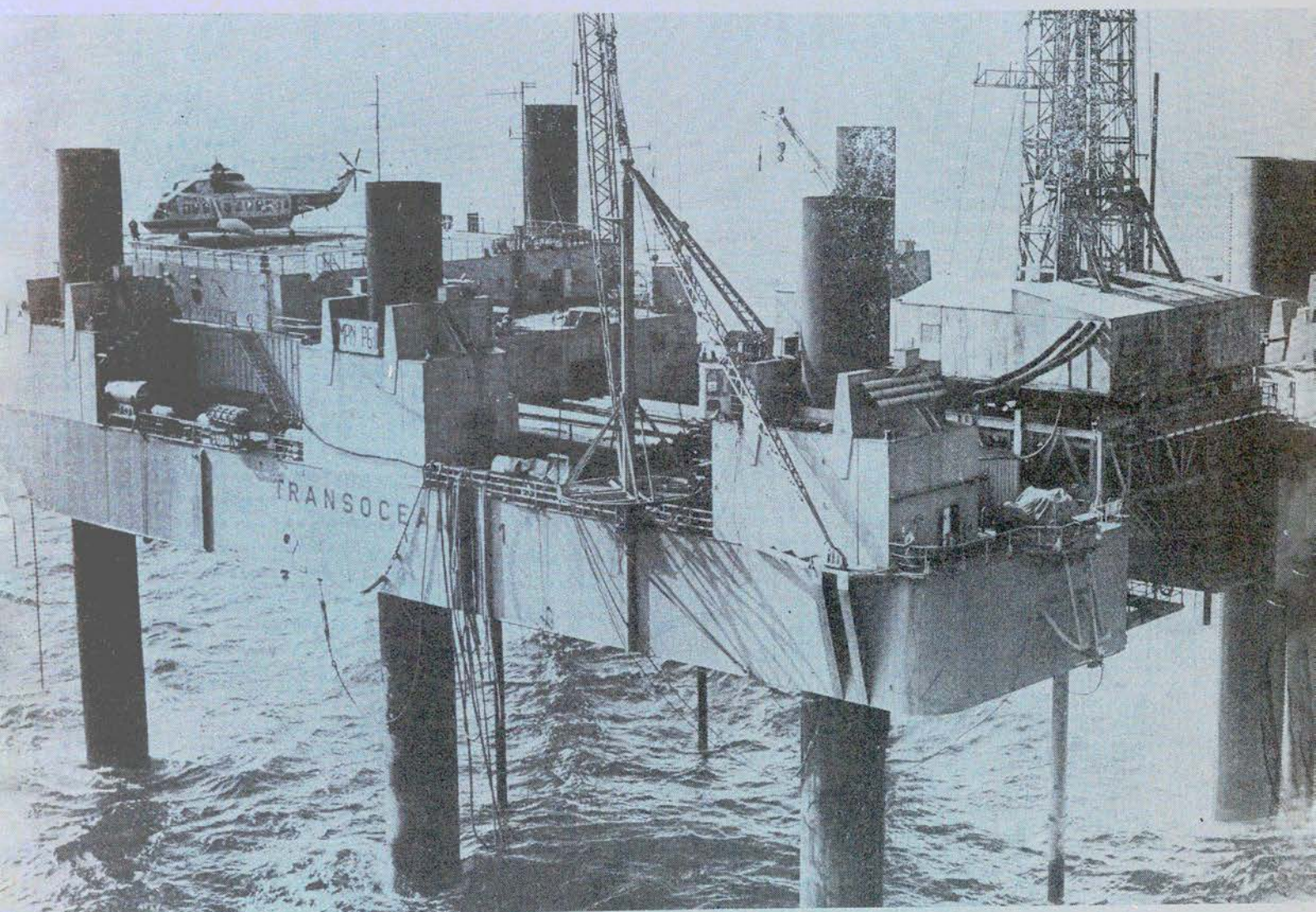


TECHNIKA

1971 **6**

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA



Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

5 lutego odbyło się zebranie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy przy udziale Zarządu tamtejszego Oddziału naszej Sekcji, przewodniczącego Oddziału Wojewódzkiego, jego zastępcy i sekretarza, przedstawicieli kół lotniczych oraz miejscowych działaczy społecznych.

Kol. Kostia zaznajomił zebranych z organizacją Sekcji Lotniczej SIMP, jej osiągnięciami, bieżącą i planowaną działalnością oraz z nawiązaną współpracą z Sekcją Komunikacji Lotniczej SITK. Również omówiona została współpraca Zarządu Sekcji z Zarządem Głównym SIMP, z Radą Programową 25 Sekcji SIMP, z 6-osobową Komisją Koordynacji Prac Sekcji, jak również udział w zespole KNiT d.s. lotniczych oraz w kolegiach MPM i ZPLIS.

Kol. Łobocki oraz przedstawiciele kół lotniczych przekazali obecnym na zebraniu informacje o działalności Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy. Zarząd tego Oddziału składa się z 11 osób i opiera się na działalności trzech kół simpowskich oraz na współpracy z miejscowym Klubem Seniorów Lotnictwa i z Aeroklubem. Oddział liczy 84 członków, zaś czynnie współpracuje z nim 180 osób.

O naradach, konferencjach i ważniejszych imprezach zorganizowanych lub

wszczętych przez Sekcję Lotniczą Oddziału SIMP w Bydgoszczy — pisaliśmy już na tym miejscu. Poinformujemy więc teraz tylko o nowych i oryginalnych inicjatywach naszych bydgoskich kolegów:

- Podjęto starania o ożywienie działalności SIMP — SEP
- Zorganizowano festyn lotniczy z loterią fantową
- Ufundowano dwa puchary: dla najlepszego pilota i najzdolniejszego modelarza lotniczego
- Zaplanowano akcję szerzenia wiedzy członków w dziedzinach techniczno-ekonomicznych sprzętu lotniczego
- Koła SIMP uczą prawidłowej eksploatacji, konserwacji i diagnostyki sprzętu lotniczego
- Podjęto starania o zorganizowanie prelekcji lotniczych dla członków Klubu Seniorów i młodzieży
- Koła lotnicze patronują komisjom kwalifikacyjnym rad narodowych na mistrzów
- Koła lotnicze ogłaszają konkursy na najlepszych mechaników i techników w eksploatacji sprzętu
- Oddział Sekcji Lotniczej w Bydgoszczy planuje utrwalenie działalności swych kół w pamiątkowym albumie. Ciekawą — i godną podpatrzenia —

właściwością działalności Oddziału Sekcji Lotniczej w Bydgoszczy jest niezwykle niska kwota dotacji pobieranych z kasy Oddziału Wojewódzkiego SIMP na koszty organizowania imprez. Kwota ta w ub. roku wyniosła 10 260 zł, na rok 1971 zaplanowano nakłady w wysokości 9800 zł.

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP niejednokrotnie dawał wyraz opinii, że działalność Sekcji Lotniczej w Bydgoszczy może i powinna służyć za wzór innym naszym oddziałom i koleom.

A jak pracę Sekcji Lotniczej w Bydgoszczy oceniają władze terenowe?

Przewodniczący Oddziału Wojewódzkiego SIMP w Bydgoszczy, inż. C. Panasko, podkreślił zasługi i różnorodność działalności naszych bydgoskich kolegów. Równocześnie oświadczył, że spośród 25 sekcji SIMP pracujących w Bydgoszczy — Sekcja Lotnicza jest najlepsza.

Kol. Panasko — wyrażając żal, że Zarząd Oddziału nie dysponuje większą liczbą Odznak Honorowych naszego Stowarzyszenia — wręczył Złotą Odznakę SIMP wybitnemu działaczowi społecznemu Stanisławowi Szkodziu.

Członek Kolegium Redakcyjne30 naszego organu, red. Bronisław Dostatni, wspólnie z red. J. Babiejczukiem z „Biuletynu Informacyjnego Instytutu Lotnictwa”, drukują w poczytnym dzienniku „Życie Warszawy” cykl artykułów o polskim przemyśle lotniczym.

