksploatacyjne poszczególnych systemów podane w skróconej formie: Systemy zależne „zewnętrzne”

„Consol”. Promieniowanie wirującego pola o charakterystyce złożonej z 20 użytecznych listków (szerokość 10°) kluczowanych na zmianę kropkami i kreсками w taki sposób, aby otrzymać w wyniku ciągły ton (równość sygnałów), gdy listki się nakładają. Nadmiar określa się drogą obliczania liczby kresek i kropek odebranych od chwili rozpoczęcia cyklu nadawania do chwili odbioru sygnałów linii równosygnałowej. W eksploatacji od 1942 r. Obecnie pięć stacji w Europie zachodniej i dwie „Consolan” (odmiana systemu „Consol”) w USA. Częstotliwość około 300 kHz („Consolan” około 190 kHz). Maksymalny zasięg (nocą nad wodą) około 1300 mil morskich (2500 km). Ustalanie pozycji lub namiaru bardzo nużące i długotrwałe; praktycznie system nie nadaje się do wykorzystania na samolotach naddźwiękowych. Pokrycie terenu ograniczone i zależne od zmian warunków propagacji. Daje jedynie pojedyncze pozycje ustalone.

„Loran”-A. System hiperboliczny. Pomiar różnicy fazy impulsów wielkiej częstotliwości nadawanych jednocześnie przez dwie stacje naziemne. Wprowadzony do użytku w 1942 r. Obecnie w eksploatacji około 80 stacji. Częstotliwości od 1750 do 1950 kHz. Zasięg w dzień (fala przyziemna) około 550 mil morskich (1000 km), w nocy (fala przestrzenna) do 1300 mil

morskich (2500 km). Dokładność w dzień $\pm 1,5$ mili morskiej (3 km), w nocy 4,5 mili morskiej (9 km). Ustalanie linii pozycyjnej dość skomplikowane. Duże przerwy w pokryciu terenu, często zwiększone przez warunki propagacji. Tylko pojedyncze pozycje ustalone.

„Loran”-C. System hiperboliczny. „Zgrubny” pomiar różnicy czasu odbioru impulsów pochodzących z dwóch stacji i pomiar „precyzyjny” drogą określenia różnicy faz częstotliwości nośnych. Pierwszy łańcuch zainstalowany w 1959 r., obecnie 6 łańcuchów z 26 stacjami. Częstotliwość około 100 kHz. Zasięg przy wykorzystaniu fali przyziemnej wynosi około 1600 mil morskich (3000 km) z dokładnością ± 550 jardów (500 m) przy maksymalnej odległości od bazy. Brak pokrycia w centralnej i południowej części Atlantyku, na dużych obszarach Oceanu Spokojnego i na całej półkuli południowej. Dostępne obecnie lekkie odbiorniki pokładowe zbudowane na tranzystorach i przy zastosowaniu mikrominiaturyzacji, o cyfrowym odczycie ułatwiającym interpretację. Ciągłe wskazania odległości pozostałej do przebycia i liniowego zboczenia z linii drogi założonej. Możliwość połączenia z pilotem automatycznym i automatycznym nawigatorem rejestrującym przebytą drogę na mapie.

„Dectra”. System hiperboliczny stanowiący wersję znanego systemu bliskiego zasięgu „Decca” przystosowaną specjalnie do dalekiego zasięgu. Istnieje już system „Dectra” 2 stanowiący daleko idące ulepszenie pierwowzoru. Częstotliwość około 70 kHz. Wskaźnik obrazowy rysujący trasę na specjalnej mapie (Flight Log Display). Przelicznik „Omnitrac” do przekształcania współrzędnych. Ciągłe wskazania danych nawigacyjnych.

„Omega”. System hiperboliczny o bardzo małej częstotliwości z pomiarem różnicy faz. W próbach od 1956 r. Częstotliwości od 10,2 kHz do 13,6 kHz. Możliwe pokrycie całej kuli ziemskiej za pomocą ośmiu stacji naziemnych o mocy 10 kW każda. Dokładność przy odległości 5000 mil morskich od stacji naziemnej: w dzień ± 1100 jardów (1000 m), w nocy 2200 jardów (2000 m). Pozostaje do pokonania problem niejednoznaczności występującej co każde 24 mile morskie.

Stacje morskie stanowią jeszcze inne możliwe rozwiązanie problemów nawigacji dalekiego zasięgu, którego nie można pominąć. Rozwiązanie to zostało zaproponowane przez brytyjskie Ministerstwo Lotnictwa. Zakotwiczone na stałe na oceanie platformy z zabudowanymi ultrakrótkofalowymi urządzeniami radionawigacyjnymi bliskiego zasięgu połączone byłyby między sobą i ze stacjami lądowymi za pomocą kabli podmorskich. System ten pozostaje w sferze projektów i badań. Jednym z najtrudniejszych do rozwiązania problemów jest zwalczanie wpływu kołysania platformy na dokładność wyznaczonych w przestrzeni kierunków.

Astronawigacja. Standardowa technika nawigacyjna pozwalająca wyznaczać linie pozycyjne drogą namierzania gwiazd w nocy i Słońca lub Księżyca w dzień. Względnie dokładna, lecz czasochłonna, daje tylko pojedyncze pozycje. Bezużyteczna pod chmurami. Stosunkowo wysoka cena astrokompasów automatycznych i dziennych.

Satelity. System stosowany przez marynarkę. Dokładność większa niż w przypadku wszystkich innych urządzeń i systemów opartych na stacjach stałych. Trwają próby zastosowania dla nawigacji lotniczej. Trudności wynikają z dużego ciężaru i wysokiego stopnia rozbudowania urządzeń, jak również dużego kosztu stacji i urządzeń pokładowych.

Systemy autonomiczne („wewnętrzne”)

Zliczanie drogi. Określanie pozycji na podstawie kursu, prędkości powietrznej i wektora wiatru. Metoda niedokładna. Obecnie rzadko stosowana.

Radar Dopplera. Pomiar prędkości podrzędnej (prędkości względem ziemi) i kąta znoszenia przy wy-

korzystaniu zjawiska Dopplera w zastosowaniu do fal radarowych. Prawie wszystkie linie lotnicze mają już od wielu lat standardowe wyposażenie pokładowe. Całkowanie danych w kalkulatorze pokładowym dla uzyskania wskazań pozycji, kursu i odległości pozostaje do przebycia. Dokładność około 1—2% przebytej odległości, lecz zależna w dużym stopniu od dokładności danych o kursie (otrzymywanych zazwyczaj z busoli giroskopowo-magnetycznej lub giroskopowego wskaźnika kursu). System całkowicie niezależny od źródeł zewnętrznych. Daleko po prostu użytku. Odczyt o charakterze ciągłym. Pozycja określana w odniesieniu do współrzędnych miejsca startu wprowadzanych ręcznie do układu. Niezadawalające działanie podczas przelotu nad spokojną wodą. Niezbędne uzgadnianie i korygowanie według „zewnętrznych” pomocy nawigacyjnych.

Układy bezwładnościowe. Pomiar przyspieszeń i podwójne całkowanie dla uzyskania informacji o pozycji. Skonstruowane początkowo do celów wyłączone wojskowych (pociski sterowane, okręty wodne itp.), już od dawna dostępne dla lotnictwa cywilnego. Dokładność urządzeń dostępnych na rynku: 1 do 2 mil morskich na godzinę lotu. Prostota użycia. Nie dają pozycji absolutnej, lecz odniesioną do współrzędnych miejsca startu, ręcznie wprowadzonych do układu. Dokładność nawigacji pogarsza się ze wzrostem czasu lotu, narastają błędy. Ciągły charakter wskazań danych nawigacyjnych (pozycji, kursu, kąta znoszenia i odległości pozostałej do przebycia). Uzyskuje się jednocześnie informacje o położeniu samolotu w przestrzeni (względem horyzontu). Niezbędne dokładne wstępne ustawienie przed startem. Konieczne porównanie i korygowanie według zewnętrznych środków nawigacyjnych.

Próby międzynarodowej normalizacji i propozycje na temat systemów nawigacyjnych dalekiego zasięgu

Sprawy łączności i radionawigacji lotniczej są regulowane przez przepisy i zalecenia zawarte w *Aneksie 10* do „Międzynarodowej Konwencji o Lotnictwie Cywilnym”. W dawnych wydaniach tego dokumentu, jeszcze kilka lat temu, niektóre pomoce nawigacyjne objęte międzynarodową normą ICAO wyodrębniane były jako grupa środków dalekiego zasięgu. Do grupy tej należały: radiolatarnie bezkierunkowe dalekiego zasięgu (NDB), „Consol” i „Loran”-A.

Po IV Konferencji Nawigacyjnej ICAO, poprzedzonej 16 Konferencją Techniczną IATA na temat nawigacji powietrznej w *Aneksie 10* ICAO pozostały normy dotyczące wspomnianych wyżej środków, ale nie określa się ich już jako środki dalekiego zasięgu. Na ich temat umieszczono w aneksie następujące stwierdzenie:

„Do czasu uzgodnienia i wprowadzenia do użytku nowego systemu pomocy radionawigacyjnych dalekiego zasięgu opartych na stacjach stałych jako niezbędnego do zapewnienia większej sprawności nawigacji lub do czasu, gdy zostanie udowodnione, że system dalekiego zasięgu oparty na środkach autonomicznych spełnia wymagania operacyjne, urządzenia „Loran”-A, „Consol” i radiolatarnie bezkierunkowe zainstalowane obecnie i zapewniające niezbędne pokrycie nad pewnymi najważniejszymi obszarami oceanicznymi i maszynami lądowymi mają być utrzymane, a systemy te mają być w miarę konieczności rozszerzane i uzupełniane dla spełnienia wymagań ruchu lotniczego”.

Do normy dodano uwagę wyjaśniającą, że w rozumieniu normy pomoce oparte na stacjach stałych (*station — referenced*) obejmują zarówno pomoce oparte na stacjach naziemnych (*ground-referenced*), jak i na satelitarnych (*satellite-referenced*), natomiast pomoce autonomiczne (*self-contained*) obejmują radar Dopplera, układy nawigacji bezwładnościowej, astronawigację oraz różne ich połączenia i kombinacje.

W tymże *Aneksie 10* sprecyzowano ogólne wymagania operacyjne stawiane pomocom nawigacyjnym dalekiego zasięgu, które mogłyby stać się w przyszłości

podstawą systemu ogólnoswiatowego. Wymagania te ujęto w następujące punkty:

Pokrycie. System powinien być w stanie zapewnić możliwość wykorzystania go w całej używanej przestrzeni powietrznej świata niezależnie od czasu, pogody, wysokości lotu, rodzaju terenu i warunków propagacji fal elektromagnetycznych.

Niezawodność. Ogólna i całkowita niezawodność systemu, włączając w to wskazania w kabinie załogi, powinna być możliwie najbardziej bliska 100%. System powinien zapewniać załodze w możliwie maksymalnym stopniu sygnalizację uszkodzeń, niewłaściwego działania lub przerw w działaniu.

Niejednoznaczność. Informacje nawigacyjne dostarczane przez system muszą być wolne od niejednoznaczności o znaczeniu operacyjnym.

Możliwości i wydajność. Dowolna, oparta na stacjach stałych część systemu nawigacyjnego powinna móc dostarczyć odpowiednie informacje nawigacyjne wszystkim samolotom, które w danej chwili tych informacji potrzebują.

Przedstawianie informacji — wskazania. System musi być w stanie dostarczyć pilotowi ciągle i pełnoznanne z punktu widzenia operacyjnego wskazania aktualnej pozycji samolotu oraz dane umożliwiające mu wykonanie lotu po wyznaczonej trasie z wymaganą dokładnością i przewidywanie dalszego przebiegu lotu.

Możliwości współdziałania. System nawigacji dalekiego zasięgu musi z operacyjnego punktu widzenia pozwalać na płynne przejście i przystosowanie do wymagań nawigacyjnych mających zastosowanie w różnych fazach lotu.

Dokładność. System musi zapewniać sprawność nawigacyjną wymaganą w pewnych szczególnych rejonach i pozwalać na zastosowanie takiej minimalnej separacji poziomej, jaka jest konieczna dla sprawnej organizacji ruchu lotniczego istniejącego obecnie oraz przewidywanego w następnym dziesięcioleciu. Dokładność, która będzie prawdopodobnie wymagana w specyficznej i najbardziej krytycznej przestrzeni (północny Atlantyk), oceniana jest na około 10 mil

morskich odchylenia tzw. standardowego, co ma pozwolić na utrzymanie separacji poprzecznej wynoszącej 60 mil morskich.

Wnioski

Przedstawiony opis aktualnej sytuacji uwidoczniła konieczność stworzenia uniwersalnego, ogólnoswiatowego systemu nawigacyjnego, którego dotychczasowy brak jest stałym źródłem stosunkowo miernych wyników ekonomicznych uzyskiwanych przy eksploatacji tras dalekiego zasięgu. We wszystkich rozważaniach na temat lotów dalekiego zasięgu przyjmuje się za przedmiot najbardziej krytyczną przestrzeń powietrzną, jaką jest północny Atlantyk. Nie ma nad nim wyznaczonych ściśle tras, a droga przelotu często ulega zmianie już podczas lotu, na żądanie kontroli ruchu lotniczego. Każda taka zmiana trasy i wysokości stanowiąca odchylenie od troskliwie wypracowanego pod względem ekonomicznym planu lotu oznacza straty finansowe (przedłużenie czasu lotu), które w stosunku rocznym mogą sięgać znacznych kwot. Niemalą pozycję w kosztach linii lotniczych stanowi niezbędne w aktualnej sytuacji utrzymywanie nawigatorów. Przeciętna roczna pensja nawigatorów przekracza 100 000 dolarów na jeden samolot. Obecnie tylko jedno towarzystwo lotnicze operuje przez Atlantyk bez nawigatora — po wprowadzeniu jako podstawowego środka nawigacyjnego radaru Dopplera uzupełnionego niezmiernie kosztownym układem PATHS (Position, Attitude, True Heading and Steering) firmy Bendix.

Warto przy tym zaznaczyć, że szkolenie załóg mających latać na trasach atlantyckich przy obecnym stanie nawigacji dalekiego zasięgu stanowi również nie lada problem. Kandydaci są specjalnie selekcjonowani. Piloci o stażu 3—5 lat przechodzą przeszkolenie trwające około 18 miesięcy, a nawigatorzy są szkoleni przez dwa lata zanim zostaną dopuszczeni do egzaminu na licencję.

Opracowanie i wprowadzenie do użytku znormalizowanego ogólnoswiatowego systemu nawigacyjnego o cechach sprecyzowanych w wytycznych ICAO jest w tej chwili celem, na który nakierowane są wspólne wysiłki międzynarodowych organizacji lotniczych oraz wiodących w tej dziedzinie producentów sprzętu nawigacyjnego.

Dokończenie ze str. 11

Należy tu dodać, że wysoki stopień wykorzystania materiału tarcz nośnych pociąga za sobą, jako skutek dużych naprężeń w całym materiale tarczy, zwiększone przemieszczenia promieniowe wierzchołków łopatek, co może mieć istotny wpływ na wartość koniecznego do przyjęcia montażowego luzu wierzchołkowego łopatek wirnikowych.

Literatura

1. Adrianow J. i inni: *Awiacjonnyje gazoturbiniyje dwigatielei*, Leningrad 1969.

2. Birger J.: *Raszczet rotorow na procnost*. Moskwa 1956.
3. Kiriczenko W.: *Raszczet dietalej i uzlow awiacjonnych gazoturbiniynych dwigatielei*, Charków 1957.
4. Kruschik J.: *Die Gasturbine*, Wien 1960.
5. Ponomariow S. i inni: *Osnovy sowremieniennych metodow: raszczota na procnost w maszynostrojenji*, Moskwa 1952.
6. Stodola A.: *Dampf und Gasturbinen*, Berlin 1924.
7. Sztoda A. i inni: *Konstrukcja awiacjonnych gazoturbiniynych dwigatielei*, Moskwa 1961.
8. Szczeciński S.: *Lotnicze silniki turbinowe*, Warszawa 1965.
9. Szczeciński S.: *Dwuwirnikowe i dwuprzepływowe lotnicze silniki turbinowe*, Warszawa 1971 (w druku).

Dokończenie ze str. 18

Nie bez wpływu zapewne pozostaje tutaj także zjawisko tzw. „łatwizny twórczej”, występującej szczególnie ostro w konstrukcjach laminatowych, gdyż żaden materiał konstrukcyjny nie pozwalał dotąd na fak szerokie możliwości tworzenia w sensie negatywnym, tzn. przeobrażenia w rzeczywiste kształty najbardziej fantazyjnych pomysłów. Stąd też przy wprowadzeniu laminatów do konstrukcji musi być kładziony bardzo duży nacisk na ekonomiczno-organizacyjną stronę każdego przedsięwzięcia, na dokładne

precyzowanie stawianych celów, na właściwe przygotowanie konstrukcji.

Obecnie, jak wiadomo, w drugiej połowie XX wieku nie istnieje już problem zaprojektowania konstrukcji tak, aby ona działała, problemem jest stworzenie takiej konstrukcji, która byłaby maksymalnie użyteczna, lekka i tania. Stanowi to naczelną dewizę przy podejmowaniu decyzji o konstrukcji i produkcji lotniczych elementów laminatowych.

KONTENERY W LOTNICZYM TRANSPORCIE TOWAROWYM

W artykule przedstawiono korzyści wynikające ze stosowania kontenerów w lotniczym transporcie towarowym.

Efektywność przewozów towarowych samolotami w dużej mierze zależy od sprawności prac przeładunkowych.