Z działalności Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK

Wnioski z narady naukowo-technicznej nt.: CAŁODOBOWA EKSPLOATACJA LOTNISK

z dnia 27 stycznia 1971 roku w Warszawie

W świetle materiałów przedstawionych w referatach oraz na podstawie przeprowadzonej dyskusji należy stwierdzić, że:

- obecny poziom techniki umożliwia zabezpieczenie na każdym, odpowiednio wyposażonym lotnisku jego, niemal całkowicie bez przerw, eksploatację całodobową
- przy obecnym stanie wyposażenia lotnisk w kraju ich całodobowa eksploatacja jest możliwa tylko na niektórych lotniskach
- aktualnie, praktycznie na wszystkich istniejących lotniskach komunikacyjnych w kraju, występują duże rezerwy dla wprowadzenia kilkakrotnie intensywniejszego dziennego ruchu lotniczego.

Wniosek 1

Zorganizować w trybie pilnym w oparciu o wydane w styczniu 1971 roku akty prawne zespół badawczy, którego podstawowym i najpilniejszym zadaniem byłoby dokonanie makroanalizy celowości rozwijania krajowego lotnictwa komunikacyjnego.

W NASTĘPNYM NUMERZE

W artykule *Polskie Linie Lotnicze „Lot”*. Ocena i nowe nadzieje dr B. Dostatni omawia istniejący stan komunikacji lotniczej i wskazuje sposoby rozwoju przedsiębiorstwa „Lot” zarówno w zakresie komunikacji, jak i transportu krajowego i zagranicznego.

W artykule *Obiekt w przestrzeni a cybernetyka* dr inż. J. Kazimierzczak wyjaśnia zasadę samostowalności obiektu w przestrzeni na przykładzie procesu pościgu, który można uogólnić na inne

Postulat dotyczy: MK-CZLC, Wydziału Przemysłu Ciężkiego i Komunikacji KC PZPR, Komitetu Nauki i Techniki.

Wniosek 2

Określić politykę rozwoju lotnisk komunikacyjnych w świetle kategoryzacji ICAO.

Postulat dotyczy: MK-CZLC

Wniosek 3

Odnosnie do lotnisk współużytkowanych — przeksultować zagadnienie dalszego, wspólnego wykorzystania nadajników NDB, a środki przewidziane przez lotnictwo komunikacyjne na zakup tego typu urządzeń jako nieperspektywicznych przeznaczyć na inne inwestycje urządzeń świetlnych lub radiowych, jak np. ILS, CALVERT itp.

Postulat dotyczy: MK-CZLC, ZRL i LK

Wniosek 4

Pilnie uzgodnić z władzami możliwość instalowania w przyszłości urządzeń ILS wg standardu ICAO na aktualnych lotniskach współużytkowanych, co za-

procesy działania obiektów w przestrzeni.

W artykule *Ergonomia w lotnictwie* dr hab. med. Z. Jethon omawia podstawowe cele i zadania ergonomii w lotnictwie i wyjaśnia znaczenie ergonomii we współczesnym lotnictwie, które charakteryzuje się coraz bardziej złożoną pracą pilota. Podkreśla decydującą rolę tzw. ergonomii układów, mającej za zadanie ustalenie optymalnych powiązań funkcji człowieka i samolotu.

W artykule *Uszczelnianie obrotowe w lotniczych silnikach turbinowych* mgr inż. K. Okulicz opisuje zasadę uszczel-

niaczo rzutuje na politykę rozwoju lotnisk komunikacyjnych.

Postulat dotyczy: MK-CZLC, ZRL i LK

Wniosek 5

Rozszerzyć współpracę z krajowymi wytwórcami i instytucjami przemysłowymi i naukowymi (np. ITWL) odnośnie do adaptacji i zakupu zmechanizowanego sprzętu oraz aparatury do obsługi i konserwacji nawierzchni lotniskowych.

Postulat dotyczy: CZLC, COBRD, ZRL i LK

Wniosek 6

Zmierzając doraźnie do zwiększenia systematyczności wykorzystywania ciężaru handlowego samolotów na eksploatowanych liniach krajowych uelastycznić politykę taryf, rozkładu lotów i zwiększyć akwizycję pasażerów przez odpowiednie dyrektywy w jednostkach gospodarki społecznej oraz właściwymi prezydiach rad narodowych.

Postulat dotyczy: PLL „Lot”, prezydium rad narodowych.

niania par obrotowych w lotniczych silnikach turbinowych oraz podaje typizację uszczelnień zwracając uwagę na aktualnie spotykane rozwiązania konstrukcyjne.

W artykule *Mgły a sprzęt lotniczy* mgr inż. J. Osos opisuje rodzaje mgieł i ich przebieg. Podaje roczny cykl mgieł w przebiegu dobowym na lotnisku Warszawa-Okęcie.

O *Lądowaniu samolotu jednomiejscowego z wykorzystaniem automatycznego przelącznika podzakresów radiokompasu ARK-5 lub ARK-10* pisze mgr inż. M. Grodecki.

TECHNIKA 6/71
lotnicza
ASTRONAUTYCZNA

Adres Redakcji:

Warszawa, ul. Czackiego 3/5
tel. 27-70-09

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH
NOT

Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass, E. Margański: Możliwości polskiego przemysłu lotniczego	1
Z. Jethon: Egzobiologia w astronautyce	4
S. Szczeciński, R. Wiatrek: Dopalacze współczesnych silników odrzutowych	8
A. Kowalewicz: Metody pomiaru temperatury płomienia	12
J. Harażny: Rakieta sondażowa „Meteor”2	16
H. Ołtarzewski: Metoda określania własności tworzyw zbrojonych włóknami na podstawie własności materiałów wyjściowych	22
B. Dostatni: Badania marketingowe w transporcie lotniczym	28
J. Osos: Wiatr a sprzęt lotniczy	31
Samolot „Nimrod” do zwalczania okrętów podwodnych — W. K.	34
NOWOŚCI TECHNICZNE	35
WIADOMOŚCI Z TERENU	40
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI GŁÓWNEJ KOMUNIKACJI LOTNICZEJ SITK: Wnioski z narady naukowo-technicznej nt. CAŁODOBOWA EKSPLOATACJA LOTNISK	II okł.
Wspólny lot pojazdu kosmicznego „Salut” i statku kosmicznego „Sojuz”10	III okł.
LOTNICZE PORTY ŚWIATA: Sydney/Kingsford Smith	IV okł.

N a o k ł a d c e: Pływająca wyspa z lądowiskiem śmigłowców



WYDAWNICTWA
CZASOPIEM
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny
mgr inż. Stefan Sulikowski

Sekretarz Redakcji:
M. Klara Szurmak

Redaktorzy działów:
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołędzinowski,
mgr inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Łossota
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. Fiszdon, dr inż. H. Grzegorzcyk, mgr inż. E. Kołodziński, mgr
M. Kowieski, red. Jerzy Konieczny, mgr
inż. J. Kucharski, mgr inż. A. Lewkowicz,
prof. mgr inż. H. Muster, mgr inż. W. Nowakowski, mgr inż. M. Sikorski, mgr inż.
S. Sulikowski, prof. dr I. Tarski, mgr inż.
W. Wilanowski

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

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. Nr 2, W-wa. Zam.. 231/1971 U-29
Nakład 1800 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 x 80

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

NDEKS 38006

Возможности польской авиационной промышленности

В статье указаны наиболее целесообразные по мнению авторов направления развития польской авиационной промышленности в области строительства новых типов самолетов, вертолетов и авиационных двигателей. Обращено также внимание на необходимость изменений в методах осуществления программ и методах торговли продукцией.

JETHON Z.

629.78.257

Эгзобиология в астронавтике

Недавно появилась новая область науки, называемая эгзобиологией, которая занимается исследованием возможностей существования жизни, кроме Земли, и руководящих ею прав. Уже проведены исследования, которые свидетельствуют о большой способности живых организмов приспосабливаться к сильно измененным условиям окружающей среды. Кроме того, было проведено много лабораторных экспериментов в симулированных условиях Марса и исследований моделей праатмосферы. Развитие астронавтики создает условия для проведения этих исследований непосредственно на планетах нашей Солнечной Системы. Уже разработано много вариантов автоматических устройств для эгзобиологических исследований на планетах, однако окончательный ответ на многочисленные вопросы из этой области можно будет получить после посадки людей на планетах.

SZCZECIŃSKI S., WIATREK R.

621.454

Форсажные камеры современных реактивных двигателей

В статье описаны свойства реактивных двигателей, оснащенных форсажной камерой в качестве средства для временного увеличения тяги, сделан обзор применяемых в настоящее время конструктивных систем форсажных камер, обсуждены проблемы регулировки реактивного сопла и обращено внимание на эксплуатационные свойства двигателей, оснащенных форсажными камерами.

KOWALEWICZ A.

536.46:536.5

Методы измерения температуры пламени

В статье описаны принципы важнейших методов измерения температуры пламени, а именно методы, основанные на явлении излучения, на термоэлектрическом эффекте и на газодинамических процессах. Эти методы находят применение, в частности при исследовании процессов сгорания в авиационных двигателях, как поршневых, так и турбинных.

OŁTARZEWSKI H.

678.029.5:677

Метод определения свойств материалов, армированных волокнами, на основе свойств исходных материалов**Первая часть. Анализ прочности**

В статье представлена попытка найти простые методы оценки свойств армированных материалов. Рассматривая новый материал как составную конструкцию, проведена оценка его свойств в виде функции свойств составных частей. Представлены явления, происходящие в процессе деформации, и вытекающие отсюда критерии подбора исходных материалов.

OSOS J.

629.73.015.3:551.55

Ветер и авиационное оборудование

В статье представлены причины повреждений и разрушений в самолетах на аэродромах, вызванных ветром, и приведены заключения, указывающие, как предохранить самолеты от разрушающего воздействия ветра и града.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXVI CZERWIEC 1971

TECHNIKA

6

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

VI KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH TRYBUNA LOTNIKÓW

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS
Mgr inż. EDWARD MARGAŃSKI

629.7.002(433)

MOŻLIWOŚCI POLSKIEGO PRZEMYSŁU LOTNICZEGO

W artykule wskazano na najbardziej celowe, zdaniem autorów, kierunki rozwoju polskiego przemysłu lotniczego w zakresie budowy nowych typów samolotów, śmigłowców i silników lotniczych. Zwrócono również uwagę na konieczność zmian w metodach realizacji programów i metodach handlu produkcją.

Przemysł lotniczy odgrywa obecnie na świecie, wraz z przemysłem kosmiczno-rakietowym, rolę czynnika wprowadzającego postęp techniczny w całej produkcji przemysłowej kraju. Płynące stąd korzyści ekonomiczne są wymierne, choć trudne do ujęcia liczbowego. Natomiast łatwe do oceny są korzyści wynikające z naszego eksportu lotniczego. Jest to do tego eksport myśli i fachowej pracy przy niewielkiej ilości surowca, czyli najzyskowniejsza forma eksportu. Za 1 kG śmigłowca uzyskuje się 64 dol., za 1 kG samolotu — 18 dol., podczas gdy za jeden kG samochodu osobowego — 1 dol. Dodajmy, że wartość naszego eksportu lotniczego wynosi średnio 500 mln zł dewizowych rocznie, czyli w przeliczeniu na dolary dorównuje całemu cywilnemu eksportowi lotniczemu Związku Radzieckiego. Ponadto — wbrew błędnym opiniom o kosztowności przemysłu lotniczego — warto zauważyć, że dla ostatnich lat 20 koszt inwestycji w naszym przemyśle lotniczym nie przekroczył 10% wartości jego produkcji.

Obecnie precyzowane są zadania dla naszego przemysłu lotniczego na najbliższe lata. Jak wiadomo, warunkiem skutecznego działania są cztery czynniki: przemysłany program, optymalne metody jego realizacji, środki materialne i kadra fachowa zdolna do realizacji programu. Polski przemysł lotniczy posiada duży potencjał przemysłowy. Natomiast w ostatnich

latach wystąpiły niedostatki w zakresie programu i metod jego realizacji. Równocześnie zaczął narastać problem kadry.

Program

Polski przemysł lotniczy należy do większych w świecie. Nie licząc potęg przemysłowych, jak ZSRR i USA, większe zatrudnienie ma tylko przemysł Wielkiej Brytanii (200 tys. prac.), Francji (100 tys. prac.) i NRF (50 tys. prac.). Przemysł CSRS jest równorzędny naszemu, zaś przemysły lotnicze Włoch, Hiszpanii, Japonii, Szwecji czy Holandii są mniejsze.

Jakie jest miejsce naszego przemysłu lotniczego w świecie? Produkcją ciężkich odrzutowców bojowych i pasażerskich zajmują się w zasadzie tylko największe mocarstwa, a maksymalny wysiłek na tym polu zmusza je do nieangażowania się w produkcję lekkich samolotów i śmigłowców — zostawiając je mniejszym krajom i mniejszym wytwórciom. Równocześnie mocarstwa te są głównymi nabywcami światowej produkcji lekkich samolotów i śmigłowców. Przyjrzyjmy się miejscu Polski na tym polu, wyznaczonym nam zresztą w ramach podziału zadań RWPG. **Wytwórnia w Mielcu jest największą w świecie wytwórnią samolotów rolniczych. Produkcja jej w sztukach wynosi połowę rocznej produkcji samolotów rolniczych.**

niczych w świecie, zaś liczona w wartości produkcji wynosi dwie trzecie wartości światowej. Wytwórnia w Świdniku jest jedną z trzech dużych wytwórni śmigłowców w Europie (poza ZSRR), przy czym wielkością produkcji nie ustępuje ani francuskiej wytwórni Sud-Aviation (należącej do koncernu SNIAS) ani angielskiej wytwórni Westland. ŚWIDNIK jest równocześnie największą wytwórnią śmigłowców rolniczych w świecie. Wytwórnia na Okęciu jest jedyną w krajach socjalistycznych wytwórnią samolotów do holowania szybowców.

A jak wygląda zapotrzebowanie na sprzęt, który produkujemy lub możemy produkować w bieżącym dziesięcioleciu? Analiza rynku oparta o fachowe publikacje wyraźnie pokazuje perspektywy. **Możemy mieć zbyć na około 500 dużych samolotów rolniczych rocznie**; przez najbliższe lata będą to An-2, później nowy samolot, który musimy skonstruować. Warto zauważyć, że nasz przemysł ma w tej dziedzinie większe doświadczenie niż inni, zaś projekt „Kruk” 2T świadczy, iż mamy nowoczesną koncepcję na ten temat i stać nas na samolot, z którym trudno będzie innym wytwórniom konkurować. Śmigłowiec Mi-2, pod warunkiem stopniowego modyfikowania go, może być w dużych ilościach sprzedawany jeszcze przez wiele lat. Śmigłowcem tym również interesują się kraje kapitalistyczne. **Natomiast od chwili zaprzestania przez Polskę w 1965 r. produkcji lekkich śmigłowców SM-1 w krajach socjalistycznych nikt 4—5-miejscowych śmigłowców nie produkuje, mimo dużego zapotrzebowania. Jeśli skonstruujemy taki śmigłowiec — to bez trudu znajdziemy nabywców na około 400 sztuk rocznie. Mamy „Wilgę”, samolot do holowania szybowców, jedyny tego rodzaju w krajach socjalistycznych. Samolot został dopracowany, wszedł do produkcji — i w tym momencie usiłowano zlikwidować produkcję lotniczą w WSK-Okęcie wylewając dziecko z kąpielą w momencie, gdy samolot zdobył sobie markę i właśnie nadszedł czas na odzyskanie włożonych weń kosztów przez zyski z produkcji. Zamówienia zagraniczne nań leżą i czekają na decyzję kontynuowania produkcji.**

Serię budowanego dotychczas lekkiego rolniczego „Gawrona” można przedłużyć na kilka najbliższych lat, co niewątpliwie jest opłacalne. Celowe wydaje się opracowanie jego następcy, w szczególności że zarówno nabywcy zagraniczni, jak i nabywca krajowy (zarabiający dewizy usługami agrolotniczymi w Sudanie i Egipcie) zgłaszają nań zapotrzebowanie. Można tu zaznaczyć, że studia nad następcą „Gawrona” były prowadzone od szeregu lat, był opracowany projekt „Kruk” 65, a jego zmodyfikowana odmiana powstała w br. Przeważa realizacja małego samolotu rolniczego nie nastręczy specjalnych trudności. **Reasumując uwagi na temat polskiego dorobku i polskich możliwości w dziedzinie samolotów rolniczych trzeba podkreślić, że mamy możliwości stać się nie tylko potentatem, lecz niemal monopolistą w tej dziedzinie w krajach socjalistycznych i poważnie rozwinąć usługi agrolotnicze w krajach strefy dolarowej.**