Konieczność usprawnienia załadunku nowoczesnego samolotu o większej pojemności handlowej, a tym samym skrócenia czasu postoju na płytach przedwzrostowych zmusiły przewoźników do wprowadzania nowych opakowań oraz urządzeń przeładunkowych. Podstawowym opakowaniem stał się już kontener.

Przypomnijmy pojęcie konterena, najczęściej spotykane w naszej terminologii: „Kontenery służą do formowania dużych jednostek ładunkowych przystosowanych do mechanicznego przeładunku oraz zabezpieczenia ładunku w całym cyklu transportowym przed zniszczeniem, kradzieżą oraz wpływami atmosferycznymi”.

Stosowanie kontenerów usprawnia proces prac przeładunkowych, a w transporcie lotniczym rozwiązuje problem najistotniejszy: skrócenie czasu postoju samolotu podczas prac przeładunkowych.

W porównaniu z innymi opakowaniami kontenery mają następujące zalety:

— można je wykorzystać we wszystkich środkach transportu; w transporcie lotniczym zabezpieczają one ładunek zarówno przy dużym obciążeniu dy-

namicznym występującym podczas hamowania, jak i przy dużych przechyłach bocznych samolotu, — umożliwiają jednoczesny przeładunek dużej ilości towarów przy użyciu dźwigów, wózków podnośnikowych itp. oraz układanie ładunków jeden na drugim w składowisku kontenerowym.

Kontener jest obecnie jedynym opakowaniem warunkującym sprawny i ekonomiczny transport lotniczy.

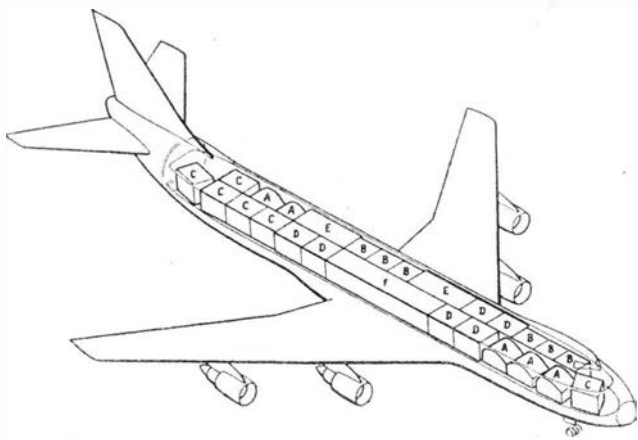
Czas przeznaczony na wszystkie czynności związane z załadunkiem i rozładunkiem samolotu Boeing 747 na lotnisku Frankfurt n.Menam (rys. 1) wynosi zaledwie 45 min. Normy te dotyczą samolotu o mieśzanym zakresie usług pasażersko-towarowych. W samolocie towarowym czas ten może być jeszcze bardziej ograniczony.

Wiele firm opracowało metody ruchu kontenerów i przygotowania ładunków do transportu. W odróżnieniu od innych środków transportu samolot wymaga szczególnego ujednoczienia zarówno samego ładunku, jak i kontenerów. Wynika to z jednej strony z niewielkiej liczby typów samolotów wykorzystywanych w przewozach towarowych, a z drugiej — z precyzji prac załadunkowych.

W miarę powiększania kabin towarowych w takich samolotach jak: C-5A, L-500B czy Boeing 747 zała-



1. Załadunek kontenera na lotnisku we Frankfurcie nad Menem



2. Rozmieszczenie kontenerów w samolocie Jumbo-Jet

dunek kontenerów będzie ułatwiony, wykorzysta się bowiem do tego celu nosową część samolotu (rys. 2). Standaryzacja kontenerów jest sprawą bardzo istotną, chodzi bowiem o włączenie samolotu do ogólnego systemu transportowego. Wystarczy zmniejszyć kontenery morskie, których wymiary odpowiadałyby kabinom wymienionych samolotów gigantów, aby powstał nowy styk transportowy: statek-samolot.

Styk taki miałby wielkie znaczenie dla wielu krajów Afryki czy Azji, szczególnie dla krajów, w których rejestruje się wyjątkowo odległe ekwidysanty. W naszym kraju również warto zastanowić się nad opłacalnością przewozów towarowych z portów morskich do odległych o 600—700 km miejscowości na południu kraju.

Zagadnieniem standaryzacji zajmuje się wiele międzynarodowych organizacji, począwszy od IATA, która stawia ściśle określone wymagania zgłoszonym kontenerom, do ISO włącznie (Międzynarodowa Organizacja Standardów).

Ostatnio coraz częściej lansuje się poglądy, iż najbardziej użyteczny w lotnictwie jest kontener o wymiarach $2,4 \times 2,4 \times 6,0$ m. Tego typu kontener jest uniwersalny dla wszystkich rodzajów transportu, np. Departament Obrony USA już w roku 1969 zamówił 6700 takich standardowych kontenerów. Doświadczenia potwierdziły bowiem, że kontenery o takich wymiarach kwalifikują się dla 90% sprzętu wojskowego przewożonego transportem lotniczym, w tym i rakiet wszystkich klas, silników lotniczych, zapasowych zbiorników paliwowych itp. Podczas operacji powietrznych w takich kontenerach przewozić można około 76% środków wykorzystywanych przez dywizję zmechanizowaną.

Polityka kontenerowa wybiega już znacznie naprzód. Specjaliści pracują już obecnie nad wzorem kontenera 1985 r.

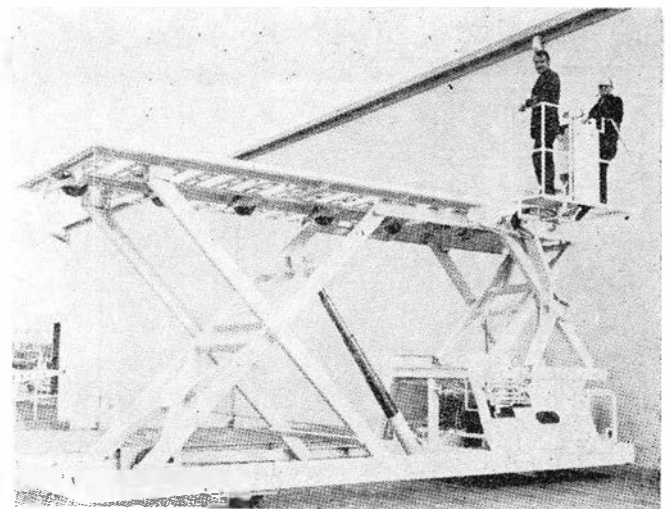
Analiza tendencji w zmianach gabarytów kontenerów w tej dziesięciolecie wykazuje, że należy oczekiwać wydłużenia kontenerów i ograniczenia ich szerokości. Do takich wymiarów dostosowane być muszą

urządzenia naziemne oraz pokładowe urządzenia załadunkowe. Urządzenia te muszą znajdować się na wszystkich lotniskach obsługujących ruch kontenerowy. W tej sytuacji problem standaryzacji ma tu znacznie szerszy zakres aniżeli w przypadku portów morskich. Lotnisko nie wyposażone w odpowiednie urządzenia nie może brać udziału w obsłudze towarowej.

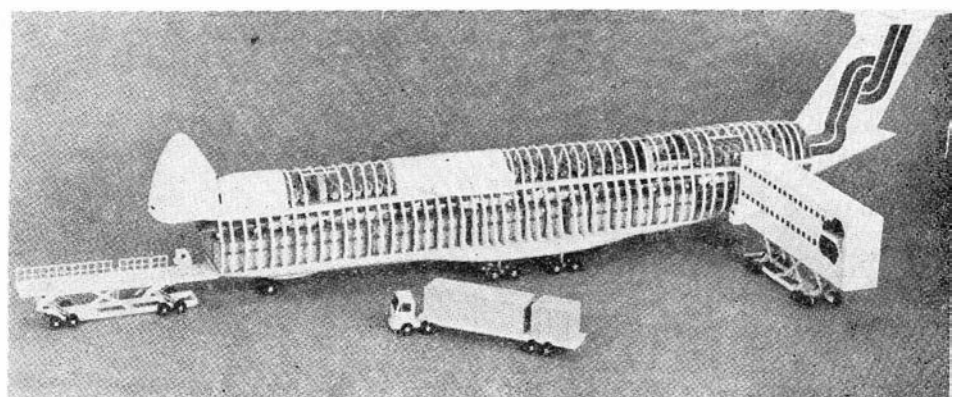
Program kontenerowy został opracowany przez IATA w oparciu o doświadczenia wielu przewoźników, którzy z problemem konteneryzacji zetknęli się w okresie wprowadzania dużych samolotów i wzrostu przewozów towarowych. Stwierdzono przy tym, że wygodniejsze okazały się zwarte przesyłki niż bardzo duża liczba małych paczek. Zagadnienie to znalazło również swój wyraz w polityce taryfowej. Przedsiębiorstwa lotnicze oddziaływały w kierunku zainteresowania klientów procesem paletyzacji, a następnie konteneryzacji. Wypracowano w tym celu wiele zasad ustalania opłat taryfowych. Tak np. za przewóz drobnych przesyłek, których ciężar jednostkowy jest mniejszy od ustalonego minimum, pobierane są opłaty wg umownego (a nie rzeczywistego) ciężaru przesyłki. Podobnie przesyłki przestrzenne są taryfowane nie wg rzeczywistego ciężaru, lecz wg ciężaru wynikającego z rzeczywistej objętości przesyłki oraz wskaźnika granicznej objętości właściwej ($007 \text{ m}^3/\text{kG}$). Rozwój przewozów towarowych wyraża się oczywiście nie tylko we wzroście tonokilometrów pracy przewozowej i liczbie ton towarów, ale także we wzroście liczby sztuk przesyłek. W zakresie magazynowania i przeładunku stanęły bowiem poważne zadania ilościowe w bardzo ograniczonym czasie, a więc i najtrudniejszy do rozwiązania problem szybkiej odprawy samolotu, ograniczenie liczby samolotów na płytach przeddworcowych itp.

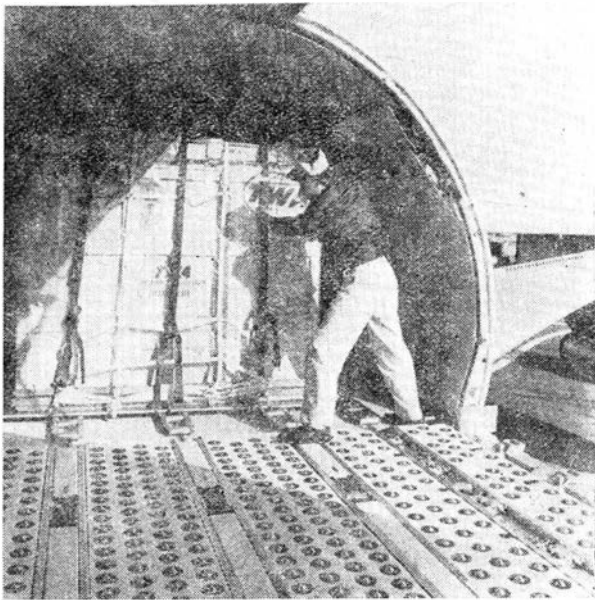
W tej sytuacji przestała wystarczać sama tylko mechanizacja prac ładunkowych. Trzeba było sięgnąć do techniki przewozowej stosowanej już w innych gałęziach transportu.

3. Ruchome pomosty do prac załadunkowych

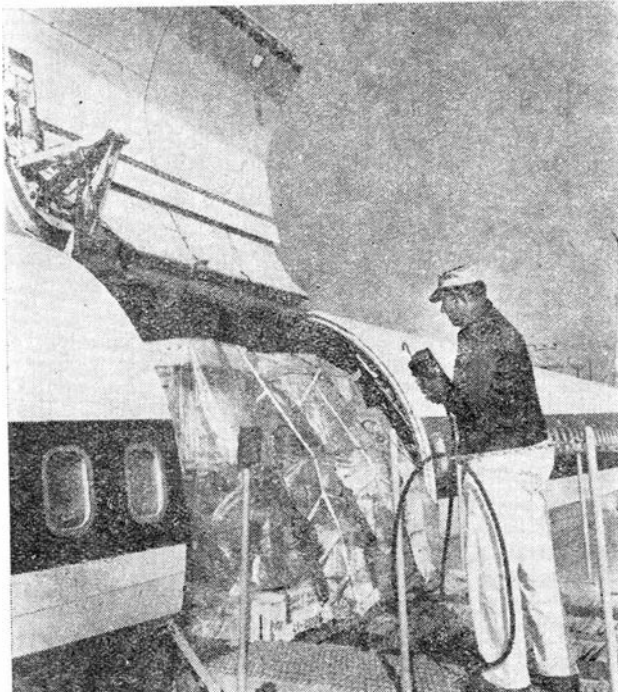


4. Załadunek samolotu L-500 kontenerami i samochodami. Na górnym piętrze miejsca pasażerskie





5. Podłoga samolotu przystosowana do łatwego poruszania konteneru lub palety



6. Automatyczne sterowanie paletą

Budzą się tu pewne zastrzeżenia. Do tej pory lotnictwo dysponowało istotnym atutem ekonomicznym, a mianowicie ograniczonymi opakowaniami, a teraz sięga po doświadczenia żeglugi czy transportu kolejowego. Należało się jednak zdecydować, czy opłacalne staje się wydłużenie załadunku i rozładunku, ograniczenie efektywnego czasu pracy samolotu, zatrudnienie armii ładowaczy i wreszcie rozbudowa ogromnych magazynów. Rachunek ekonomiczny potwierdził jednak wyższość stosowania opakowania kontenerowego, które zresztą dostosowano do technicznych i ekonomicznych właściwości samolotu.

Zgodnie z założeniem IATA oraz szerokim programem opracowanym w ramach tej organizacji jednostka ładunkowa wpisana do rejestru powinna odpowiadać następującym wymaganiom technicznym:

- musi mieć integralną paletę lub inne urządzenie umożliwiające zmechanizowany przeładunek,
- nacisk jednostkowy palety lub kontenera na podłogę ładowni samolotu towarowego nie może przekraczać 0,097 kG/cm². Dolna powierzchnia kontenera musi być

- plaska lub mieć postać równoległych płoź, natomiast niedopuszczalne są klocki, podpórki itp.,
- podlega kontenera musi wytrzymać ciężar równomiernie rozmieszczonego na niej towaru także w czasie, kiedy kontener spoczywa tylko na widłach urządzenia przeładunkowego,
- prześwit dla widel musi być zapewniony co najmniej z dwu przeciwnych stron,
- jednostki ładunkowe muszą zachowywać swoje wymiary także w stanie nie załadowanym, przy czym w granicach tych wymiarów muszą mieścić się integralne palety, uchwyty i inne elementy zewnętrzne,
- odchylenia od ustalonych wymiarów nie mogą przekraczać 25 mm.

Każda zarejestrowana jednostka ładunkowa, niezależnie od tego do kogo należy, otrzymuje oznaczenie składające się z symbolu literowego określającego grupę jednostek jednorodnych z punktu widzenia rodzaju jednostki i jej przynależności. Ponadto potrzebny jest również numer, pod którym jednostka ta wpisana została do rejestru. Aktualnie rozróżnia się następujące symbole literowe odpowiadające im grupy jednostek ładunkowych:

- C — kontenery należące do linii lotniczych — członków IATA,
- P — palety należące do członków IATA,
- U — igloo należące do członków IATA*,
- SC — kontenery należące do nieczłonków IATA (spedytorów, wytwórców itp.),
- SP — palety należące do nieczłonków IATA.

Niezależnie od istniejących opakowań istnieją jeszcze kontenery jednorazowego użytku (opakowania bezwrotne) oznaczone literą D.

Wg stanu na 25 marca 1970 r. w IATA zarejestrowano 332 typy jednostek ładunkowych, z których ponad 2/3 stanowiły kontenery należące do nieczłonków IATA. Ponad połowa kontenerów klasy SC to kontenery bezwrotne, czyli opakowania jednorazowego użytku. Powyższe dane potwierdzają wyjątkowe zainteresowanie przewoźnikami ze strony producentów i spedytorów.

Stwierdzono, że wprowadzenie kontenerów w transporcie lotniczym jest znacznie łatwiejsze aniżeli w innych rodzajach transportu. Pomijając bowiem usprawnienie prac przeładunkowych, znacznie korzystniejszy jest przy tym zakres wykorzystania powierzchni handlowej samolotu.

*

Już w nrze 6/1970 „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” postawiliśmy pytanie — co z konteneryzacją w Polsce? Na razie przedstawiona została jedynie informacja jak problem ten wygląda w światowym systemie transportowym. W oparciu o tę informację chcielibyśmy zwrócić uwagę na opłacalność przewozów kontenerowych naszych towarów, szczególnie na dużych odległościach. Czy nie należałoby zastanowić się nad zastosowaniem kontenerów i w naszym transporcie lotniczym, oczywiście dostosowanych do pojemności handlowej samolotów? Czy wreszcie nie należy opakować towarów w taki sposób, ażeby przewóz opłacany w wartościach dewizowych kosztował jak najtaniej?

Przeprowadzone rachunki kosztów w układzie perspektywnym całkowicie potwierdzają stały spadek taryf. Tymczasem okazuje się, że zakres przewozów towarowych przez samoloty PLL „Lot” jest wyjątkowo wąski, mimo poważnych rezerw. Przy aktualnej zdolności przewozowej wynoszącej 36 tys. ton przewozi się zaledwie 4 tys. ton w relacji międzynarodowej. Gdzie tkwi przyczyna? Może w braku kontenerów?