Budowany seryjnie odrzutowy szkolno-treningowy samolot „Iskra”, na który zapotrzebowanie będzie istniało jeszcze wiele lat, ma perspektywy produkcji na potrzeby własne pod warunkiem dalszej modyfikacji i zwiększenia ciągu jego silnika. Krótki przegląd bu-

dowanych i projektowanych obecnie samolotów wojskowych na świecie wskazuje na duże zapotrzebowanie na stosunkowo proste i tanie samoloty treningowo-szturmowe. **Nie byłoby więc chyba herezją zaproponowanie wykorzystania zdobytych doświadczeń przy produkcji samolotu Lim-5 oraz szkolno-treningowej „Iskry” i opracowanie nowego samolotu treningowo-bojowego.** Trudno tu przesądzać (na ten temat powinni wypowiedzieć się użytkownicy), czy miałyby to być rozwój Lima-5, „Iskry” czy wręcz nowy samolot. Nie musiałby to być (i chyba nie powinien) główny temat produkcyjny, lecz zdobyte doświadczenia przy jego realizacji (i z natury rzeczy wyższe wymagania) pozwalałyby na szybsze unowocześnianie produkcji cywilnej. Nie potrafimy? A kilkanaście lat temu potrafiłszy? **Zaprzestanie produkcji An-2, a rozpoczęcie produkcji dużego samolotu rolniczego spowoduje powstanie luki w innych dziedzinach zastosowania tego samolotu, luki, której nie zastąpi czeski L-410, samolot, który musi korzystać z przygotowanych lotnisk. Jednym słowem wyłania się perspektywa zbytu na latającą furgonetkę, samolot do wywożenia skoczków, samolot dostawczy operujący z nie przygotowanych lądowisk itp.** Jaki to miałby być samolot? Trudno w tej chwili odpowiedzieć. Powinna to wykazać analiza dokonana przy współpracy ewentualnego użytkownika.

Inną możliwością produkcyjną jest dwusilnikowy 4—6-miejscowy samolot służbowy oraz sanitarny do przewozu między lotniskami. Od chwili zaprzestania produkcji czechosłowackich „Morav” istnieje luka w tej dziedzinie (Jak-18T mógłby być jedynie półśrodkiem), a jednocześnie rozwój tej kategorii samolotów na świecie jest gwałtowny. Wygląda na to, że za kilka lat i u nas zapotrzebowanie na tego rodzaju samolot będzie palące. I dlatego już teraz warto by się zastanowić z jednej strony nad możliwością nabycia tego typu samolotu, a z drugiej — własnego opracowania, produkcji i eksportu. Wyłaniającym się tu ze szczególną jaskrawością, podobnie jak przy ewentualnym opracowaniu samolotu szkolno-treningowego dla aeroklubów, jest problem silnika, problem, który niekiedy się fetyszyzuje upatrując w nim wyłączną przyczynę wszystkich niepowodzeń naszego przemysłu lotniczego. Czy sytuacja jest bez wyjścia? Pod względem technicznym bynajmniej nie. **Po pierwsze, jakich silników nam potrzeba? Silnika tłokowego o mocy 160—180 KM do samolotu służbowego i aeroklubowego, 260—300 KM do małego samolotu rolniczego, turbinowego silnika śmigłowego o mocy 1200 KM do samolotu rolniczego, silnika turbinowego o mocy 600—800 KM do śmigłowców oraz silnika odrzutowego o ciągu ok. 1500 kG.** Zrezygnowanie swego czasu z zakupu licencji na czeskiego „Waltera” „położyło” w zasadzie wszystkie nasze samoloty aeroklubowe. Dziś najrozsądniejszy byłby chyba zakup licencji na nowoczesny silnik tłokowy o mocy 160—180 KM poprzedzony zakupem pewnych jego ilości. Jaki silnik? Najlepsze są silniki Continental czy Lycoming. **Zakup licencji finansowo jest dość opłacalny, gdyż przy tego typu transakcjach opłata licencyjna wynosi średnio 5—10% ceny silnika. Policzmy: cena silnika ok. 3000 dol., więc opłaty licencyjne wyniosłyby przy produkcji tysiąca silników 150—300 tys. dol., czyli równowartość niecałych trzech do sześciu An-2, których produkujemy rocznie 500 szt. Zakup**

tego typu licencji uczyniłby nas monopolistami w dziedzinie tego typu silników w RWPG. Inna sprawa, czy moglibyśmy taką licencję kupić. W każdym razie trzeba spróbować. **Inna możliwość to kooperacja z CSRS w produkcji „Walterów” lub zakup licencji w CSRS.** Jeżeli chodzi o napęd do mniejszego samolotu rolniczego, to prawdopodobnie wystarczyłby na razie zmodernizowany silnik AI-14, alternatywnie dla samolotów eksportowanych do krajów strefy dolarowej silnik płaski. Wydaje się, że istnieją pewne możliwości dalszej modernizacji silników AI-14 i ASz-62. O możliwościach tych świadczy choćby fakt, że w ZSRR przerabia się zakupione u nas silniki ASz-62 z zasilania gaźnikowego na wtryskowe w celu zmniejszenia zużycia paliwa. Stosunkowo niska cena tych silników oraz prostota ich obsługi pozwala im konkurować z napędem turbinowym. Przykładowo: silnik ASz-62 (cena 15—20 tys. dol.) kosztuje 3—4 razy mniej niż silnik turbinowy o tej samej mocy. Różnica w cenie może powodować, że mogą znaleźć się nabywcy na duży samolot rolniczy (udźwig 2 T) nie z napędem turbinowym, lecz tłokowym. Obecnie główny nasz klient życzy sobie napęd turbinowy i dlatego pojawia się problem odpowiedniego silnika turbinowego o mocy ok. 1200 KM dla samolotu rolniczego i ok. 600—300 KM dla śmigłowców. W związku z brakiem wypróbowanych tego rodzaju silników w krajach RWPG celowe wydaje się nawiązanie współpracy na tym polu z którąś z wytwórni zachodnich, np. francuską Turbomeca. Uzyskanie licencji na wypróbowaną rodzinę silników nie musiałoby się wiązać z bezpośrednimi wydatkami dewizowymi, należność moglibyśmy spłacać bądź w postaci naszego sprzętu rolniczego (np. An-2) lub, co byłoby może korzystniejsze, w ramach dostaw kooperacyjnych. Trzeba tu bowiem pamiętać, że nie idzie o kilka czy kilkadziesiąt sztuk, lecz o tysiące i uruchomienie produkcji dopracowanych silników o dużej trwałości pozwoli na pokrycie z nadwyżką kosztów licencji. **Zakup licencji nie powinien oznaczać zaprzestania własnych prac w tej dziedzinie, lecz powinien być podstawą do rozwijania prac w tym kierunku.** Zakup licencji niedopracowanego silnika o zbyt małej trwałości międzynaprawczej lub rozwój silnika GTD-350 wydaje się mniej rokujący nadzieje, niemniej jednak podjęcie stosownej decyzji wymaga bliższego zapoznania się z istniejącą sytuacją i przeprowadzenia ściślejszej analizy. **Prace nad udoskonaleniem „Iskry” i ewentualnym samolotem treningowo-szturmowym powinny się chyba opierać o rozwinięcie silnika SO-1 o ciągu zwiększonym do 1500 kG.** Silnik tego typu dzięki swej prostocie, mimo większego zużycia paliwa w porównaniu ze skomplikowanymi silnikami dwuprzepływowymi, może być jednak bardziej uzasadniony ekonomicznie.

Skoncentrowanie się wokół wymienionych zadań, to program realny technicznie i ekonomicznie. Oczywiście, za kilka lat wyłoni się konieczność podjęcia dalszych prac prototypowych, by przed 1980 r. przemysł otrzymał nowe typy do produkcji seryjnej.

Osebną dziedziną, którą należy rozwijać, jest kooperacja międzynarodowa. W całym świecie 50% produkcji poszczególnych wytwórni, to kooperacje. Warto zauważyć, iż za granicą 25% dochodów przynoszą remonty i części zamienne.

Metody

Problem optymalizacji decyzji występuje szczególnie jasnoważnie w dziedzinach bardziej skomplikowanych, jak np. produkcja lotnicza. Podstawą trafnych decyzji przy układaniu planów wieloletnich musi tu być wnikliwa analiza rynkowa, a nie przypadkowe zdanie jednego eksperta czy nawet potencjalnego nabywcy. Wybór środków realizacji programu budowy nowego typu samolotu musi opierać się na rzetelnej analizie potrzeb i możliwości kadrowych i warsztatowych. Przy realizacji programu o wielomiliardowej wartości dla przemysłu — nie może być decydujący czynnik np. deglomeracji, zmuszający do lokalizacji głównego biura konstrukcyjnego w mieście powiatowym — podczas gdy wiadomo, że najlepsi specjaliści, związani z wyższymi uczelniami i innymi instytucjami centralnymi, nie wyjadą w teren. Prawda ta jest szanowana i w ZSRR, i we Francji — tylko nie u nas. A potem zdziwienie, że w Świdniku czy Mielcu nie da się utworzyć zespołu ludzi mogącego podjąć się trudniejszych zadań konstrukcyjnych.

Bez wprowadzenia do przemysłu szerokim frontem metod pozwalających na podejmowanie najsłuszniejszych decyzji i najsprawniejszych systemów organizacyjnych — trudno będzie o duże sukcesy w przemyśle lotniczym. Przez wiele lat mechanizm asekurancji — dość sprawnie eliminował wszelkie trudniejsze i ciekawsze propozycje rozwiązywania problemów — zapewniając optymalizację „ujemną”, tzn. wybór decyzji najgorszych, lecz za to najbezpieczniejszych. Przykładem działania tego mechanizmu jest tendencja kierownictwa niektórych zakładów i instytucji przemysłu lotniczego do rozgłaszania, iż nie jesteśmy w stanie samodzielnie konstruować w kraju ani samolotów, ani śmigłowców — tendencja wynikająca z dążenia do niebrania odpowiedzialności za pracę podległych im zespołów konstruktorów. W dziedzinie organizacji biur konstrukcyjnych i prac prototypowych powinniśmy skończyć z improwizacją, a korzystać np. z doświadczeń radzieckich w tej dziedzinie.

Odrębnym zagadnieniem jest sprawa handlu sprzętem lotniczym. W dotychczasowej działalności Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego na tym polu zapomniano o tym, jak na świecie handluje się samolotami. **Typowy handel, to nie czekanie aż klient zamówi wielotysięczną serię na kilka lat, dostarczając jednocześnie własną licencję.** Handel, to analiza potrzeb rynkowych i dostosowanie do nich produkcji, szeroko pojęta reklama, sieć punktów akwizycji, sprzedaży i obsługi, to części zamienne, katalogi, instrukcje, to zaplecze remontowe, to wreszcie reklama poprzez szkolenie na własnym sprzęcie czy usługi (np. usługi agrolotnicze na własnych samolotach). Można oczywiście niektóre z tych elementów znaleźć i w dotychczasowej naszej praktyce, lecz można, i to chyba częściej, znaleźć przykłady przeczące zasadom nie tylko handlowania, ale i zdrowego rozsądku. I trzeba sobie jasno powiedzieć: jak długo Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego nie będzie posiadało stojącego na odpowiednim poziomie przedsiębiorstwa handlu zagranicznego, tak długo trudno będzie mówić nie tylko o właściwym handlowaniu, lecz także o prawidłowym rozwoju całego przemysłu, który opiera się przecież przede wszystkim na eksporcie.

Egzobiologia w astronautyce

Niedawno powstała nowa dziedzina nauki zwana egzobiologią, której zadaniem jest badanie możliwości istnienia poza Ziemią życia i rządzących nim praw. Przeprowadzone już zostały badania adaptacyjne, które wykazały dużą zdolność przystosowawczą organizmów żywych do skrajnie zmienionych warunków otoczenia. Wykonano też wiele doświadczeń laboratoryjnych w pozorowanych warunkach marsjańskich oraz badań modeli praatmosfery. Rozwój astronautyki stwarza możliwości prowadzenia tych badań bezpośrednio na planetach naszego Układu Słonecznego. Opracowano już wiele wersji automatycznych urządzeń do badań egzobiologicznych na planetach, jednak definitywną odpowiedź na liczne pytania z tej dziedziny da dopiero lądowanie ludzi na planetach.

Ludzi od dawna zajmowała myśl o istnieniu innych, żywych „światów” na planetach Układu Słonecznego i na gwiazdach. Powstało wiele legend i opowiadań o podróżach odważnych ludzi do innych cywilizacji. Fantazja ludzka stworzyła formy istot pozaziemskich, w tym mniej lub bardziej podobnych do człowieka inteligentnych istot odległych cywilizacji. Problem ten znalazł również swoje odzwierciedlenie w rozważaniach i badaniach naukowych, począwszy od szkół filozoficznych świata starożytnego do nowoczesnych pracowni biologicznych i chemicznych. Powstała nowa dziedzina nauki, biologia środowisk pozaziemskich, dla której J. Lederberg zaproponował nazwę „egzobiologia”. Zadaniem jej jest zbadanie możliwości istnienia poza Ziemią życia nie związanego bezpośrednio ze środowiskiem ziemskim, a także praw rządzących pozaziemskimi ogniskami życia.

Badanie Wszechświata rozszerzyło znacznie teoretyczne podstawy wielu dziedzin nauki. Badania dynamiki ciał niebieskich pozwoliły uogólnić prawa rządzące masą i energią, a analiza widm gwiazd wykazała powszechność praw chemii. W biologii brak jest dotychczas możliwości tego rodzaju uogólnień. Znamy tylko jedno ognisko życia, na Ziemi, i nie wiemy prawie nic o prawach ogólnych dotyczących powstawania i rozwoju życia. Szczególnie ważne jest w tym względzie opracowanie ogólnej definicji życia, możliwej do zastosowania we wszystkich warunkach. Dotychczasowe definicje nie są wystarczające. Nawet najbardziej nowoczesna definicja A. A. Lapunowa, według której jest to „wysoc stabilny stan materii, wyzyskujący do wywołania reakcji zachowawczych informacje zakodowane w postaci stanów poszczególnych cząsteczek”, nie obejmuje wszystkich możliwości z uwagi na brak dostatecznej liczby empirycznych danych o drogach ewolucji życia na innych planetach. Ten brak powoduje, że nie można ściśle określić granicy między ewolucją chemiczną i biologiczną, która to granica jest jedną z podstawowych zagadnień teorii o rozwoju życia.

Jednym z pierwszych zadań egzobiologii jest określenie, czy w ogóle jest możliwe istnienie życia pozaziemskiego. Ze statystycznego punktu widzenia jest wysoce prawdopodobne, że we Wszechświecie znajduje się wiele dotychczas nie wykrytych planet. Zgodnie z obliczeniami H. Shapleya, który założył, że warunki dla rozwoju życia mogą się znajdować na planetach krążących wokół jednej gwiazdy na milion innych układów planetarnych, warunki dla

obecności żywych organizmów mogą istnieć na około 100 000 planet w naszej tylko galaktyce. W całym znanym dotychczas Wszechświecie zawierającym około 10^{22} gwiazd, może być 10^{16} planet mających warunki dla powstania ognisk życia. Z tej liczby na około 1—2% planet można oczekiwać istnienia inteligentnych istot.

Powyższe nie oznacza oczywiście, że same formy życia, a zwłaszcza formy życia inteligentnego muszą być podobne do form ziemskich. Nie oznacza to nawet, że życie na innych planetach musi być oparte na tych samych podstawach, co życie na Ziemi, czyli na wodzie i związkach węgla. Mogą to być zupełnie inne formy, dla których, na przykład, właściwymi temperaturami jest zakres $< 200^{\circ}\text{K}$ lub $> 500^{\circ}\text{K}$, niebezpieczny dla organizmów ziemskich. Z teoretycznego punktu widzenia możliwa jest synteza związków „organicznych” opartych na grupie amoniakalnej zamiast tlenowej. W przypadkach tych, na przykład, kwasowi mrówkowemu HCOOH będzie odpowiadał związek HCNHNH_2 , a estrowi metylowemu CH_3OCH_3 związek CH_3NHCH_3 . Chemicznie możliwa jest synteza „amoniakalnych” analogów aminokwasów, a także kwasów nukleinowych, puryn i pirymidyn. Podobnie, zamiast węgla można wbudować do związków chemicznych krzem lub bor, pozostawiając tym związkom właściwości, jakie cechują „węglowe” związki organiczne. Przeciwno istnieniu życia w oparciu o tego rodzaju substancje nie mogą być nawet przytoczone kontrargumenty w postaci odsetkowego rozpowszechnienia pierwiastków we Wszechświecie lub o mniejszej aktywności chemicznej substytutów węgla. W szczególnych okolicznościach, tam gdzie warunki środowiskowe nie pozwalały na rozwój życia opartego na węglu i wodzie, mogły się wytworzyć formy zbudowane z innych składników podstawowych. Niestety, jak dotąd, nie znamy innych form żywych poza ziemskimi. Ogranicza to dyskusję w egzobiologii, przynajmniej w najbliższym okresie, do zagadnień związanych z ogniskami życia opartymi na takich samych zasadach, jak życie na Ziemi. Możliwości techniczne zbadania ewentualnych innych ognisk życia ograniczają również ramy tej dyskusji do problemów dotyczących życia na planetach Układu Słonecznego. Odległości astronomiczne są olbrzymie i ich pokonywanie środkami, którymi obecnie dysponuje nauka nie ma chwilowo sensownego uzasadnienia. To samo dotyczy możliwości kontaktu pośredniego dwóch światów inteligentnych istot, która statystycznie ma bar-