Prognozy nasze są bardzo ambitne. Przewiduje się, że w 1985 r. w relacjach międzynarodowych będziemy przewozić ponad 170 tys. ton, czyli tyle, ile KLM przewozi aktualnie. Mamy więc gotowy model jak problem ten wygląda dzisiaj w Holandii.

Głos w tej sprawie należy jednak nie tylko do specjalistów lotnictwa, lecz również i do tych, którzy handlują i znają doskonale rynek.

* Igloo — pojemnik bez dna, wykonany z fibry, metalu lub innego materiału, o kształcie odpowiadającym kształtowi luku towarowego w samolocie. Igloo pokrywa użytkową powierzchnię palety samolotowej, do której jest przymocowane w czasie lotu.

OBCIĄŻENIA BETONOWYCH RUROCIĄGÓW KANALIZACJI LOTNISKA

W artykule przedstawiono metody obliczania obciążenia pionowego dla trzech zasadniczych przypadków ułożenia rurociągów w gruncie, zależnego od ciężaru gruntu leżącego nad rurociągiem, oraz sposób obliczania obciążenia pionowego zależnego od ciężaru pojazdów poruszających się lub stojących nad rurociągiem.

Na zagłębiony w gruncie odcinek rurociągu o jednostkowej długości np. 1 m działają następujące obciążenia pionowe:

- od ciężaru warstwy gruntu leżącej nad rurociągiem,
- od ciężaru pojazdów poruszających się lub stojących nad rurociągiem.

Obciążenie pionowe od ciężaru gruntu leżącego nad rurociągiem

Wielkość sił pionowych od ciężaru warstwy gruntu leżącej nad rurociągiem zależy od następujących czynników:

- grubości warstwy gruntu leżącego nad rurociągiem,
- ciężaru objętościowego i współczynnika spójności tego gruntu,
- warunków ułożenia rurociągu w gruncie.

Rozróżnia się trzy zasadnicze przypadki ułożenia rurociągu w gruncie:

- w rowie kanalizacyjnym całkowicie lub częściowo szalowanym ze ścianami pionowymi lub pochyłymi, gdy grubość warstwy gruntu nasypanego nad rurociągiem równa jest odległości pionowej między wierzchem rurociągu a poziomem terenu, w którym wykopany jest rów (rys. 1a),
- w rowie kanalizacyjnym identycznym, jak w poprzednim przypadku, lecz przy grubości warstwy nasypanego rurociągiem gruntu większej od pionowej odległości pomiędzy wierzchem rury a poziomem terenu, w którym wykopany został rów (rys. 1b),
- bezpośrednio na powierzchni terenu lub w niewielkim zagłębieniu, przy zasypaniu rur gruntem

do poziomu przewidzianego nasypu na danym obszarze (rys. 1c).

Do obliczenia wielkości obciążenia pionowego od ciężaru gruntu leżącego nad rurociągiem stosuje się odpowiednie dla każdego z trzech podanych przypadków ułożenia rurociągu wzory, zwane wzorami Marstona.

Przypadek I ułożenia rurociągu w gruncie:

$$W_d = C_d w B_d^2$$

gdzie:

W_d — obciążenie od ciężaru gruntu w kG na 1 m rurociągu,

C_d — współczynnik obciążenia dla tego przypadku ułożenia rurociągu, obliczany ze wzoru:

$$C_d = \frac{1 - e^{-2K\mu \frac{H}{B_d}}}{2K\mu'}$$

e — podstawa naturalnych logarytmów,

K — stosunek czynnego boczno jednostkowego parcia gruntu do parcia pionowego:

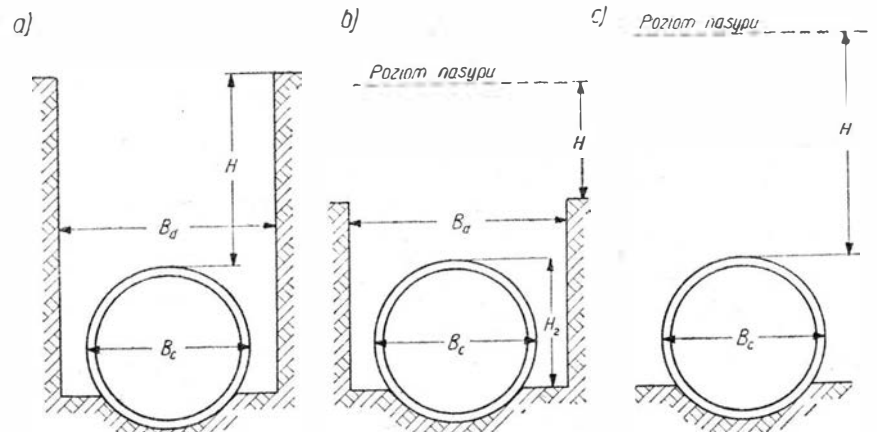
$$K = \frac{\sqrt{\mu^2 + 1} - \mu}{\sqrt{\mu^2 + 1} + \mu} = \frac{1 - \sin \varphi}{1 + \sin \varphi} + \operatorname{tg}^2 \left(45^\circ - \frac{\varphi}{2} \right)$$

w którym:

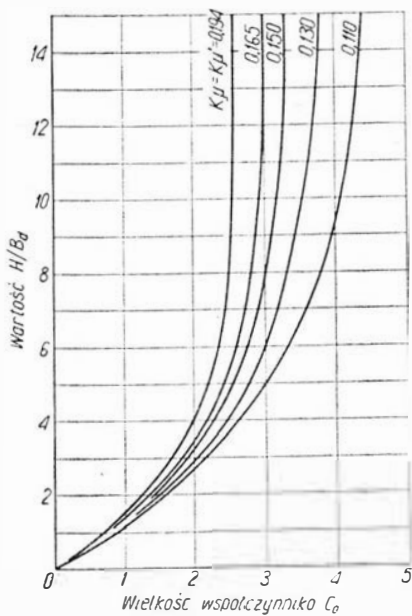
$\mu = \operatorname{tg} \varphi$ — współczynnik tarcia wewnętrznego gruntu,

$\mu' = \operatorname{tg} \varphi'$ — współczynnik tarcia pomiędzy gruntem, którym zasypujemy rów, a ścianami rowu,

H — wysokość nasypu nad wierzchem rury,



1. Zasadnicze przypadki ułożenia rurociągu w gruncie



2. Przypadek I ułożenia rurociągu

B_d — szerokość rowu w poziomie wierzchu rury,
 w — ciężar objętościowy gruntu, którym zasypuje się rów.

Wielkość współczynnika C_d dla różnych stosunków $\frac{H}{B_d}$ i dla różnych wartości K_{μ} lub K_{μ}' można znaleźć z wykresu (rys. 2).

Przypadek II ułożenia rurociągu w gruncie:

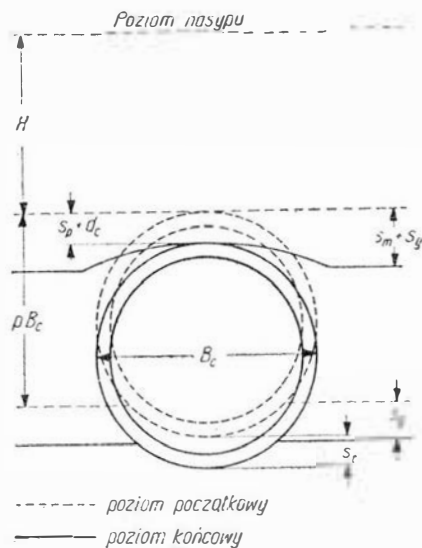
$$W_n = C_n \cdot w \cdot B_d^2$$

gdzie:

W_n — obciążenie od ciężaru gruntu w kG na 1 m rurociągu,

C_n — współczynnik obciążenia dla tego przypadku ułożenia rurociągu zależny od stosunku

$$\frac{H}{B_d} \cdot p' = \frac{B_d}{H_2} \quad (H_2 \text{ jest różnicą rzędnych wierz-})$$



3. Schemat osiadania rurociągu i poziomów gruntu

chu rury i powierzchni dna rowu nie stykającej się ze spodem rury) oraz od współczynnika osiadania r_{sd} , który dla tego przypadku ułożenia rurociągu oblicza się ze wzoru:

$$r_{sd} = \frac{s_g - (s_d + s_f + d_c)}{s_d}$$

gdzie:

s_g — wielkość osiadania powierzchni naturalnego gruntu,

s_d — osiadanie nasypu o wysokości $p' \cdot B_d$ wewnątrz rowu,

s_f — zagłębienie się rury w dno rowu,

d_c — odkształcenie pionowe przekroju rury.

Oznaczenia powyższe podane zostały na rys. 3.

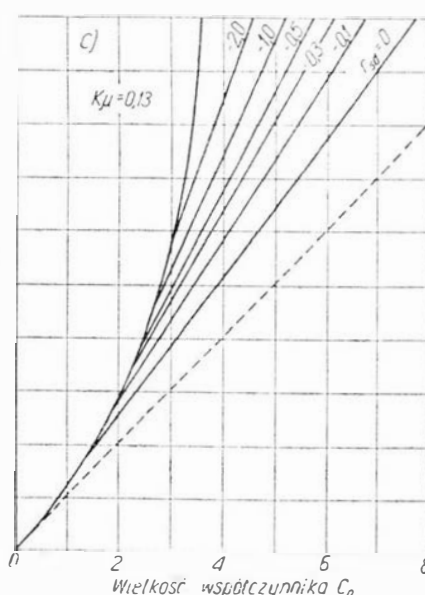
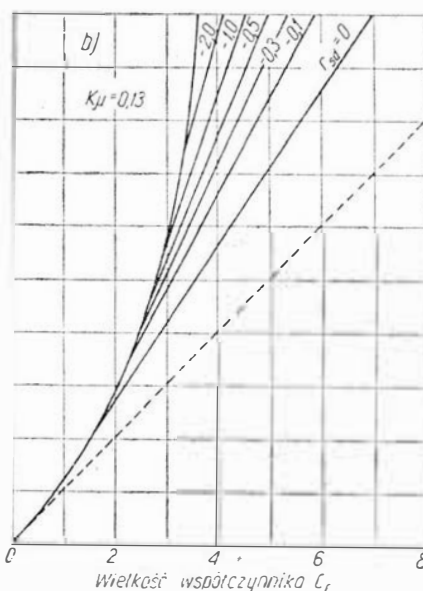
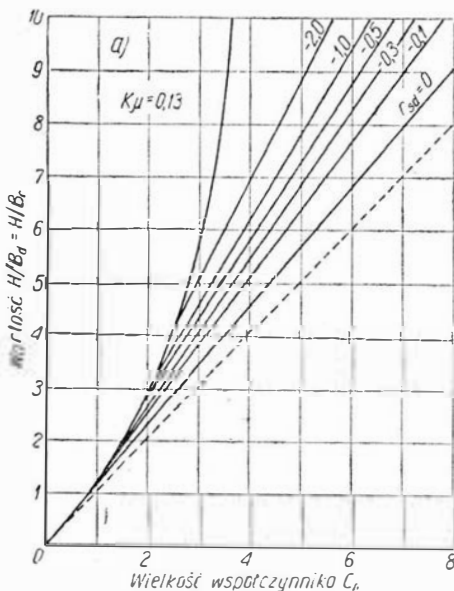
Wielkości r_{sd} są dla tego przypadku ułożenia rurociągu minusowe, stąd i iloczyn $r_{sd} \cdot p'$ jest ujemny.

Wartość C_n dla różnych wielkości $\frac{H}{B_d}$ i $r_{sd} \cdot p'$ odczytać można na jednym z trzech wykresów (rys. 4a, 4b i 4c).

4a. Przypadek II ($p' = 0,5$) ułożenia rurociągu

4b. Przypadek II ($p' = 1,0$) ułożenia rurociągu

4c. Przypadek II ($p' = 1,5$) ułożenia rurociągu



Przypadek III ułożenia rurociągu w gruncie:

$$W_c = C_c w B_c^2$$

gdzie:

W_c — obciążenie od ciężaru gruntu w kG na 1 m rurociągu,

C_c — współczynnik obciążenia dla tego przypadku ułożenia rurociągu obliczany ze wzoru:

$$C_c = \frac{e^{2K\mu} \frac{H}{B_c} - 1}{2K\mu}$$

B_c — zewnętrzna średnica rury.

Reszta oznaczeń jak dla pierwszego przypadku ułożenia rurociągu. Wielkość współczynnika C_c dla róż-

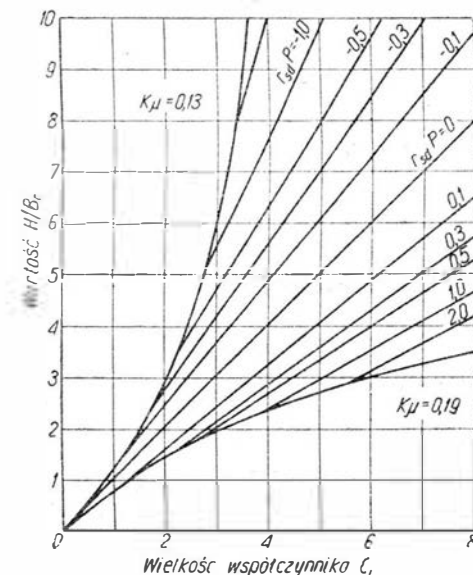
nych stosunków $\frac{H}{B_c}$ i różnych wielkości $r_{sd} \cdot p$ odczytać można z wykresu (rys. 5). Oznaczenie r_{sd} osiąga dla tego przypadku ułożenia betonowych rur następujące wartości zależne od rodzaju podłoża gruntowego:

- podłoże gruntowe skaliste lub mało odkształcalne $r_{sd} = 1,0$,
- zwykły grunt $r_{sd} = 0,5$ do $0,8$
- słaby grunt $r_{sd} = 0$ do $0,5$

Oznaczenie p jest stosunkiem $\frac{H_c}{H_1}$, gdzie H_1 jest różnicą rzędnych wierzchu rury i powierzchni terenu, na którym leży rura, nie stykającej się z jej spodem.

Obciążenie od ciężaru pojazdów poruszających się lub stojących nad rurociągiem

W przypadku, gdy trasa rurociągu przebiega pod sztucznymi nawierzchniami, wielkość jednostkowego pionowego obciążenia od ciężaru pojazdów jest nieznaczna i można jej nie uwzględniać w obliczeniach nośności rurociągu pod warunkiem, że pomiędzy spodem nawierzchni a wierzchem rur znajduje się podłoże gruntowe o grubości nie mniejszej niż 50 cm.



5. Przypadek III ułożenia rurociągu

Tablica. Wartości współczynnika C_c do obliczenia obciążenia jednostkowego na rurociąg od ciężaru pojedynczego koła samolotu

$\frac{H}{a}$	0,0	1,0	2,0	3,0	4,0	5,0	6,0	7,0
0,0	1,000	1,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000	0,000
0,5	0,911	0,425	0,010	0,001	0,000	0,000	0,000	0,000
1,0	0,646	0,350	0,050	0,005	0,001	0,000	0,000	0,000
1,5	0,424	0,250	0,075	0,012	0,004	0,001	0,000	0,000
2,0	0,284	0,198	0,075	0,020	0,007	0,003	0,001	0,001
2,5	0,200	0,145	0,070	0,026	0,010	0,004	0,002	0,001
3,0	0,146	0,110	0,066	0,029	0,013	0,006	0,003	0,002
3,5	0,110	0,101	0,060	0,031	0,015	0,008	0,004	0,002
4,0	0,087	0,081	0,054	0,031	0,017	0,009	0,005	0,003
5,0	0,057	0,054	0,041	0,028	0,017	0,011	0,006	0,004
6,0	0,040	0,039	0,032	0,024	0,017	0,011	0,007	0,005
7,0	0,030	0,029	0,025	0,020	0,015	0,011	0,008	0,005
8,0	0,023	0,023	0,020	0,017	0,013	0,010	0,008	0,006
9,0	0,018	0,018	0,016	0,014	0,012	0,009	0,007	0,006
10,0	0,015	0,015	0,014	0,012	0,010	0,009	0,007	0,006

Natomiast, gdy rurociąg ułożony jest pod nawierzchniami podatnymi lub naturalnymi (gruntowymi lub darniowymi), konieczne jest uwzględnienie obciążeń od pojazdów.

Przy obliczaniu wielkości tego obciążenia zakłada się kołowy kształt styku opony podwozia z nawierzchnią, a promień tego styku wylicza się ze wzoru:

$$a = \sqrt{\frac{W}{q \cdot \Pi}}$$

gdzie:

a — promień styku,

W — ciężar samolotu przypadający na jednokołową gołęń samolotu,

q — ciśnienie jednostkowe wywierane przez oponę na nawierzchnię.

Miarodajne do obliczeń obciążenia od ciężaru samolotu jest usytuowanie koła podwozia nad pionowym osiowym przekrojem rury. Maksymalne obciążenie jednostkowe rurociągu P_1 będzie miało miejsce w płaszczyźnie pionowej przekroju stycznego do rury. Dla uproszczenia rachunku przyjmuje się, że zmiana wielkości obciążenia pomiędzy tymi płaszczyznami przebiega liniowo.

Obliczenie wielkości obciążeń p_1 i p_2 przeprowadza się mnożąc wielkości ciśnienia q odpowiednio przez dwa współczynniki C_1 i C_2 , których wartości zależne od stosunku $\frac{y}{a}$ i $\frac{x}{a}$ odczytać można z załączonej tablicy.