Tablica 1. Granice adaptacji drobnoustrojów do niektórych warunków środowiskowych

Czynnik	Granica górna	Granica dolna
Temperatura	+104°C (bakterie siarkowe w ciśnieniu 1000 kG/cm ²)	-18°C (grzybki, bakterie)
Pole elektrostatyczne	+850 mV przy pH 3 (bakterie żelaziste)	-450 mV przy pH 9,5 (bakterie siarkowe)
pH	0 (Acontium velatum, grzybek D, Thiobac, thiooxidans)	13 ? (Plectonema nostocorum)
Ciśnienie hydrostatyczne	w zasadzie 0	1400 kG/cm ² (bakterie głębinowe oceanów)
Sole mineralne	podwójnie destylowana woda (bakterie heterotroficzne)	nasycone solanki (Dunaliella, bakterie halofilne)
P/P_0 (P — ciśnienie pary wodnej w rozpatrywanym materiale P_0 — ciśnienie pary wodnej czystej wody)	0,65—0,70 (Aspergillus glaucus)	w zasadzie 1,0

Tablica 2. Przeciętne granice tolerancji zmian warunków środowiskowych przez niektóre wyższe organizmy

Czynnik	Granica	Obiekt
Ciśnienie atmosferyczne [kG/cm ²]	0,10 0,12	termity, konik polny, mrówka kondor
Ciśnienie cząstkowe tlenu [kG/cm ²]	0,01 0,02 0,03 1	żyto, ogórki zółw żuk Passalus, osa zboże, fasola (brak wytwarzania nasion), mrówka (do 48 h, dżdżownica (do 13 dni) człowiek (do 1 h) człowiek (bez ograniczeń)
Temperatura (atmosfera sucha) [°C]	-90 -41 -23 +40 +42 +69 +81 +44 +150	gęś (przez 1 h) lis polarny (bez ograniczeń) larwy motyli (bez ograniczeń) wiewiórka ziemna (3—4 h) iguana (bez ograniczeń) larwy muchy Stratyomys węgorz człowiek (3—4 h) człowiek (5 min.)

dzo małą szansę powodzenia. Statystycznie przewiduje się możliwość istnienia takiej cywilizacji w odległości dopiero około 1000 lat świetlnych od Ziemi. Ale, pomijając nawet czas na jednorazową wymianę informacji, prawdopodobieństwo, że jest to cywilizacja na poziomie ziemskiej, wynosi tylko 0,5%. Wobec ograniczonego czasu trwania ery „technicznej” każdej cywilizacji, która według obliczeń von Hoernera wynosi średnio 4500—6500 lat, kontakt ziemskiej cywilizacji z innymi ugrupowaniami istot inteligentnych jest bardzo problematyczny.

Badania egzobiologiczne ograniczają się więc z konieczności do problemów związanych z życiem na planetach Układu Słonecznego, z których na pierwszym miejscu należy wymienić Marsa. Analizę tego problemu rozpoczęto od badań możliwości adaptacyjnych ziemskich organizmów żywych, przyjmując je

jako model życia opartego na węglu i wodzie. Głównym zadaniem badań adaptacyjnych było określenie granic możliwości przystosowawczych organizmów żywych do skrajnie zmienionych warunków otoczenia. Stwierdzono w tym zakresie bardzo dużą zdolność przystosowawczą organizmów ziemskich, a zwłaszcza organizmów prostych i drobnoustrojów (tablica 1). Organizmy wyższe są bardziej wrażliwe na zmianę warunków otoczenia, jednak i tutaj stwierdza się duże możliwości przystosowawcze (tablica 2). Dane te nie są jeszcze pełne, zwłaszcza odczuwa się niedostatek analiz wpływu dwóch lub więcej zmienionych parametrów otoczenia. Jak wiadomo bowiem, skojarzone działanie kilku czynników może całkowicie zmienić sposób reagowania organizmu żywego. Na przykład, w warunkach nasycenia wody solami mineralnymi drobnoustroje mogą żyć i rozmnażać się nawet w temperaturze -23°C.

Przyrównując możliwości bytowania organizmów ziemskich w skrajnych warunkach środowiskowych

Tablica 3. Warunki środowiskowe na planetach Układu Słonecznego

	Merkury	Wenus	Ziemia	Mars	Jowisz	Saturn	Uran	Neptun	Pluton
Średnica (Ziemia = 1)	0,38	0,967	1,000	0,523	10,97	9,03	3,72	3,38	0,45
Masa (Ziemia = 1)	0,0543	0,8136	1,000	0,1069	318,35	95,3	14,58	17,26	< 0,1?
Średnia gęstość (H ₂ O = 1)	5,46	4,96	5,52	4,12	1,33	0,71	1,56	2,47	< 5,5?
Grawitacja na powierzchni (Ziemia = 1)	0,27 ÷ 0,38	0,85 ÷ 0,87	1,00	0,38 ÷ 0,39	2,65	1,17	0,92 ÷ 1,05	1,12 ÷ 1,23	< 0,5?
Średnia temperatura powierzchni [°K]	590 (0 ÷ 720)	~650	288 ± 12	270 (197 ÷ 303)	105	80	44	33	?
Ciśnienie atmosferyczne [kG/cm ²]	?	~90	1,0 ± 0,08	0,025 ± 0,015	?	?	?	?	?
Skład atmosfery	?	CO ₂ > 80% NH ₃ N ₂	N ₂ 78% O ₂ 21% Ar 0,9% CO ₂ 0,03%	N ₂ 93,8% O ₂ < 0,1% Ar 4,0% CO ₂ 2,2%	NH ₃ CH ₄ H ₂	NH ₃ CH ₄ H ₂	NH ₃ CH ₄ H ₂	NH ₃ CH ₄ H ₂	?

do tych warunków, jakie znajdują się na innych planetach Układu Słonecznego, można stwierdzić, że obecność istnienia życia poza Ziemią jest bardzo problematyczna, chociaż nie niemożliwa. Na planetach grupy Ziemia, a więc na Merkury, Wenus, Ziemi i Marsie, warunki fizyczne w początkowym okresie rozwoju były podobne. W szczególności dotyczy to praatmosfer, które były przypuszczalnie identyczne. Z badań warunków klimatycznych na tych planetach wynika jednak, że obecnie różnią się one znacznie między sobą (tablica 3). Przypuszcza się, że poza Ziemią życie może istnieć jeszcze ewentualnie na Marsie, przy czym najprawdopodobniej byłyby to drobnoustroje i proste organizmy wyższe. Na pozostałych planetach grupy Ziemia życie w rozumieniu ziemskim jest niemożliwe, głównie z powodu zbyt wysokiej temperatury środowiskowej.

Za mało wiemy o pozostałych planetach. Niemniej, zgodnie z obecnie rozpowszechnionymi poglądami, możliwość istnienia życia na dużych, zewnętrznych planetach Układu Słonecznego jest bardziej prawdopodobna niż na planetach grupy Ziemia. Rodzinę planet obłazowych charakteryzuje ich stosunkowo mała gęstość, która może świadczyć o gazowej budowie ich ciała. W atmosferze tych planet stwierdza się dużą ilość amoniaku i metanu, będących przypuszczalnie produktem wyładowań elektrycznych. Można oczekiwać, że atmosfera rozpatrywanych planet zawiera i inne substancje organiczne, co upodabnia ją do praatmosfery Ziemi. Powstające cząsteczki substancji organicznych będą opadały i przy pewnym ich nagromadzeniu mogą powstać warunki do ich kondensacji, wzajemnego oddziaływania chemicznego, a nawet, być może, do powstania substancji żywej. Sprawdzenie tych przypuszczeń chwilowo jest niemożliwe, mają one jednak zdaniem wielu badaczy duże cechy prawdopodobieństwa.