Całkowite obciążenie W_p odcinka rury o długości 1 m będzie równe:

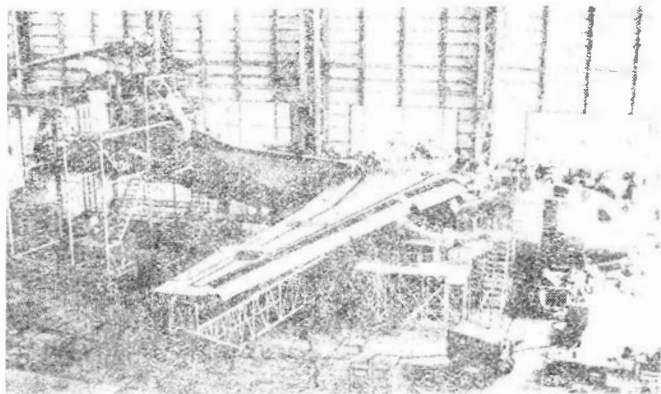
$$W_p = \left[\frac{1}{2} B_c (p_1 - p_2) + B_c p_2 \right] \cdot 100$$

gdzie:

B_c — zewnętrzna średnica rury.

nowości techniczne

Japoński odrzutowy samolot transportowy



Japońska firma NAMC (Nihon Aeroplane Manufacturing Co. Ltd.) — produkująca samoloty pasażerskie NAMC YS-11 — buduje odrzutowy samolot transportowy XC-1 dla japońskich sił powietrznych. Jest to górnopłatowiec z dwoma silnikami dwuprzepływowymi Pratt and Whitney JT8D-9 o ciągu 6600 kG zabudowanymi pod skrzydłem i usterzeniem o układzie T. Skrzydło i usterzenie mają ujemny kąt V.

Samolot może transportować 60 żołnierzy z pełnym uzbrojeniem, przy czym załoga składa się z pięciu osób. Jest on przeznaczony głównie do desantów spa-

dochronowych, w związku z czym po obu stronach kadłuba, pod skrzydłem, znajdują się drzwi dla skoczaków, prawdopodobnie z tego też powodu zastosowano usterzenie w układzie T.

Zbudowano dwa prototypy samolotu XC-1, których próby w locie miały się rozpocząć w końcu 1970 r. W 1973 r. przewiduje się rozpoczęcie produkcji seryjnej 40 samolotów.

Jakkolwiek XC-1 jest czysto wojskowym samolotem i pod względem wielkości nie może być porównywany z zaprojektowanym przez NAMC — i opisywanym już w „Nowościach” — 150-miejscowym samolotem pasażerskim YS-33, to jednak doświadczenia zdobyte przy jego budowie oddałyby nieocenione usługi, gdyby zdecydowano się na rozwój wspomnianego samolotu pasażerskiego.

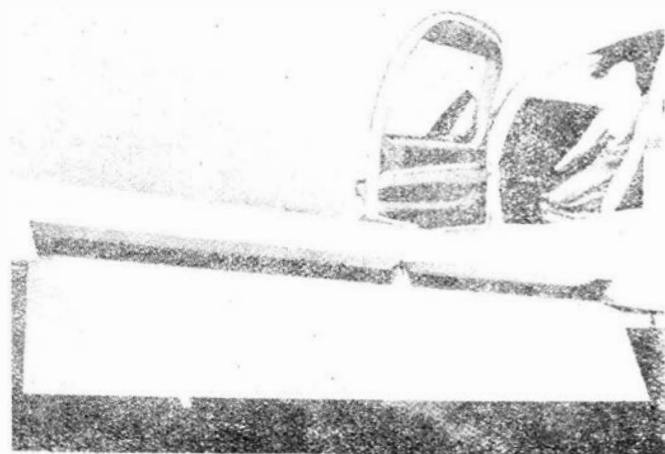
Dane techniczne samolotu XC-1: rozpiętość 30,48 m; długość 28,96 m; wysokość 10,06 m; powierzchnia skrzydła 120,77 m²; skos skrzydła 20°; kąt V skrzydła — 5,5°; ciężar własny 23 700 kG; udźwig normalny 8200 kG; udźwig maksymalny 11 800 kG; normalny ciężar startowy 38 600 kG; maksymalny ciężar startowy 45 000 kG; prędkość przelotowa w locie na największy zasięg, na wysokości 10 700 m, 705 km/h; największa prędkość przelotowa, na wysokości 7600 m, 815 km/h; prędkość w czasie zrzutu spadochroniarzy 210 km/h; pułap praktyczny 12 200 m; długość startu na 15 m 945 m; rozbieg 670 m; długość lądowania z 15 m 730 m; długość startu na 15 m ze zmniejszonym ładunkiem 550 m; długość lądowania z 15 m ze zmniejszonym ładunkiem 610 m; zasięg z ładunkiem 8000 kG 1300 km.

W. K.

Samolot turystyczny ze sztucznego tworzywa



Na wystawie samolotów lekkich w Reading w USA pokazano samolot turystyczny ze sztucznego tworzywa Windecker „Eagle” 1. Samolot jest napędzany silnikiem tłokowym Continental IO-520-C o mocy 285 KM. Dzięki zastosowaniu laminatów na konstrukcję płatowca uzyskano b. dużą gładkość jego powierzchni. W celu dodatkowego zmniejszenia oporów aerodynamicznych wszystkie anteny umieszczono w kadłubie. Na 75% mocy nominalnej samolot „Eagle” 1 osiąga na wysokości 2300 m prędkość

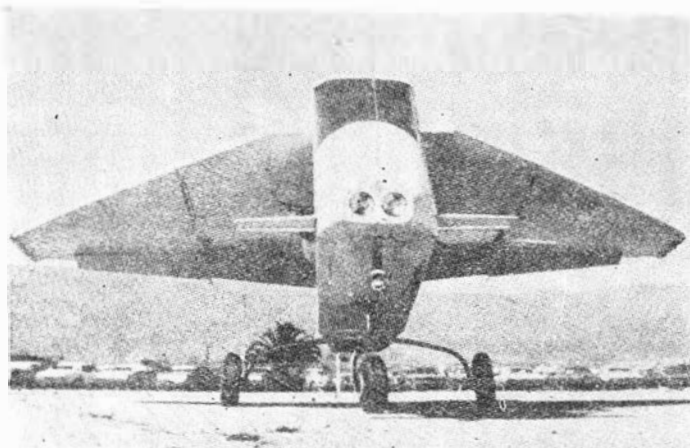


320 km/h. Jego rozpiętość wynosi 9,75 m, długość 8,71 m, a ciężar startowy 1500 kG.

Pierwsze dostawy samolotów rozpoczęły się w sierpniu 1970 r.; na początku 1971 r. produkcja miała wzrosnąć do 20 samolotów miesięcznie. Cena samolotu z pełnym wyposażeniem wynosi 40 000 dol., z czego 20 000 dol. przypada na wyposażenie radiowe.

W. K.

Samolot amatorski o układzie delta



W Stanach Zjednoczonych poddawany jest obecnie próbom w locie samolot konstrukcji amatorskiej o układzie delta — „Stinger”. Jak widać z załączonych fotografii, jest to górnopłatowiec z pchającym śmigłem i z dodatkowym skrzydełkiem umieszczonym na nosowej części kadłuba. Samolot jest dwumiejscowy i ma całkowicie metalową konstrukcję.

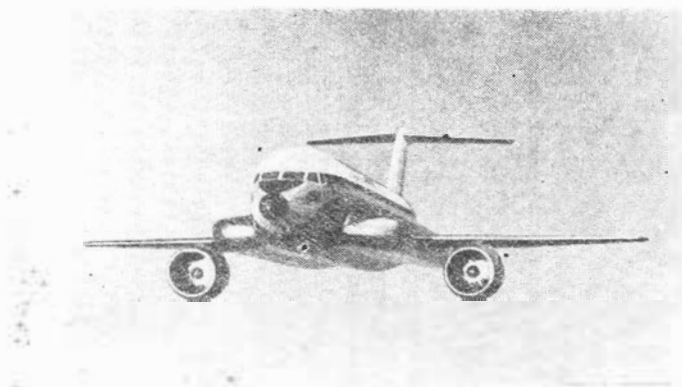


Napęd stanowi silnik Lycoming O-290-G o mocy 125 KM.

Pozostałe dane techniczne: rozpiętość 4,88 m; długość 5,08 m; wysokość 2,13 m; ciężar startowy 635 kG; prędkość maksymalna 290 km/h; prędkość przelotowa 260 km/h; prędkość wznoszenia 6,1 m/s; pułap praktyczny 3660 m; rozbieg 305 m; zasięg 1300 km.

W. K.

Projekt odrzutowego samolotu pasażerskiego V/STOL firmy Hawker Siddeley



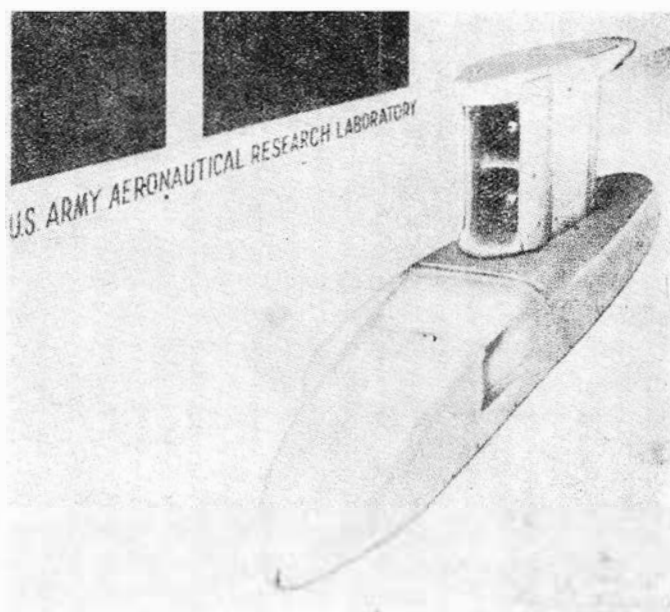
Firma Hawker Siddeley opracowała projekt odrzutowego samolotu pasażerskiego pionowego startu i lądowania HS.141. Projekt powstał na zamówienie ministerstwa techniki, które otrzymało podobne projekty również od firm BAC i Westland. 102-miejscowy samolot HS.141 jest napędzany w locie poziomym dwoma silnikami dwuprzepływowymi, a w locie pionowym silnikami nośnymi RB.202, które są zbudowane w dwóch gondolach przykadłubowych, ciągnących się prawie na całej długości kadłuba. Ekonomiczny zasięg samolotu leży między 240 a 2100 km, a prędkość przelotowa dochodzi do 980 km/h. Jego rozpiętość wynosi 22,9 m, długość 36,6 m.

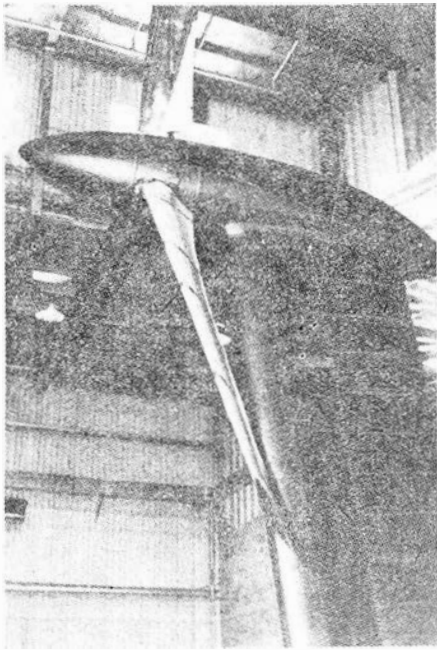
W. K.

Badania tunelowe skrzydła odrzutowego ADAM

W tunelu aerodynamicznym US Army Aeronautical Research Laboratory przeprowadza się badania modelu skrzydła odrzutowego ADAM (Air Deflection And Modulation), które zostało opracowane przez firmę LTV (Ling-Temco-Vought) jako zasadniczy zespół samolotów V/STOL. Model jest zaopatrzony w małe wentylatory napędzane przez turbiny powietrzne. Wyznaczono już charakterystyki przepływu wewnętrznego przez skrzydło, a w następnej fazie badań ma być określona turbulencja wytwarzana przez wentylatory i jej oddziaływanie na przepływ przez skrzydło.

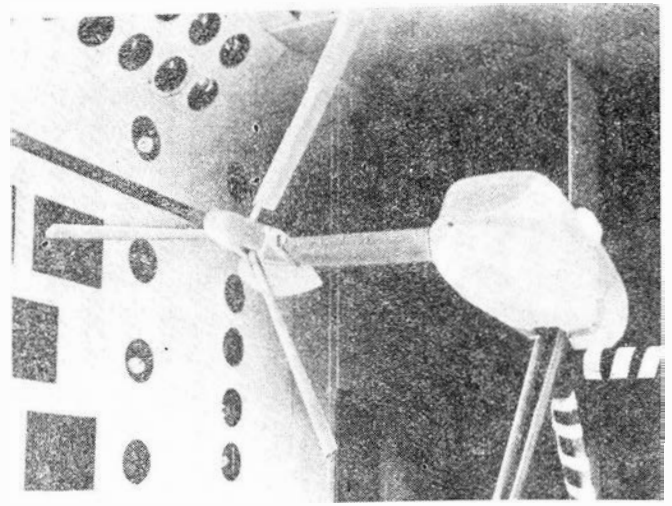
W. K.





Badania śmigło-wirników

Firma Bell Helicopter Co. zademonstrowała na dorocznej konferencji naukowej organizowanej przez American Helicopter Society zbudowany w naturalnej skali śmigło-wirnik (preprotor) o średnicy 7,6 m. Rysunek 1 przedstawia go łącznie z gondolą i skrzyd-



lem w układzie przeznaczonym do badań w tunelu Ames Research Center (NASA). Celem programu badań jest sprawdzenie dynamicznej i aerodynamicznej stateczności śmigło-wirnika w zakresie prędkości do 370 km/h; później zostaną odtworzone warunki odpowiadające prędkości 740 km/h. Rysunek 2 pokazuje model tego samego śmigło-wirnika wykonany w skali 1:5 wraz z połówką skrzydła i kadłubem, który jest badany w 5-metrowym tunelu freonowym Langley Research Center (NASA) przy prędkościach 930 km/h.

W. K.

Lekki śmigłowiec z dwoma silnikami



Śmigłowiec Cierva Rotorcraft CR.LTH-1 jest pierwszym lekkim śmigłowcem (jego maksymalny ciężar startowy wynosi 1474 kg), który jest napędzany dwoma silnikami. Jest to pięciosobowy śmigłowiec wie-

lozadaniowy z dwoma przeciwbieżnymi wirnikami współosiowymi i dwoma silnikami tłokowymi Rolls-Royce Continental IO-360 o mocy zdławionej do 205 KM (mogą być również stosowane silniki Lycoming HIO-360 o mocy 210 KM). Wirniki są półsztywne, a odstęp między nimi jest b. mały — wynosi tylko 68,5 cm. Kabina, osłony silników i ogonowa część kadłuba są wykonane ze sztucznego tworzywa i odznaczają się dużą czystością aerodynamiczną. Na rynku śmigłowiec ma się znaleźć w 1972 r. Obecnie znajduje się w budowie prototyp nr 2.

Pozostałe dane techniczne: średnica wirnika 9,75 m; długość całkowita 10,52 m; długość kadłuba 8,03 m; wysokość 3,0 m; ciężar własny 844 kg; ciężar użyteczny 630 kg; prędkość maksymalna npr 201 km/h; maksymalna prędkość przelotowa 193 km/h; maksymalna prędkość wznoszenia 7,1 m/s; pułap praktyczny 6100 m; pułap zawisu bez wpływu ziemi 2290 m; zasięg z maksymalnym zapasem paliwa 273 l, z pozostawieniem jego rezerwy na pół godziny lotu, 400 km.

W. K.

Rotojet — nowa koncepcja śmigłowca

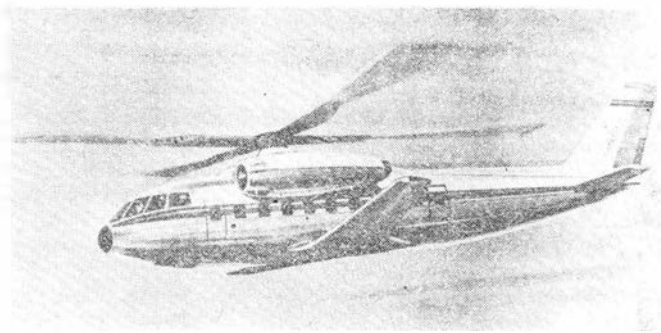


Firma Sud-Aviation (która należy obecnie do SNIAS) prowadziła w ciągu ostatnich kilku lat rozległe badania w dziedzinie śmigłowców. Obejmowały one badania podstawowe, badania z zakresu nowych materiałów i poszukiwania nowych rozwiązań technicznych. Na podstawie wyników tych badań powstała koncepcja śmigłowca „Rotojet”, która ma zapoczątkować nową generację śmigłowców.

Śmigłowiec typu Rotojet ma wirnik napędzany ciśnieniowo w czasie startu i zawisu i pracujący na auto-rotacji w locie poziomym, gdy 70% potrzebnej siły nośnej wytwarza skrzydło. Napędem jest silnik dwuprzepływowy, którego gazy wylotowe — o stosunkowo niskiej temperaturze i ciśnieniu — w czasie startu i zawisu są doprowadzane do dysz wirnika umieszczonych na ok. 40% długości łopaty, a w locie poziomym — do dyszy wylotowej silnika. W locie pozio-

mym łopaty wirnika są ustawione na zerowy kąt natarcia, dzięki czemu nie występuje na nich oderwanie strumienia; poza tym prędkość obrotowa wirnika ulega zmniejszeniu, co zapobiega osiągnięciu przez łopaty krytycznej liczby Ma . Umieszczenie dysz wylotowych silnika na 40% długości łopat zamiast na ich końcach ma prawdopodobnie na celu skrócenie przewodów gazowych w łopatach i zmniejszenie w ten sposób strat ciśnienia czynnika i zmniejszenie ciężaru wirnika, jakkolwiek taka zabudowa dysz powoduje zmniejszenie momentu obrotowego wirnika, a tym samym sprawności napędu.

Firma Sud-Aviation zamierza budować trzy typy śmigłowców według formuły Rotojet: jednosilnikowy, pięćmiejscowy SA.350 (rys. 1) o ciężarze startowym 1750 kG, prędkości przelotowej 320 km/h i prędkości maksymalnej 370 km/h, dwusilnikowy, 30–36-miejscowy śmigłowiec pasażerski (rys. 2) o ciężarze startowym 12 000 kG i prędkości ponad 400 km/h



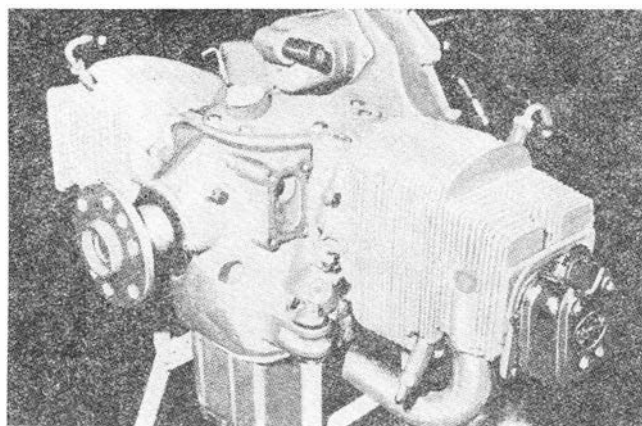
(przewiduje się zastosowanie do jego napędu dwóch silników SNECMA/Bristol Siddeley M45H) i 40-miejscowy śmigłowiec pasażerski o prędkości przelotowej 750 km/h i zasięgu do 800 km.

W. K.

Nowy silnik tłokowy o mocy 60 KM

Na wystawie samolotów lekkich w Reading (USA) w 1970 r. firma Franklin pokazała dwucylindrowy silnik 2A-120 o mocy startowej 60 KM przy 3200 obr/min. Jego stopień sprężania wynosi 8,5:1, pojemność skokowa 1934 cm^3 , średnica cylindra 168 mm, skok tłoka 89 mm, ciężar 62 kG.

W. K.



Projekt budowy holenderskiego satelity

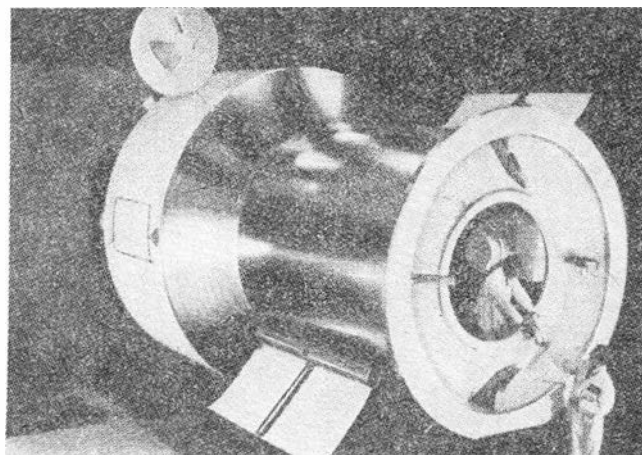
Między holenderskim stowarzyszeniem ANS, do którego należy Fokker i Philips, a NASA podpisana została umowa, na podstawie której w sierpniu 1974 r. ma być wystrzelony przez NASA przy użyciu rakiety „Scout” holenderski satelita badawczy ANS (Astronomical Netherlands Satellite).

W. K.

Bezzałogowa stacja orbitalna

Firma Martin Marietta Corp. opracowała projekt bezzałogowego laboratorium kosmicznego, którego jedną część przedstawia załączona fotografia. Część ta będzie mieścić układ zasilania elektrycznego, urządzenie regulacji temperatury, układy kierowania i sterowania położeniem oraz urządzenia telemetryczne. Będzie ona połączona z drugą częścią wyposażoną w kamery, elektroniczne urządzenia pomiarowe i teleskop o średnicy 3 m. Cała stacja ma długość 18,3 m.

W. K.



Projekt załogowej stacji orbitalnej firmy McDonnell Douglas

Na zlecenie NASA firma McDonnell Douglas prowadzi studia projektowe mające na celu budowę 12-osobowej wokółziemskiej stacji orbitalnej. Stacja krążyłaby po orbicie przez 10 lat, przy czym co 90 dni następowałaby wymiana załóg i dostawy zaopatrzenia. Orbitalny człón stacji ma mieć długość 18 m, średnicę 10 m i objętość całkowitą 929 m³. Stacja byłaby umieszczona na wysokości 450 km przez dwustopniową rakietę „Saturn”. Załoga stacji składałaby się z czterech astronautów i ośmiu naukowców. Stacja ma służyć przede wszystkim do prac naukowych, jednak równocześnie ma ona stanowić ośrodek kontrolny satelitów badawczych, które krążąc po własnych orbitach co jakiś czas spotykałyby się ze stacją orbitalną w celu dokonania na nich prac obsługowych.

W. K.

Projekt stacji badawczej na Księżycu

Firma North American Rockwell otrzymała od NASA zamówienie dotowane sumą 320 000 dol. na opracowanie w ciągu 11 miesięcy studium projektowego stacji badawczej na Księżycu. Specjaliści z NAR mają opracować m. in. projekty pomieszczeń i urządzeń pomocniczych oraz przebudować pojazdy, które nadawałyby się do podróży badawczych po Księżycu.

W. K.

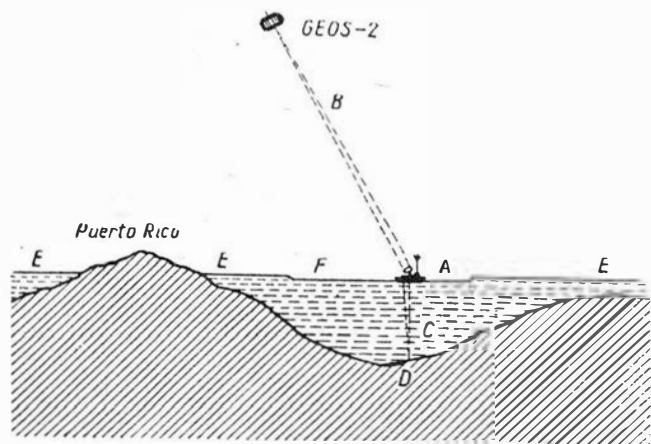
Sonda do badań Wenus i Merkurego

W drugiej połowie 1973 r. ma być wystrzelona sonda kosmiczna MVM-73 (Mariner-Venus-Mercury 1973), która w styczniu 1974 r. przeleci w odległości 5300 km od Wenus, a w miesiąc później zbliży się na odległość 1000 km do Merkurego. Kamery mają wykonać fotografie obu planet, a przyrządy pomiarowe mają zbadać ich atmosfery i jonyosfery. Z fotografii Merkurego uczeni spodziewają się otrzymać dane na temat charakterystycznych punktów na jego powierzchni, co pozwoli na określenie osi planety, natomiast za pomocą fotografii Wenus ma być określona grubość warstwy chmur otaczających planetę.

W. K.

Satelita geodezyjny jako punkt odniesienia

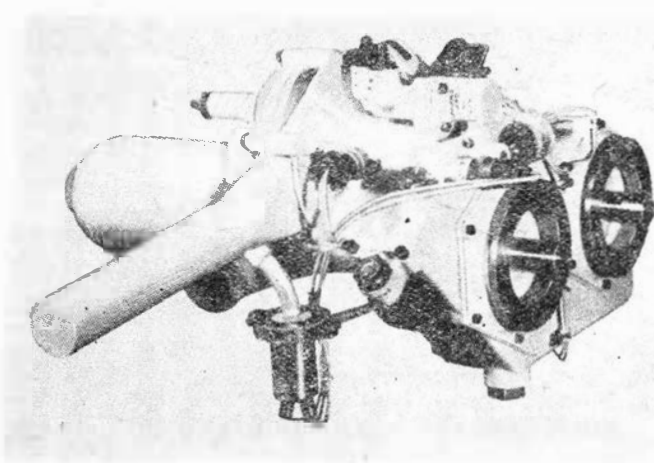
Znaczenie satelity jako punktu odniesienia wykazał eksperyment przeprowadzony przez amerykańskich oceanografów na zachodnim Atlantyku. Wykorzystując satelitę geodezyjnego GEOS-2 stwierdzili oni mianowicie, że obszar oceanu o długości 480 km i szerokości 200 km ponad tzw. rowem Puerto Rico (jest to najgłębsze miejsce na Atlantyku) znajduje się o ok. 24 m poniżej otaczających go wód.



Eksperyment został przeprowadzony przy użyciu statku pomiarowo-observacyjnego NASA — „Vanguard”. Przepłynął on wspomniany obszar określając w regularnych odstępach czasu swą pozycję w odniesieniu do satelity GEOS-2, znajdującego się na dokładnie znanej wysokości. Jakkolwiek już od dawna wiadano, że powierzchnia morza nie jest równa, to dopiero teraz udało się to wykazać za pomocą pomiarów. Przypuszcza się, że pomierzona depresja dowodzi istnienia w „rowie” Puerto Rico koncentracji masy (mascon), podobnej do tych, jakie odkryto za pomocą satelitów „Lunar Orbiter” na Księżycu.

Na rysunku oznaczają: A — statek „Vanguard”; B — sygnał radarowy wysyłany do satelity; C — sygnał sonaru do dna morskiego; D — „rów” Puerto Rico; E — normalny poziom morza; F — obniżony poziom morza. W. K.

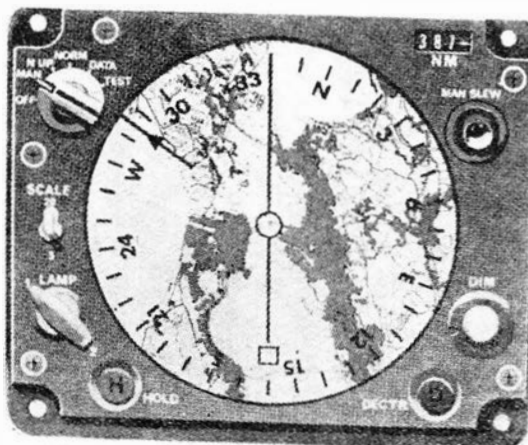
Pomocniczy zespół napędowy do samolotu „Concorde”



Firma Sunstrand zbudowała do samolotów „Concorde” serii informacyjnej pomocniczy zespół napędowy o mocy 95 KM. W przypadku wyłączenia się wszystkich czterech silników będzie on zasilał układ hydrauliczny do uruchamiania sterów. Turbina urządzenia jest napędzana gazem powstającym z rozpadu ciekłego monergolu. Zespół napędza dwie pompy hydrauliczne. W. K.

Rzutnik trasy AN/ASN99

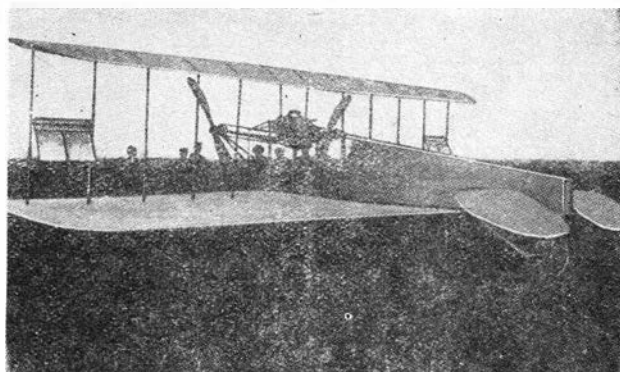
Na samolotach szturmowych LTV A-7E „Corsair”, a także na taktycznych samolotach myśliwskich, na samolotach transportowych i na śmigłowcach jest stosowany rzutnik trasy AN/ASN99 z przelicznikiem „Alpha” firmy Computing Devices of Canada Ltd. Zawiera on w pojedynczej kasecie filmy map taktycznych, które są rzutowane na ekran wskaźnika. Pilot może szybko wybrać potrzebny wycinek filmu, nie kasując przy tym danych nawigacyjnych. W urządzeniu jest zmagazynowana b. duża ilość miejsc docelowych, a na wskaźniku jest podawana automatycznie dokładna bieżąca i przyszła pozycja samolotu. Podczas lotu możliwa jest zmiana celu na wskaźniku. W. K.



Stefan Kozłowski (1888–1963)



Stefan Kozłowski urodził się 5.VII.1888 r. w Warszawie, w rodzinie rzemieślniczej. Uczęszczał do szkoły rzemieślniczej im. Konarskiego w Warszawie, której nie ukończył z powodu strajku w 1905 r. Po ukończeniu praktyki pracował jako monter w warsztacie mechanicznym Galle i Perrandin w Warszawie, w fabryce samochodów Laurin-Klement w Mladá Boleslav w Czechosłowacji, w firmie wiedeńskiej Bock-Hollender. Loty Blériota w latach 1908–1909 do tego stopnia zainteresowały Kozłowskiego, że wyjechał na studia lotnicze do Niemiec. Uczył się konstrukcji w Fachschule für Flugtechnik w Zahlbach koło Moguncji oraz pilotażu (na samolocie Eulera) w Griesheim obok Darmstadt. Na początku 1910 r., po powrocie do Warszawy, przystąpił do budowy jednomiejscowego płatowca wg własnego projektu. Szkielet samolotu został wykonany z drewna sosnowego i pokryty płótnem Continental, silnik „Anzani”, dwa śmigła „Integral”. Powierzchnia nośna płatowca wynosiła 40 m², rozpiętość 10 m, długość 9 m, rozstawienie płatów 1,8 m, ciężar z materiałem pędym i pilotem około 300 kG. Od kwietnia 1910 r. w ciągu prawie dwu miesięcy konstruktor przeprowadzał próby na ziemi, a następnie kilkudziesięciometrowe niskie skoki po prostej na łąkach siekierskich pod Warszawą. W czasie jednego ze startów samolot uległ poważnemu uszkodzeniu. Z braku funduszy Kozłowski zaniechał dalszych eksperymentów lotniczych i poświęcił się pracy w swoim podstawowym zawodzie. Kozłowski był pierwszym Polakiem, który dokonał „skoku” w powietrzu na samolocie własnej konstrukcji, własnoręcznie wykonanym i własnoręcznie pilotowanym. Żywo interesował się lotnictwem do ostatnich lat życia i był członkiem Klubu Seniorów Lotnictwa PRL.



Zdjęcie dokumentalne samolotu zbudowanego w roku 1910 przez Stefana Kozłowskiego

W okresie międzywojennym Stefan Kozłowski pracował jako kierownik techniczny fabryki H. Liefeld — S. Schiffner i Państwowych Zakładów Inżynierii w Warszawie (trzy lata jako szef produkcji samochodów Polski Fiat). W roku 1944 został wywieziony na roboty do Niemiec (Wehrbau koło Klitschdorfu). Po wojnie pracował do roku 1956 w handlu, budownictwie, kolejnictwie, następnie przeszedł na rentę inwalidzką. Od roku 1946 był członkiem Polskiej Partii Robotniczej, następnie Polskiej Zjednoczonej Partii Robotniczej. Był ożeniony ze Stefanią Szydłowską, miał dwoje dzieci: córkę Marię Stefanię Bocheńską i syna Mieczysła-

wa (1915–44), który poległ w powstaniu warszawskim. Stefan Kozłowski zmarł 24.X.1963 r. w Warszawie i pochowany został na cmentarzu Powązkowskim (kwatery 283).

Janusz Kędziński

SYMPOZJUM LOTNICZE

Ciekawe sympozjum historyczne zorganizowały na początku grudnia ub. r. w Bydgoszczy miejscowy Klub Seniorów Lotnictwa, Sekcja Lotnicza SIMP oraz Aeroklub. Tematem sympozjum był Wkład ziemi bydgoskiej w rozwój lotnictwa polskiego.

Udział w sympozjum wzięło ponad 80 uczestników z Warszawy, Krakowa, Wrocławia, Świdnika, Lublina, Inowrocławia, Grudziądza i Bydgoszczy. W spotkaniu uczestniczyły trzy pokolenia lotników.

Najstarsze (jeszcze z czasów I wojny światowej) reprezentował honorowy gość, nestor polskiego lotnictwa Paweł Zolotow. Następne pokolenie — z okresu międzywojennego i II wojny światowej, wreszcie młodzi, którzy zdobywali umiejętności lotnicze już w Polsce Ludowej.

Wygłoszonych zostało 15 referatów, obrazujących początki i rozwój lotnictwa polskiego na ziemi bydgoskiej. Wiele referatów stanowiły wspomnienia ludzi, którzy byli twórcami lotnictwa w naszym regionie oraz rozwijali je po ostatniej wojnie.