Analizując możliwość istnienia życia na Marsie, planecie najbardziej poznanej pod względem egzobiologicznym, przeprowadzono wiele doświadczeń laboratoryjnych, umieszczając różne organizmy żywe w pozorowanych marsjańskich warunkach środowiskowych. Szczególnie interesujące w tym względzie są badania S. M. Siegela i współpracowników, którzy przebadali w tych warunkach wiele organizmów wyższych, nie tylko rośliny, lecz również różne gatunki zwierząt. Stwierdzili oni, na przykład, że żółwie po 54-dniowym pobycie w powietrzu o ciśnieniu $0,1 \text{ kG/cm}^2$ (ciśnienie cząstkowe tlenu $0,02 \text{ kG/cm}^2$) zachowywały się zupełnie normalnie, a ich stan fizyczny nie odbiegał w większym stopniu od zwierząt kontrolnych. Wiele roślin rozwijało się prawidłowo w atmosferze z zawartością tlenu poniżej $0,1\%$ (ciśnienie cząstkowe tlenu mniej niż $0,01 \text{ kG/cm}^2$). Największą odporność na warunki beztlenowe stwierdzono w odniesieniu do żyta i ogórków, których pewne odmiany mogły rozwijać się i wytwarzać nasiona nawet w atmosferze ze śladową zawartością tlenu.

Podobnie dodatnie wyniki co do rozwoju i przeżywania organizmów ziemskich stwierdzono w warunkach działania innych czynników środowiska marsjańskiego. Niektóre drobnoustroje i rośliny mogły rozwijać się nawet na skrajnie odwodnionym podłożu, zawierającym podobną wilgotność, jaką przewiduje się dla gleby marsjańskiej. Analizując wpływ promieniowania kosmicznego i ultrafioletowego wykazano ochron-

ne działanie przed uszkodzeniem tymi czynnikami występujących na Marsie burz piaskowych. Ponadto, pokrycie warstwą piasku znakomicie izoluje przed wpływami termicznymi.

Obecność życia na Marsie mogą potwierdzić także wyniki niektórych obserwacji astronomicznych. Systematyczne sezonowe zmiany zabarwienia mórz Marsa uważają niektórzy za zmiany barwy roślin. Analiza widma promieniowania wykazuje obecność słabego pasma absorpcyjnego w miejscu właściwym dla chlorofilu, a także w zakresie długości fal $3,4-3,7$ mikronów, charakterystycznej dla różnych innych związków chemicznych pochodzenia ograniczonego. Polaryzacja światła odbitego od powierzchni mórz marsjańskich zmienia się z porami roku, co może wskazywać na obecność kolonii szybko rozmnażających się organizmów. Po silnych burzach, w czasie których pokryte zostają warstwą piasku pola zmieniające sezonowo zabarwienie, w krótkim czasie następuje odnowienie tego zabarwienia. Można to tłumaczyć obecnością roślin, które rozrastając się przebijają się przez pokrywający je piasek. Należy jednak podkreślić, że wszystkie zaobserwowane zjawiska, które mogą wskazywać na obecność życia na Marsie, można również tłumaczyć z wykluczeniem ich biologicznego charakteru. Są to więc bardzo niepewne przesłanki, krytykowane ostatnio, które jeszcze wymagają dodatkowego potwierdzenia.

Odmianą próbą, zdążającą do wykazania możliwości istnienia życia na innych planetach, są badania sposobu powstawania substancji żywej. Jak dotąd, w warunkach laboratoryjnych udało się wytworzyć wiele substancji organicznych, jednak żadna z nich nie ma cech substancji żywej. Dla egzobiologii szczególnie interesujące są badania modeli praatmosfery i sposobów powstawania w niej substancji organicznych. Na przykład, w mieszaninie gazowej zawierającej NH_3 , H_2O i CH_4 uzyskano drogą wyładowań elektrycznych liczne aminokwasy. Podobne efekty uzyskano działając na tę mieszaninę promieniowaniem ultrafioletowym i jonizującym. Można dopuścić powstanie z tych aminokwasów większych cząsteczek, polipeptydów, a nawet białek, na drodze kondensacji i reakcji chemicznej. W podobny sposób uzyskano doświadczalnie puryny, pirymidyny, cukry proste i złożone, kwasy tłuszczowe, tłuszcze i inne substancje organiczne. Większość z tych związków wymagała dla swojego powstania płynnego podłoża w postaci wody lub amoniaku, a także odpowiedniego zakresu temperatur. Istnienie takich warunków można jednak dopuścić na niektórych planetach, podobnie jak to miało miejsce w pierwszym okresie rozwoju Ziemi.

Substancje organiczne nie oznaczają jeszcze organizmów żywych. Dla ich powstania konieczne są polimery samoreprodukujące się, którymi, zgodnie z powszechnie panującym poglądem, mogły być jedynie kwasy nukleinowe. Związki te replikują się doskonale, natomiast obecnie spotykane białka nie mają zdolności reprodukcji. Warunki potrzebne do chemicznej reprodukcji nie są jeszcze poznane, zwłaszcza dla reprodukcji bez udziału biokatalizatorów, których obecności w pierwotnym ognisku powstawania życia trudno dopuścić. Zagadnienie to czeka na wyjaśnienie, które w najbardziej pewny sposób byłoby przeprowadzone po znalezieniu na innych planetach ognisk pierwotnego życia.

Inną przesłanką, mającą wskazywać na możliwość istnienia życia na obcych planetach, są tzw. chondryty węglowe, czyli pewien typ meteorytów z zawartością węgla dochodzącą do około 5%. Nazwa ich pochodzi od promieniście zbudowanych kolistych skupień krystalicznych, czyli chondrów, które w tych meteorytach występują. Szczegółowe badania chondrytów węglowych wykazały, że występuje w nich, podobnie jak w innych meteorytach, część krzemionowa, wolny metal i siarczek żelaza, a ponadto węgiel, woda i związki organiczne. Wśród tych ostatnich stwierdzono kwasy organiczne, metyl, amidy, węglowodory alifatyczne i aromatyczne, purynę, a nawet aminokwasy. Wiek chondrytów, obliczony za pomocą ^{40}Ar , wynosi 1,5—4,5 mld lat, a czas przebywania w przestrzeni kosmicznej, obliczony za pomocą ^{21}Ne , wynosi 1,6—5,6 mln lat.

W niektórych chondrytach, jak na przykład w Murray, Orgueil, Ivuna, Migei, odkryto twory o regularnych kształtach, podobnych morfologicznie do bakterii. R. Anders nazwał je elementami zorganizowanymi, wyrażając przypuszczenie, że są one pozostałościami nieznanymi form życia. Szczegółowe badania wykazały jednak, że są to twory tylko zewnętrznie przypominające drobnoustroje, będąc kryształami niektórych minerałów (troilit, magnetyt) lub przechłodzonymi kroplami siarki i węglowodorów. Dotychczas nie uzyskano żadnych potwierdzeń, że mamy tu do czynienia z pozaziemskimi formami życia. Natomiast obecność w chondrytach związków organicznych nie przesądza sprawy o ich pochodzeniu, które może być również abiogenne.

Rozwój astronautyki otworzył nowe perspektywy prowadzenia badań egzobiologicznych. Powstała możliwość prowadzenia tych badań bezpośrednio na planetach, na których podejrzewa się istnienie ognisk życia. Badania te można już obecnie prowadzić za pomocą specjalnie do tego przystosowanych, zdalnie sterowanych urządzeń, które zebrane informacje będą mogły przekazywać na Ziemię. Są również wszelkie szanse rozszerzenia udziału człowieka w takich badaniach, podobnie jak to ma miejsce w przypadku Księżyca, gdzie astronauta po wylądowaniu sami wykonywali szereg badań. Wstępne rozpoznanie zawsze jednak będzie należeć do automatycznych urządzeń przeniesionych na powierzchnię badanej planety.