Historia tej ziemi obfituje w bogate tradycje lotnicze. W Bydgoszczy powstała przecież w roku 1920 pierwsza w kraju Wojskowa Szkoła Pilotów, której komendantem był płk. Jan Kieźniński (zmarł u schyłku ub. r.). W Bydgoszczy w dwa lata później utworzono szkołę mechaników lotniczych, a także — jedyną w owym czasie w Europie — Szkołę Lotnictwa Małoletnich. Tu zdobywali wiedzę sławni piloci jak: Zwirko, Bajan, Orliński, Skarżyński i inni, którzy rozslawili polskie skrzydła na całym świecie. Z inicjatywy płk. J. Kieźnińskiego w miejscowych warsztatach skonstruowano jeden z pierwszych w kraju szybowców i zbudowano tunel aerodynamiczny. Konstrukctorem szybowca był pilot inż. S. Malinowski. Również w Grudziądzu na przełomie 1921/22 powstała Wyższa Szkoła Pilotów, a następnie Oficerska Szkoła Lotnicza, która w 1927 r. została przeniesiona do Dębina.

W latach trzydziestych zrodziło się lotnictwo sportowe, które na tym terenie bardzo rozwinęło się, szczególnie po wyzwoleniu. Przedstawiciele ziemi bydgoskiej zawsze są reprezentantami w kadrye narodowej szybowców i pilo-

tów samolotowych, osiągając duże sukcesy. Wszystkim jest znane nazwisko Jana Wróblewskiego, byłego mistrza świata, a obecnie wicemistrza szybownictwa.

Sympozjum historyczne wniosło wiele nowych wartości poznawczych, nie notowanych dotychczas w publikacjach lotniczych, gdyż materiały zawarte w niektórych referatach stanowiły osobiste wspomnienia nestorów lotnictwa. Zostaną one opublikowane przez Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w specjalnym informatorze. W sumie należy stwierdzić, że tradycji i osiągnięć jest wiele, a ziemia bydgoska była rzeczywiście ośrodkiem działalności i wiedzy lotniczej.

W trakcie sympozjum delegacja uczestników złożyła wieniec u stóp Pomnika Walki i Męczeństwa na Starym Rynku w Bydgoszczy.

Na zakończenie — tej udanej i potrzebnej imprezy — obdarowano jej uczestników pamiątkowymi proporcjami.

Korespondent terenowy
inż. Henryk Misiak

VI KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH

TRYBUNA LOTNIKÓW

Prace przygotowawcze do VI Kongresu Techników Polskich w 13 sekcjach trwały w Wojewódzkim Komitecie Organizacyjnym w Lublinie, aż do Konferencji wojewódzkiej, która odbyła się w dniu 2.XII.1970 r. W poszczególnych komisjach dyskutowano oraz opiniowano wnioski, dotyczące rozwoju kół zakładowych stowarzyszeń notowskich oraz sanych przedsiębiorstw różnych dziedzin gospodarki narodowej, instytutów i wyższych uczelni naszego regionu.

Okres dwu ostatnich lat, w którym to intensywnie wcielano w życie uchwały V Zjazdu PZPR, II, IV i V Plenum KC, pozwolił na skierowanie pracy stowarzyszeniowej i zawodowej, szerokich rzesz inżynierów i techników na tory dalszego rozwoju nowej techniki, poszukiwania i wykorzystywania rezerw produkcyjnych, lepszego zagospodarowania parku maszynowego, doskonalenia organizacji produkcji i zarządzania, podnoszenia kwalifikacji zawodowych i naukowych kadr inżynierjno-technicznych.

W obradach Wojewódzkiej Konferencji Przedkongresowej wzięło udział 300 delegatów reprezentujących 12-tysięczną rzeszę inżynierów i techników Lubelszczyzny. Ponadto uczestniczyli sekretarze KW PZPR. Swiderski i Wł. Kruk, wiceprzewodniczący KNiT M. Kazimierzczak, sekretarz generalny NOT Janusz Czamarski, wiceprzewodniczący PWRN B. Golan i prezes Centralnego Urzędu Geologii M. Mrozowski. Konferencję otworzył przewodniczący OW NOT W. Ginko, a obradom przewodniczyli wiceprzewodniczący Zarządu OW NOT rektor S. Podkowiak oraz członek Prezydium ZG NOT B. Fusiarz.

Sekretarz OW NOT Tadeusz Tuz złożył obszernie sprawozdanie z przebiegu prac przygotowawczych do VI Kongresu Techników Polskich w woj. lubelskim. Kol. mgr K. Malawski z puławskich „Azotów” wygłosił referat pt. *Bogactwa mineralne Lubelszczyzny a rozwój gospodarczy regionu*. Delegaci domagali się utworzenia lubelskiego regionu wydobywczego węgla kamiennego, zlokalizowania kombinatu paliwowo-energetycznego oraz zagospodarowania przestrzennego terenów przewidzianych pod eksploatację złóż w najbliższej 5-lacie.

W opracowywanych materiałach na konferencję wojewódzką, które to zostały w formie projektu uchwały rozesełane wszystkim delegatom, przebiegała troska o dobro najważniejszych ogniw gospodarki, jakimi są zakłady produkcyjne. Nowa technika we wszystkich swych bogatych formach powinna materializować się na tych właśnie odcinkach produkcji. Stowarzyszenia techniczne muszą określić i wytyczyć opty-

malne zaangażowanie dla całej kadry technicznej przedsiębiorstwa — program realizacji zadań technicznych oprócz na sumieniu społecznym obywatela-inżyniera, technika i ekonomisty. Obecne wolne tempo rozwoju naszej techniki w skali światowej spowodowane jest w znacznym stopniu mało doskonałym jeszcze wykorzystaniem kadr technicznych i ekonomicznych. Wiceprzewodniczący Komitetu Nauki i Techniki min. Kazimierzczuk w swym bardzo diaognistycznym wystąpieniu zwrócił uwagę między innymi na braki wciąż występujące w podstawowym ogniwie, jakim jest zakład produkcyjny — a to:

- słabe zaplecze naukowo-badawcze
- słabe umiejętności w prognozowaniu
- braki w informacji naukowo-technicznej
- braki w zakresie wykorzystania elementów znormalizowanych
- braki powodowane ograniczoną możliwością pomocy zakładom pracy ze strony władz zwierzchnich — słaba znajomość potrzeb zakładu
- braki w zakresie mało doskonałego wyboru zadań odcinkowych, przy ustalaniu których zakłady kierują się przede wszystkim wyborem takich, jakie mają wpływ na uzyskiwanie punktów do premii,

Konferencja

- postuluwał m. in.
- rozwijanie samodzielnej, oryginalnej twórczości technicznej, w dziedzinie której wciąż jeszcze zajmujemy ostatnie miejsce wśród krajów obozu socjalistycznego
- zniesienie anonimowości w twórczości technicznej — osiągnięć w dziedzinie techniki nie utożsamiać wyłącznie i jedynie z osiągnięciami zakładu
- zwrócić uwagę na lepsze i bardziej efektywne wykorzystanie i rozmieszczenie kadr inżynierjnych
- wzmocnić rangę technika, nawet na drodze ustawowej ochrony tytułu technika.

Konferencja
● zobowiązała delegatów ziemi lubelskiej na VI Kongres Techników, w liczbie wybranych 89 przedstawicieli, do obrony na jego forum zgłoszonych postulatów, szczególnie w zakresie perspektywnego rozwoju regionu.

● zobowiązała Prezydium Zarządu Oddziału Wojewódzkiego NOT do najpełniejszej realizacji całości wniosków wojewódzkich

● zobowiązała koła zakładowe stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT do aktywnego udziału w ich realizacji.

Sekretarz generalny NOT mgr inż. Janusz Czamarski ocenił lubelską wojewódzką konferencję przedkongresową jako najlepszą pod względem treści i

argumentacji spośród 9, które już się w kraju odbyły. WSK w Świdniku reprezentowali na konferencji wojewódzkiej:

przewodniczący Koła Zakł. kol. Józef Lipiński — główny inżynier WSK.
wiceprzewodniczący Koła Zakł. kol. Jan Świerczek,
przewodniczący Sekcji Lotn. kol. Stanisław Trębacz,
przewodniczący Sekcji Kuźn. kol. Stanisław Czyż,
sekretarz Koła Zakładowego Adam Hadrava,
członek Zarządu Koła Zakładowego kol. Zbigniew Gawski

członek Woj. Zarządu Oddz. NOT kol. Henryk Gołębiowski.
Delegatem na VI Kongres Techników Polskich z ramienia organizacji SIMP został wybrany przewodniczący Koła Zakładowego kol. J. Lipiński z Świdnika.

Wasz korespondent
A. Hadrava

VI Kongres Techników Polskich odbędzie się we wrześniu

Główny Komitet Organizacyjny VI Kongresu Techników Polskich postanowił przesunąć termin obrad na wrześień br.

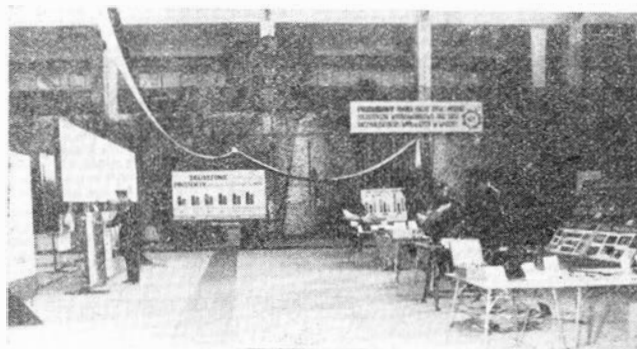
W uchwale podjętej przez komitet organizacyjny stwierdzono, że w związku ze zmianą założeń 5-letniego planu gospodarczego i pracami nad planem 1972—75 konieczna stała się fachowa i społeczna konsultacja we wszystkich dziedzinach gospodarowania, oparta o szczegółową i obiektywną analizę zjawisk gospodarczych. Przyjmując obowiązek udziału NOT w tym doradztwie społecznym i obowiązek przedłożenia przez kongres rzeczowych i udokumentowanych opinii, podjęto decyzję o przesunięciu terminu kongresu.

WIADOMOŚCI Z TERENU

Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy przy współpracy z kołem SIMP przy JW w Słupsku oraz z dowództwem JW 4138 i OPK — zorganizował w Słupsku — Rędzikowie naradę przodujących racjonalizatorów z

jednostek wojskowych OPK oraz wystawę ich prac.

Pomysły racjonalizatorskie miały na celu polepszenie obsługi sprzętu lotniczego, silników, urządzeń hydraulicznych, elektronicznych, mechanicznych, uzbro-



WYSTAWA RACJO- NALIZATORSKA

jenia i łączności; eksponowane były również pomoce naukowe. Oprawa plastyczna wystawy przygotowana była bardzo pomysłowo i efektownie, jak również podkreślić należy staranność w rozmieszczeniu poszczególnych eksponatów. Na płycie lotniczej zorganizowano pokaz sprzętu lotniczego i różnych typów samolotów. Ekspozycję lotniczą zaprezentowano zaproszonym gościom: dowódcom DWL i OPK, sekretarzom KW PZPR, przedstawicielom OW SIMP w Koszalinie i mieszkańcom miasta.

Po zwieczeniu wystawy racjonalizatorskiej i sprzętu lotniczego poproszono gości o wzięcie udziału w dyskusji i spotkaniu towarzyskim przy kawie. Atmosfera spotkania była bardzo przyjemna i koledzy z różnych kół SIMP oraz racjonalizatorzy długo dyskutowali, wymieniając swoje uwagi i spostrzeżenia. Na zakończenie każdy z uczestników otrzymał pamiątkowy okolicznościowy notatnik i piękny proporzeczek z symbolami Sekcji Lotniczej SIMP.

Korespondent terenowy
inż. Henryk Misiak

Z działalności Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK

WNIOSKI Z NARADY NAUKOWO-TECHNICZNEJ KOMUNIKACJA LOTNICZA DLA KRAKOWA I PODTATRZA z dn. 30.XI. 1970 r. w Krakowie

Wniosek ogólny

Przebieg obrad i wypowiedzi w dyskusji wykazują ogólną zgodność poglądów z materiałami przygotowanymi na naradzie. W związku z tym przyjmuje się wyżej wymienione materiały i prosi władze SITK o przekazanie uchwalonych na naradzie wniosków odpowiednim władzom terenowym oraz instancjom partyjnym w celu wykorzystania tych materiałów przy podejmowaniu decyzji odnośnie do spraw w nich poruszonych.

Powołana przez zebranych komisja wnioskowa w składzie:

przewodniczący: mgr Tadeusz Czarny — Wojewódzka Komisja Planowania Gospodarczego,
członkowie: prof. Stanisław Datka — Politechnika Krakowska, Władysław Gardas — przewodniczący PRN — N. Targ, mgr inż. Eligiusz Kołodziński — Sekcja Główna Kom. Lotn. SITK, mgr inż. Leszek Korczyński — główny architekt Krakowa, mgr inż. Zdzisław Mikołajczuk — Sekcja Główna Kom. Lotn. SITK, mgr inż. Jan Smoleński — Centralny Zarz. Lot. Cyw. Warszawa, Marian Stypuła — KP PZPR Nowy Targ, przedłożyła następujące wnioski szczególnie, które zostały przyjęte przez zebranych w następującym brzmieniu:

1. Należy uznać potrzebę posiadania przez m. Kraków międzynarodowej komunikacji lotniczej średniego zasięgu europejskiego oraz pełnosprawną, silnie rozwiniętą komunikację krajową.
2. Lotnisko Balice powinno być przystosowane do lotów nocnych i do lotów w złych warunkach atmosferycznych przez wyposażenie go w odpowiednie świetlne pomoce lotniskowe oraz urządzenia radionawigacyjne i radarowe.
3. Należy w planach zagospodarowania przestrzennego zabezpieczyć odpowiedni teren pod przyszłą zabudowę obiektów portowych lotniska Balice.
4. Należy dążyć do usprawnienia dojazdów do lotniska Balice, realizując w miarę możliwości drogi szybkiego ruchu, które łączyłyby lotnisko z centrum miasta i z niektórymi zespołami miejskimi.
5. W związku z perspektywicznym rozwojem komunikacji lotniczej należy w dalszym ciągu rezerwować teren k. Słomnik pod budowę nowego, samodzielnego lotniska cywilnego dla Krakowa oraz kontynuować prace studialne dla uściślenia jego granic, wpływu na tereny sąsiednie itp.
6. Perspektywy rozwoju komunikacji lotniczej wymagają obsługi regionu podkarpackiego przez transport lot-

niczy, w oparciu w pierwszym rzędzie o lotnisko w Nowym Targu, a w okresie późniejszym, być może, i o lotnisko w pobliżu Nowego Sącza, w związku z tym należy nadal chronić te lotniska do tych celów.

7. Należałoby przeprowadzić analizę techniczno-ekonomiczną, która pozwoliłaby ustalić metody i terminy działania w sprawie uruchomienia komunikacji lotniczej z regionem podkarpackim. Niezależnie od działania długofalowego należy rozważyć możliwość szybkiego uruchomienia komunikacji lotniczej pomiędzy Krakowem a Nowym Targiem przy użyciu małych samolotów.
8. Dyskusja wykazała sporo rezerw w usprawnieniu komunikacji lotniczej z Krakowem zarówno w posiadanych środkach technicznych, jak też w organizacji. W związku z tym narada apeluje do Zarządu Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych oraz Polskich Linii Lotniczych „Lot” o jak najszybsze i najpełniejsze wykorzystanie możliwości w tym zakresie.
9. Uczestnicy narady zwracają się do terenowych władz administracyjnych i instancji partyjnych o zwiększenie zainteresowania problemami komunikacji lotniczej w rejonie krakowskim.

WIADOMOŚCI Z TERENU

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP PRZY OW W BYDGOSZCZY

W związku z obchodami 25 rocznicy powrotu Ziemi Zachodnich i Północnych oraz 50 rocznicy powstania Lotnictwa Polskiego Sekcja Lotnicza SIMP Oddziału Wojewódzkiego w Bydgoszczy zorganizowała konkurs na rysunek o tematyce lotniczej i astronautycznej. Impreza ta została zorganizowana w porozumieniu z Kuratorium Okręgu Szkolnego. Celem konkursu była popularyzacja lotnictwa i astronautyki wśród młodzieży szkolnej oraz pobudzenie jej zainteresowań w tych dziedzinach. Treścią konkursu była dowolna tematyka (lub motyw), związana z lotnictwem cywilnym (komunikacyjnym, sportowym i gospodarczym), lotnictwem wojskowym (i związana z nim problematyką obronności kraju) albo astronautyką (oraz perspektywami jej dalszego rozwoju).

Konkurs ten przewidziany był dla młodzieży szkół podstawowych, średnich i zawodowych oraz dla młodzieży wychowania pozaszkolnego i pozaszkolnego (domów kultury, klubów, świetlic itp.).

Wiek uczestników konkursu nie mógł przekroczyć 16 lat. Prace mogły być wykonane dowolną techniką (ołówki, kredka, olej, akwarela). W skład Jury Konkursu powołano przedstawicieli Związku Artystów Plastyków, Kuratorium Okręgu Szkolnego, Oddziału Wojewódzkiego SIMP, Garnizonowego Klubu Oficerskiego i Aeroklubu w Bydgoszczy. Za najlepsze prace, przyznane zostały nagrody ufundowane przez te instytucje, a mianowicie: nagrody rzeczowe, loty samolotem nad Bydgoszczą, wyróżnienia i dyplomy. Wyróżniającym się szkołom przyznano dyplomy.

Konkurs spotkał się z olbrzymim zainteresowaniem ze strony młodzieży, stąd wypływa wniosek, że tematyka lotnicza jest bardzo bliska naszej młodzieży. W sumie nadesłano 984 rysunki, z tego 8 wykonanych na drewnie i 2 naklejanki ze słomki. Prace nadesłane zostały z terenu całego województwa z 81 szkół.

Wyróżniono Szkołę Podstawową w Ciekocinie powiat Tuchola, w Chełmży i inne. Ponadto przyznano wyróżnienie poza konkursem uczniom Ewie Piłszcze z Liceum Ekonomicznego we Wrocławku za ciekawą pracę pod tytułem: *Samolot podwodny*.

Obecnie nagrodzone prace znajdują się na wystawie w Klubie Garnizonowym, gdzie cieszą się dużym zainteresowaniem. Wielu członków sekcji włożyło w organizację i przeprowadzenie konkursu bardzo dużo pracy społecznej. Nie sposób wymienić wszystkich, ale należą im się słowa serdecznej podzięk.

W szczególności wyróżnili się przedstawiciele kół SIMP kol. Łobocki przy JW 4138, kol. Stasiak przy JW 3117 i Lotniczych Zakładach Remontowych Nr 2 oraz kol. Nowak z GKO.

Korespondent terenowy
inż. Henryk Misiak

Z DZIAŁALNOŚCI KOŁA SIMP W WSK W ŚWIDNIKU

Koło Zakładowe przy Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku liczy obecnie 240 członków, zajmując pierwsze miejsce spośród wszystkich kół Lubelszczyzny. W ciągu 1,5 roku przybyło 100 członków. W tym też okresie uporządkowane zostały wszystkie zaległe i bieżące sprawy składek, legitymacji członkowskich itd.

Porównując aktywizację czytelnictwa fachowego możemy również odnotować powolny sukces, gdyż w roku 1969 mieliśmy w prenumeracie indywidualnej, organizowanej przez nasze Koło 97 pozycji czasopism na sumę 7000 zł, to obecnie na rok 1971 zgłoszono 250 po-

zycji na łączną kwotę 14000 zł. Koło nasze inicjuje oraz, poprzez swych członków, bierze udział w organizowaniu szkolenia kadry inżynierskiej. Nawiązując do specyfiki produkcyjnej naszej wytwórni jedna z sekcji naszego Koła, tj. Sekcja Lotnicza prowadzi prace objęte problematyką lotniczą, ze szczególnym wyróżnieniem zagadnień budowy i eksploatacji śmigłowców, współpracując blisko z Aeroklubem Robotniczym WSK w Świdniku i jego Zarządem.

Na tym terenie wypracowane zostały formy współpracy pomiędzy działaczami Stowarzyszenia SIMP i Aeroklubu,

co uwiadcza się we wspólnie podejmowanych działaniach na różnych płaszczyznach jak np.:

doskonalenia technicznego pilotów i obsługi technicznej wydziałów montażowych i startu
wspólna praca zespołu SIMP i Aeroklubu nad doskonaleniem regulaminów zawodów śmigłowcowych i organizacja zawodów
wspólne organizowane spotkania połączone z dyskusjami na aktualnie nurtujące tematy
wspólnie organizowane wycieczki techniczne.

The astronauts selection and training

In this article the fundamental requirements concerning astronauts candidates are given and the general principles and the kinds of the astronauts training — acceleration training, weightless training, oxygen deficiency training, temperature variation training, psychological training, physical training, rescue training, theoretical and practical training — are presented.

SZCZECIŃSKI S.

621.438.2—253

The constructional — strength problems of turbine engines rotor discs

In the modern aircraft turbine engines there are used the rotor discs with great diameter centre bores. In this article the stress distributions, the allowable stress values and the material utilization coefficient of the rotor discs have been analyzed.

ŁĘKOWSKI M.

629.735.45.014.16:533.6.015

PETULSKI J.

The investigations of the aerodynamical interaction of SM-1 helicopters during the take-off and landing

In this paper the tests results of the investigations of the aerodynamical interaction of the SM-1 helicopters are presented. These results make possible the determination of the minimum distances between the helicopters operating simultaneously from the field and the operation principles ensuring the safe take — off and landing.

OŁTARZEWSKI H.

629.7.023.002.2:678.027.94

The fundamental problems of the manufacturing of the aircraft laminated structures

In this article it is given the short characteristic of the manufacturing methods of the aircraft laminated structures. The problems that assist the introduction the reinforced resins into aircraft structures are discussed. These troubles are result of customs of the persons employed in the conventional structures production. The causes of the lack of effects of the polish efforts in this field are explained.

JANOWSKI J.

629.7.05:656.7.052

The long-range navigation. Part II

The navigational systems, used at the present and proposed for the future, are discussed. These systems may be divided into two groups. The first group embraces the systems that determine the aircraft position using the ground stations impulses and the astronavigation systems, the second — the independent systems, for example Doppler radar and inertial platforms. The characteristics of the navigational systems of these two groups are given. The international standardization efforts in the field of the long — range navigation are mentioned.

DOSTAŃNI B.

656.7.073.235:621.869.68

ZWIERZYŃSKI J.

The containers in the air cargo transport

In this article the gains that result from application of the containers in the air cargo transport are explained.

ŁOPATEK Z.

656.71:628.22

The strength of the concrete pipe lines of the aerodrome canalization system

In this paper the methods of calculating the vertical loads — caused by the weight of the ground and the vehicles standing or moving upon the pipe line — for three main kinds of setting the aerodrome canalization pipe lines in the ground are described.

Koło Zakładowe organizowało i brało udział — poprzez członków Zarządu — w pracach związanych z wprowadzaniem w Zakładzie elektronicznej techniki obliczeniowej oraz uruchomieniem maszyny cyfrowej.

Kadra inżyniersko-techniczna — sterowana przez SIMP — podejmuje wiele działań, które stanowią o udziale naszej Wytwórni w pracach przygotowania VI Kongresu Techników Polskich.

● Celem naszego Stowarzyszenia jest m. in. stałe podnoszenie kwalifikacji inżynierów i techników oraz coraz to lepsze przysposabianie młodej kadry technicznej do warunków produkcyjnych, jakie określa współczesna technika i cywilizacja. A więc chodzi o zdobywanie lepszych umiejętności rozwiązywania problemów technicznych, ekonomicznych i organizacyjnych w określonych warunkach społecznego działania i społecznego życia w zakładach naszego przemysłu.

Jednym z czynników mających wpływ na rozwijanie zdolności oraz działających korzystnie na proces przyswajania wiadomości fachowych — są osobiste zamiłowania lub zainteresowania. Zainteresowania pobudzają człowieka do poszukiwania rozwiązań problemów, stają się najsilniejszym motywem działalności oraz stanowią najważniejszą siłę pobudzającą człowieka do zdobywania wiadomości. Kierując się tymi motywami Zarząd Koła Zakładowego SIMP podejmuje wiele inicjatyw, których rezultaty mają widoczny wpływ na „dojrzwianie” kolegów młodszych oraz na doskonalenie się w swych specjalnościach kadry z większym doświadczeniem. Wymienię tu: kontakty z wyższymi uczelniami, zapoznanie się z zakładami będącymi na wysokim poziomie organizacyjnym i produkcyjnym, spotkania z pracownikami innych branż wiążących się z problematyką lotniczą. Kontakty z wyższymi uczelniami były już poprzednio przedmiotem kilku notatek. Obecnie mogą zasygnalizować, że na bazie współpracy naszej WSK z Politechniką Krakowską przystąpiliśmy do zorganizowanego szkolenia grupy inżynierów w ramach cyklu odczytów i wykładów, stanowiących program seminarium doktoranckiego.

Tematowi temu poświęcimy dalsze informacje z terenu, obecnie chcemy jedynie przekazać czytelnikom krótką wiadomość, że inauguracyjne zajęcia odbyły się już w Instytucie Technologii Maszyn i Metaloznawstwa Politechniki Krakowskiej w dniu 14.XI. 1970 r.

Pierwszy wykład, który rozpoczął szkolenie wygłosił dyrektor Instytutu prof. dr inż. Tadeusz Riedel. Tematem wykładu było *Wprowadzenie do zmienności funkcjonalnej*. Profesor wyraził uznanie dla inicjatywy kolegów z Koła Zakładowego SIMP i Dyrekcji WSK, zapewniając jednocześnie o swej opiece nad prowadzonym szkoleniem na terenie Instytutu.

Dyrektor przedsiębiorstwa mgr inż. W. Janik podziękował za przychylne przyjęcie propozycji i podkreślił, że inżynierowie skierowani na szkolenie reprezentują najwyższy poziom techniczny WSK w Świdniku oraz zapewnił, że dyrekcja WSK doloży starań, aby stworzyć możliwie korzystne warunki dla studentów. Na przedstawiciela w zakresie organizacji pracy seminarium doktoranckiego z ramienia Instytutu Politechniki Krakowskiej został powołany doc. dr inż. Jan Szadkowski, kierownikiem kursu został kierownik Ośrodka Szkolenia Zawodowego WSK w Świdniku inż. W. Parol, na opiekuna pedagogicznego grupy oraz przedstawiciela dyrektora WSK powołano kierownika Ośrodka Informacji WSK mgra inż. A. Hadrawę. Program zajęć przewiduje cykl wykładów oraz prace seminaryjne w ramach ok. 140 godzin.

● W wyniku działalności członków Koła Zakładowego SIMP zorganizowano wycieczkę do Warszawy, której celem było:

zwiedzenie Warsztatów Remontowych PLL „Lot”, zapoznanie się z pracą i organizacją portu lotniczego PLL „Lot”,

nawiązanie współpracy Sekcji Lotniczej Koła WSK w Świdniku z Kolem SITK przy PLL „Lot” w Warszawie.

Wzajemne spotkanie poprzedziła korespondencja, w której ustalono termin przyjazdu grupy ze Świdnika oraz zakres zainteresowania.

Przybyłych powitali dyrektor PLL „Lot” oraz członkowie Zarządu Koła Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK; koleżanka Teresa Mierzwińska oraz kol. kol. B. Laud, T. Brzóska, R. Zakrzewski i M. Zawadzki.

W imieniu grupy świdnickiej upominę — plakietkę śmigłowca — dyrektorowi Janszarszowi przekazał kol. St. Trębacz. Wymieniono foldery i prospekty informacyjno-reklamowe oraz znaczki. Udział w spotkaniu wzięli również naczelny redaktor TLiA kol. St. Sulikowski.

Po wstępnym zapoznaniu się i wzajemnej wymianie informacji o pracy koł obydwu stowarzyszeń, zwiedzono bazę techniczną w warsztatach remontowych „Lotu”, a mianowicie Oddział Remontu Silników, Oddział Płatowcowy i hamownię. W Oddziale Remontu Silników zapoznano się z cyklem technologicznym remontowanych jednostek: z demontażem silnika łokowego, oceną stanu zużycia i stopnia defekacji części i zespołów, opracowaniem technologii regeneracji części zużytych i uszkodzonych, przeprowadzeniem teje regenero-

racji oraz wykonaniem części nowych, montażem silnika, próbą silnika na stanowisku badawczym w hamowni, montażem silnika w płatowcu, wreszcie próbami naziemnymi i próbami w locie. Badania w hamowni obejmowały określenie następujących parametrów pracy silnika: obrotów, ciśnienia ładowania oraz ciśnienia paliwa i oleju.

Na płycie lotniska przed hangarem stał porwany — w swoim czasie — nad Katowicami samolot An-24B, ze zdemolowanym wybuchem bomby wnętrzem kadłuba.

Wycieczkę techniczną zakończono zwiedzeniem międzynarodowego portu lotniczego.

Korespondent Wasz spotkał w PLL „Lot” kolegę z okresu pracy w Podlaskiej Wytwórni Samolotów, niegdyś konstruktora, a obecnie pilota kierownika wyszkolenia personelu latającego PLL „Lot” kpt. Mieczysława Roszkowskiego.

Wszystkim uczestnikom naszego warszawskiego spotkania przesyłamy drogą najkrótszą bo loksodromą Świdnik-Warszawa TLiA) najlepsze pozdrowienia i życzenia pomyślnej pracy dla rozwoju naszego lotnictwa oraz kolegom pilotom „Lotu” pomyślnych wiatrów na powietrznych trasach.

Wasz korespondent
Adam Hadrawa

KRONIKA

■ W bieżącym roku na rozwój nauki i badania naukowe wydatkowane zostanie 16 miliardów złotych, co stanowić będzie 2,1% dochodu narodowego. W najbliższej pięcioletce nakłady na ten cel zwiększą się do 2,5% dochodu narodowego.

Przypomnijmy, że w 1960 r. nakłady te stanowiły 1,14% zaś w 1965 r. — 1,43% dochodu narodowego. Pozostajemy jednak w tyle za innymi państwami socjalistycznymi. Już w roku 1965 Czechosłowacja wydawała na badania naukowe 3,2% dochodu narodowego, a Węgry — 2,3%. Wiadomo, że CSRS łoży poważne sumy na prace rozwojowe i badania lotnicze. Kierownicy partii i rządu tego kraju widzą w tym bowiem rękojmię postępu technicznego oraz obfite źródło dewiz dla gospodarki narodowej.

■ Tradycyjnym zwyczajem 29 listopada ub.r. w 140 rocznicę Nocy Listopadowej w Wyższej Oficerskiej Szkole Wojsk Lotniczych w Dęblinie odbyła się uroczysta nominacja kadetów na młodszych chorążych Wojsk Lotniczych. Nominacji dokonał dowódca Wojsk Lotniczych gen. dyw. pil. Jan Raczkowski, który następnie wygłosił odczyt o liczności przemówienie do wychowanków szkoły.

■ Polscy działacze sportowi w lotnictwie otrzymali cenne wyróżnienia. Międzynarodowa Federacja Lotnicza, obradująca w Delhi, przyznała dyplomy im. Tissandiera: doc. drowi med. W. Komaszewskiemu, dyrektorowi GOBLLu we Wrocławiu, pki. pil. mgrowi J. Świątkowi, przewodniczącemu Komisji Spadochronowej APRL oraz mgrowi S. Kwiatkowskiemu prezesowi Aeroklubu Śląskiego.

W konferencji generalnej FAI wzięli udział: gen. W. Jagiełło, plk S. Skalski i mgr inż. W. Stafiej.

■ 27 załóg reprezentujących 24 aerokluby regionalne wystartowało w ub. r. do XIII samolotowych rajdowo-nawigacyjnych mistrzostw Polski w centrum szybowcowym APRL w Lesznie Wlkp. Tytułu mistrza bronili S. Babiarz (Ostrów Wlkp.), a poza nim o miano najlepszego pilota kraju ubiegali się m. in.: Z. Dudzik (Warszawa), St. Maksymowicz (Wrocław), czołowy akrobaty samolotowy — R. Kasperk (Świdnik) oraz weteran pilotów sportowych — W. Gawlik (Bielsko-Biala). Zainteresowanie wzbudzał udział w mistrzostwach drugiej załogi reprezentującej Aeroklub Bielsko-Biański, której pilotem był inż. J. Smielkiewicz,

znany konstruktor, dyrektor Zakładu Doświadczalnego Rozwoju i Budowy Szybowców w Bielsku-Białej (posiadał złoty odznaki z trzema diamentami). Tytuł mistrzowski wywalczyła załoga Aeroklubu Warszawskiego: pilot Z. Dudzik i nawigator A. Murawski. Babiarz i Sojka z Ostrowa Wlkp. zajęli drugie miejsce.

■ Polska aparatura, skonstruowana przez wrocławskich naukowców, przeprowadziła w przestrzeni kosmicznej badania szczególnego rodzaju promieniowania słonecznego. Aparaturę tę wraz z przyrządami, skonstruowanymi przez specjalistów ZSRR, CSRS, NRD, Węgier i Bułgarii, wyniosła w Kosmos na wysokość 487 km radziecka rakietka geofizyczna „Wertikal” 1. Przyrządy z zarejestrowanym materiałem badawczym powróciły na Ziemię.

Na wysokości 100 km pojemnik z aparaturą naukową oddzielił się od rakiety i wylądował na spadochronach. Specjaliści z krajów socjalistycznych uczestniczyli w montażu i testach aparatury naukowej, zmontowanej na rakięcie „Wertikal” 1, a także brali udział w wystrzeleniu rakiety. Obecnie przystąpiono do opracowywania wyników eksperymentów.

■ Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej w chwili obecnej nie zajmuje się zagadnieniem wpływu nieważkości na ustrój ludzki, natomiast prowadzi badania ściśle związane z lotnictwem. Podczas tych badań WIML posługuje się polskim rejestratorem czynności biologicznych i fizycznych organizmu ludzkiego.

Fizjograf, wykonany przez Katedrę Budowy Aparatów Elektrycznych Politechniki Warszawskiej (pod kierunkiem doc. dra St. Nowosielskiego), służy do rejestracji odczynów człowieka podczas badań w zakresie zmiany pola grawitacyjnego drogą działania przyspieszeń, a także wpływu obniżonego ciśnienia atmosferycznego oraz niskich i wysokich temperatur.

■ Na krakowskim lotnisku podjęto prace modernizacyjne, które obejmują: zainstalowanie precyzyjnej aparatury, przedłużenie drogi startowej, zainstalowanie nowoczesnych świateł sygnalizacyjno-światlnych oraz kapitalny remont nawierzchni.

W związku z tymi pracami krakowski port lotniczy będzie zamknięty od maja do października 1971 r. Rozważano możliwość utrzymania w tym czasie komunikacji lotniczej Krakowa przez lotnisko w Katowicach.

Co piszą inni...

Kształcenie inżynierów w dziedzinie ergonomii i bezpieczeństwa pracy warunkiem postępu technicznego

„Kształcenie inżynierów w dziedzinie organizacji, ergonomii, bhp, socjologii i psychologii pracy powinno stanowić integralną część programu ich kształcenia w uczelni. Również i w tych dziedzinach konieczne jest późniejsze doksztalcenie, analogicznie jak i w zakresie wiedzy ściśle technicznej” pisze doc. dr inż. Filipkowski w ramach dyskusji przed VI Kongresem Techników. Na zakończenie artykułu czytamy „O nowoczesnym kształceniu naszej gospodarki, o przystosowaniu zakładów pracy do człowieka, o prawidłowym rozwoju społecznym, w oparciu o właściwe środowisko pracy decydują w znacznej mierze kadry techniczne. O tym, jak te kadry rozumieją swą rolę i jak umieją spełniać swe zadania, przesądza przede wszystkim ich przygotowanie. Oczekujemy, że Kongres Techników wyciągnie z tych prawidłowości właściwe wnioski”. „Ochrona Pracy” 1970 nr 11.

Psychologiczne podłoże nerwicy dyrektorskiej

W artykule przedstawiono analizę czynników powodujących powstawanie tzw. „nerwicy dyrektorskiej”. Podstawą rozważań jest literatura fachowa oraz badania, jakim poddano 15-osobową grupę dyrektorów przedsiębiorstw, prowadzone pod kierunkiem Instytutu Psychologii Klinicznej Uniwersytetu Jagiellońskiego. „Ochrona Pracy” 1970 nr 11.

Technologia wykonywania matryc do wytwarzania dwustronnych płyt drukowanych

W artykule przedstawiono technologię wykonywania rysunków-matryc za pomocą naklejania pasków i kształtek na przezroczystą folię poliestrową lub folię kopolimeru chlorku winylu. „Pomiary, Automatyka, Kontrola” 1970 nr 11.

Optymalizacja środowiska pracy warunkiem intensyfikacji gospodarki narodowej

Pod takim hasłem opracowany został grudniowy numer „Ochrony Pracy”. Znaleźć w nim można wiele interesujących artykułów poświęconych zagadnieniom ergonomii np.

O niektórych osiągnięciach współczesnej psychologii inżynierskiej pisze mgr J. Okoń zwracając uwagę, że w potoku badań i publikacji na ten temat można wyróżnić określone tendencje rozwojowe, które przyczynią się w pewnej mierze do wyznaczenia obrazu psychologii inżynierskiej w niedalekiej przyszłości.

O czynnikach społecznych w ergonomii pisze doc. dr J. Rosner. Przedstawia rozważania dotyczące społecznych trudności realizacji ergonomicznych, które mają dwa główne źródła: przyczyny techniczno-ekonomiczne związane z trudnościami i wysokimi kosztami przebudowy istniejących środków produkcji oraz przyczyny społeczne wynikające z oporów, na jakie proponowane innowacje napotyka u załóg robotniczych.

O potrzebie stworzenia systemu kształcenia i doksztalcenia inżynierów w dziedzinie ergonomii pisze doc. dr inż. S. Filipkowski, postuluje stworzenie przemyślanego systemu kształcenia inżynierów z zakresu ergonomii już w czasie studiów, które następnie powinno się przerodzić w systematyczne doksztalcenie i doskonalenie po podjęciu pracy zawodowej.

W artykule **Projektowanie zakładów przemysłowych z uwzględnieniem zasad ergonomii** dr inż. arch. T. Dziegielewski udowadnia wyższość ergonomii koncepcyjnej nad korekcyjną ze względów technicznych, ekonomicznych i społecznych, analizując przy tym przyczyny pomijania zagadnień ergonomicznych w fazie projektowania, do których zalicza m. in. brak podbudowy naukowej dla nowych urządzeń projektowych, brak specjalistów z ergonomii w zespołach projektujących oraz brak perspektywicznego programu ergonomicznego.

O roli badań ergonomicznych w fizjologicznej organizacji pracy piszą doc. dr med. S. Kozłowski i dr med. H. Kirschner. Autorzy zwracają uwagę na znaczenie, jakie dla podniesienia produkcji bez wzrostu obciążenia psychofizycznego pracownikom ma fizjologiczna organizacja pracy oparta o postulaty ergonomiczne, które podają w artykule. „Ochrona Pracy” 1970 nr 12.

Dokończenie z IV str. okł.

2000 roku. Jest to przykład doskonale opracowanej prognozy. Warto przy tym zwrócić uwagę, że dalszy rozwój lotniska odbywać się będzie bez naruszenia ruchu lotniczego.

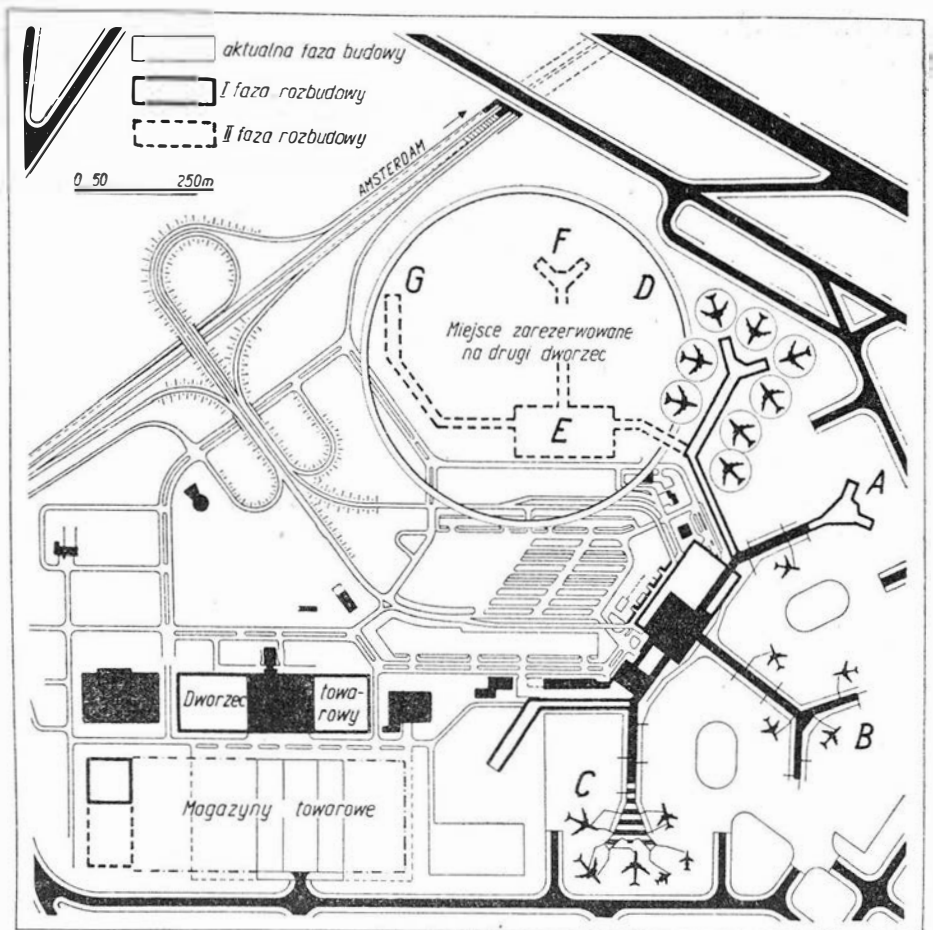
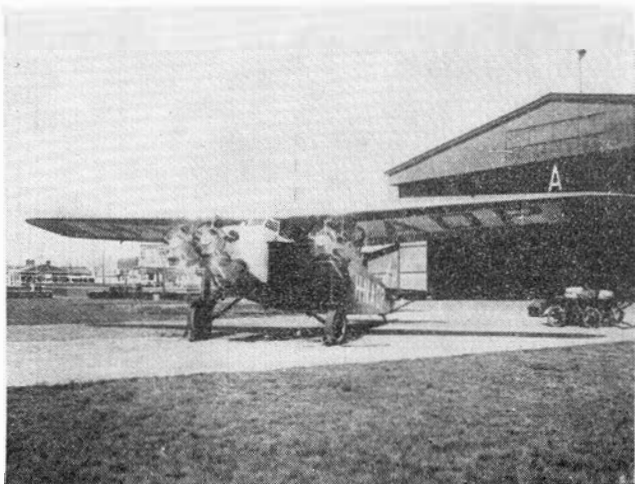
W dzisiejszym porcie lotniczym znajdują się cztery zespoły „palcowe” przewidziane do przyjmowania samolotów klasy DC-8 czy Boeing 707. W epoce samolotu Boeing 747 będą już niewystarczające. Dlatego też w pierwszej kolejności przewiduje się budowę piątego „palca” na rysunku oznaczony jako niezaciemniony, a także rozszerzenie w pierwszej kolejności „palca” C. „Palec” C już w 1971 r. przewidziany jest do obsługi samolotów gigantów. Jednocześnie będzie tu można przyjmować 5 samolotów Boeing 747. Poczekalnie pasażerskie przystosowuje się tutaj na 2000 pasażerów, przyjmując, że w jednym samolocie znajdzie się 400 pasażerów. Samoloty te dokować będą częścią nosową do „palca”, by w ten sposób uniknąć komplikacji z rozładunkiem i załadunkiem.

Tak ogromna liczba pasażerów obsługiwana w niektórych przypadkach jednocześnie wymaga usprawnienia wielu czynności pomocniczych, a więc ruchu bagażu osobistego pasażerów oraz rozbudowy „palca” północno-zachodniego.

Ruch bagażu osobistego pasażerów

Bagaż pasażerski będzie podlegał konteneryzacji, dlatego też zarówno na wejściu, jak podczas rozładowania samolotu bagaż ten musi być sprawnie przeniesiony do miejsca, gdzie odbywa się potok pasażerski. Pasażer musi otrzymać bagaż w odpowiednim czasie, by nie blokował przejścia do dworca lotniczego. W tym celu przewiduje się rozbudowę linii obsługi pasażerskiej przez jej znaczne wydłużenie. Wymaga to przebudowy hali pasażerskiej, gdyż znacznie zwiększy się liczba osób oczekujących na pasażerów. W planach przewiduje się, że na jednego pasażera oczekuje jedna osoba. Dodatkową powierzchnię na hale pasażerskie otrzyma się w wyniku likwidacji drogi dojazdowej i rozszerzenie o 17 m hali dworcowej. Ten odcinek portu przystosowany zostanie do ruchu w lecie 1971 r.

Samolot Fokker FVII b eksploatowany w latach 1928/1929 pierwszy na świecie samolot międzykontynentalny



Rozbudowa „Palca” północno-zachodniego

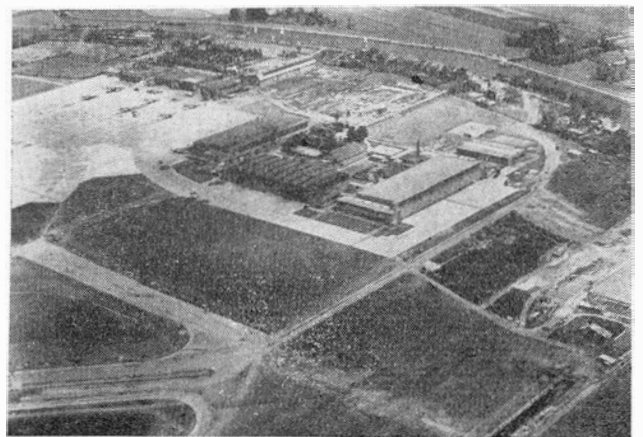
Omówiona rozbudowa zabezpieczy ruch pasażerski najdalej do 1974 r. Dlatego też w kolejnym planie przewiduje się budowę zupełnie nowego systemu „palcowego” (na rysunku oznaczony literą D). Jego budowa przewidziana jest w latach 1971—1974. To jest już zamierzenie wyjątkowej wagi, stanowi bowiem początek generalnej rekonstrukcji i zamknięcia tej części zabudowy. Po zakończeniu prac w tej części lotniska przewiduje się, że lotnisko Schiphol będzie mogło obsługiwać 24 miliony pasażerów rocznie.

Jaka będzie kolejność prac, które mają być zamknięte do 1980 r.? „Palec” A połączony zostanie z istniejącym budynkiem dworcowym za pośrednictwem rozszerzonego tunelu pozwalającego na

zwiększony ruch pasażerski. Palec D przeznaczony będzie również wyłącznie dla samolotów Boeing 747. Będzie on mieć 8 stanowisk, a każde z nich dysponować będzie dwoma mostkami ruchomymi łączącymi samolot z halą palca D. Tu jednak istnieją już pewne dopuszczalne granice możliwości przepustowych istniejącego dworca (mimo jego przedłużenia), dlatego też po 1974 r. przewiduje się budowę nowego budynku dworcowego oznaczonego literą E. Budynek ten uzyska połączenie z palcem D oraz z dwoma dodatkowymi (F i G).

Po zakończeniu tych prac dalsze możliwości rozbudowy w tej części lotniska już nie istnieją. Zamierzenia te zabezpieczą jednak bardzo sprawnie ruch pasażerski i towarowy do 1980 r. Dalsze plany przedstawimy w kolejnym numerze „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”.

Lotnisko Amsterdam Schiphol w roku 1939



lotnicze porty świata

AMSTERDAM SCHIPHOL W ROKU 2000



Coraz częściej posługujemy się pewnymi pojęciami futurologicznymi dotyczącymi określonych zjawisk techniczno-ekonomicznych. Wielu autorów jako przykład rozwoju techniki ze szczególnie dynamicznym tempem przedstawia lotnictwo, wyznaczając nawet bardzo szczegółowo jego kształt w 2000 roku. Lotnictwo roku 2000 to nie tylko samolot upodobniony do rakiety kosmicznej i utrzymujący regularne połączenie Ziemi z Księżycem. To także bardzo skomplikowana infrastruktura, a przede wszystkim lotnisko wraz z zespołem urządzeń technicznych.

Lotnisko roku 2000 to sprawa dnia dzisiejszego. Dziś bowiem należy już je zaprojektować, za lat kilka wykonać, a drobne modyfikacje spowodują, że lotnisko to w pełni zabezpieczy potrzeby 2000 roku.

W oparciu o konkretne informacje prezentujemy prognozę rozwoju lotniska Amsterdam Schiphol w najbliższych 30 latach, a więc docieramy do 2000 roku*.

O tyle prognoza ta jest ciekawa, że tzw. odpowiedzialne czynniki przyjmują założenie, że Amsterdam Schiphol będzie pełnił podobną funkcję w transporcie lotniczym jak Rotterdam w transporcie morskim. Podjęcie takiej hipotezy jest bardzo ryzykowne, jednak w pełni prawdopodobne. Amsterdam ma spełniać w przyszłości funkcję europejskiej części pomostu atlantyckiego. Tu właśnie ma się koncentrować główny potok ruchu lotniczego Europa — Ameryka Północna. A więc nie Londyn czy Paryż, a właśnie Amsterdam.

* W grudniu 1970 r. odbyło się w Warszawie seminarium poświęcone prognozowaniu techniki. Seminarium przeprowadzone przez Europejską Komisję Ekonomiczną ONZ obejmowało w swojej treści również i zagadnienia transportowe, w tym również transportu lotniczego. Do materiałów seminarium powrócimy w jednym z najbliższych numerów „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”.

Rewelacyjne jest porównanie wskaźników przewozowych roku 1970 i przewidywanych w 2000 r. (tablica).

Tablica

Rok	Liczba obsługiwanych samolotów (tys.)	Liczba pasażerów w mln	Ładunków towarowy w tys. ton
1970	93	3	190
1975	125	8	500
1980	170	13	1000
1985	215	19	1800
1990	270	28	2900
1995	320	39	4300
2000	380	55	6000

Przedstawione w tablicy wartości wskazują, że liczba samolotów korzystających z lotniska Schiphol wzrosła ponad czterokrotnie, natomiast ruch pasażerski 11-krotnie, a towarowy aż 30-krotnie. Wskaźniki te pozwalają już na wyciągnięcie pewnych wniosków odnośnie do sprzętu lotniczego. Podstawowym typem samolotu, eksploatowanym tutaj, ma być autobus powietrzny.

KLM całkowicie zamierza przestawić się na samoloty typu Boeing 747 i Douglas DC-10, które zostały już zakupione, a ich dostawy są realizowane. W przyszłości przewiduje się wprowadzanie do eksploatacji samolotów Lockheed L-1011,

A-300 oraz British Aircraft Corporation BAC-3-11. Wprowadzanie do eksploatacji nowych typów samolotów wymaga całkowitego unowocześnienia portu lotniczego, zmiany ruchu pasażerskiego, rozbudowy zaplecza towarowego itp. Wielkim problemem będzie zaopatrzenie w paliwo, połączenie lotniska z miastem, rozwinięcie parkingów, baz remontowych itp., dyrekcja lotniska opracowała dokładny plan rozbudowy, który zamierza konsekwentnie realizować.

Problem ten został przedstawiony przez dyrektora portu Mr J. C. H. A. van Stapela. Projekty te przedstawiamy w wielkim skrócie. Nim jednak przedstawimy zamierzenia, powróćmy do krótkiej oceny istniejącego lotniska. Lotnisko to liczy już ponad 50 lat i w niezmiennym układzie rozwijane jest na tej samej powierzchni. Każdy kawałek ziemi jest tutaj cenny i nie może być zmarnowany bezproduktywnie. Jeśli to jest konieczne, zmienia się starą zabudowę i na jej miejscu wznosi się nowoczesne i funkcjonalne budynki dostosowane do potrzeb nowoczesnej techniki lotniczej.

Dzisiejsza zabudowa nie będzie podlegać już większym modernizacjom, nastąpi jedynie dalszy rozwój i budowa pomieszczeń satelitarnych. Zarezerwowane są również dalsze obszary, które przewidziano na rozbudowę z wizją