Dotąd opracowano już wiele różnych wersji urządzeń do badań egzobiologicznych, które działałyby w sposób zautomatyzowany na odległych planetach. Do najbardziej znanych należą amerykańskie „Guliwery” i radzieckie bioelementy. Wspólna zasada pracy wszystkich tych urządzeń opiera się na założeniu, że pod względem statystycznym spotkanie mikroorganizmu jest znacznie mniej prawdopodobne niż mikroorganizmów, które mogą się w 1 cm³ gleby znajdować w liczbie milionów egzemplarzy. W związku z tym urządzenia do zdalnego wykrywania życia powinny

być ukierunkowane na badanie drobnoustrojów. Można tego dokonać poprzez mikroskopową analizę próbek gleby i tego rodzaju urządzenie, przekazujące telemetrycznie obraz próbki pobranej przez siebie i odpowiednio przygotowanej, zostało opracowane do ewentualnego zastosowania na Marsie.

Znacznie lepsze efekty daje określenie zmian składu gazów wytwarzanych przez pobraną próbkę. Z życiem nierozzerwalnie wiąże się proces przemiany materii, w wyniku którego wytwarzane są gazowe produkty rozpadu. W organizmach ziemskich głównym takim produktem jest dwutlenek węgla. W doświadczeniu egzobiologicznym więc, odpowiednio przygotowana pożywka byłaby „skażona” próbką gleby. Jeżeli w tej próbce znajdują się drobnoustroje, będą się one nadal rozwijać na pożywce, wytwarzając gazowe produkty przemiany materii. Analiza składu gazowego, na przykład chromatografem gazowym lub w przypadku znakowania pożywki radioizotopami — detektorem promieniowania, pozwoli nie tylko stwierdzić obecność drobnoustrojów, lecz nawet określić w pewnym sensie ich właściwości*.

Aktywność metaboliczną drobnoustrojów można zmierzyć również innymi sposobami. W zaproponowanej przez W. Vishniaca tzw. „wilczej pułapce” (wolf trap) dokonywane są pomiary zmian odczynowości pożywki (pH) lub jej przejrzystości. Obecność węglowodorów i innych składników organicznych w próbce gleby przewiduje się za pomocą spektrografu masowego. J. Lederberg opracował urządzenie, zwane multiwatorem, gdzie dokonywane są pomiary różnych procesów życiowych drobnoustrojów, jak aktywność enzymatyczna (fosfatazy), transport substancji przez membranę komórkową, aktywność optyczna itp.

Definitywna ocena właściwości ewentualnych drobnoustrojów, które zostaną znalezione na obcej planecie, może być dokonana tylko przez zbadanie jej przez człowieka. W tym celu konieczne będzie wylądowanie astronauty na obcej planecie lub pobranie na niej próbki gleby i przywiezienie jej przez automatyczną sondę, jak to miało miejsce w przypadku Księżyca. Po dostarczeniu próbki na Ziemię można będzie w warunkach laboratoryjnych dokładnie ją ocenić, a zwłaszcza określić stopień zagrożenia organizmów ziemskich przez pozaziemskie formy życia.

Zagadnienia egzobiologiczne są często dyskutowane. W gronie pracowników nauki można spotkać różne stanowiska — od naidmiernie entuzjastycznego do skrajnie negatywnego. Dziś trudno jeszcze ocenić perspektywy rozwoju egzobiologii i jej osiągnięcia, a zwłaszcza ich ważność dla całej nauki. Niemniej, egzobiologia nie jest już fantazją, jest konkretną dziedziną nauki, mającą swoje osiągnięcia. Nie można nie uwzględnić jej w planach badawczych astronautyki, a zwłaszcza w projektach lądowania człowieka na innej planecie.

* Program „Viking” (przyj. redakcji).

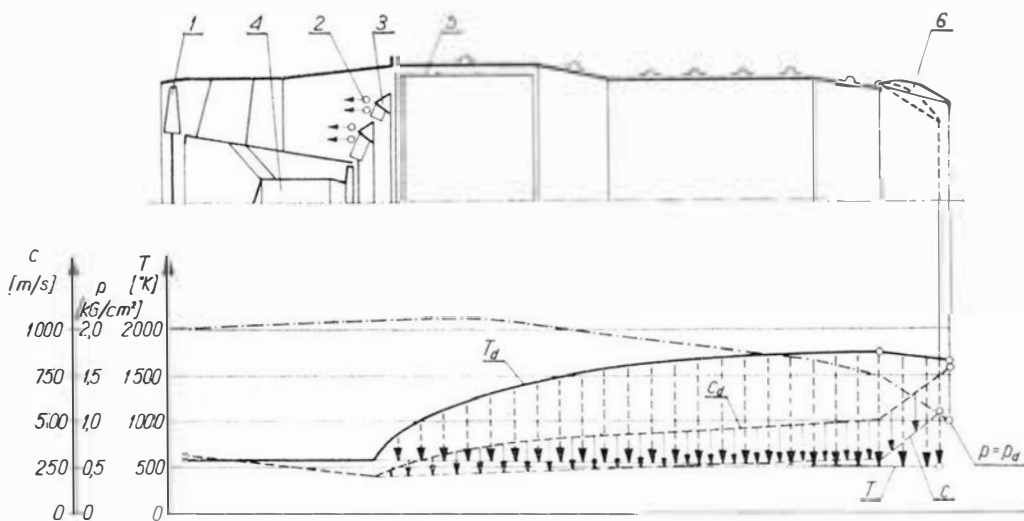
W artykule omówiono właściwości silników odrzutowych zaopatrzonych w dopalacz jako środek krótkotrwałego zwiększenia ciągu. dokonano przeglądu stosowanych obecnie układów konstrukcyjnych dopalaczy, omówiono problemy regulacji dysz wylotowych i zwrócono uwagę na właściwości eksploatacyjne silników wyposażonych w dopalacze.

DOPALACZE WSPÓŁCZESNYCH SILNIKÓW ODRZUTOWYCH

Dopalacze stanowią powszechne wyposażenie zespołów napędowych samolotów bojowych, gdyż umożliwiają skrócenie drogi startu, zwiększenie prędkości wznoszenia samolotu i zwiększenie pułapu oraz ułatwiają (niekiedy wręcz umożliwiają) przekroczenie prędkości dźwięku. Znajdują one również zastosowanie w naddźwiękowych samolotach pasażerskich i transportowych, takich jak: „Concorde”, Tu-144 czy Boeing 2707.

Na rysunku 1 przedstawiono schemat dopalacza silnika stanowiącego napęd współczesnego samolotu nad-

W tym samym stosunku wzrośnie naturalnie i całkowity ciąg wytwarzany przez silnik. Zmiana pola przekroju minimalnego dyszy (od F_{min} przy pracy bez dopalania do F_{mind} przy pracy z dopalaniem) konieczna do izolacji zespołu turbina-sprężarka od wpływów dopalania daje jednocześnie możliwość wykorzystania jej do regulacji parametrów silnika. Na rysunku 2 zestawiono zależność regulowanych parametrów silnika z dwuzespołową sprężarką: ciągu R prędkości obrotowej zespołu niskiego ciśnienia \bar{n}_n oraz wysokiego ciśnienia \bar{n}_w od wielkości pola prze-



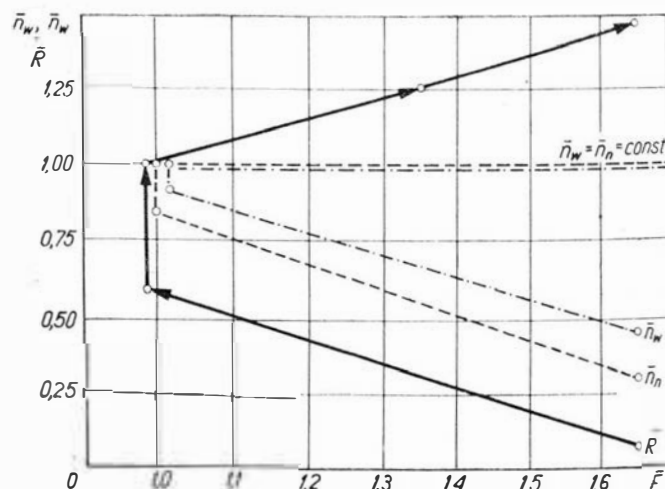
1. Schemat konstrukcyjny dopalacza wraz ze zmianą parametrów gazu wzdłuż kanału przepływowego: 1 — turbina, 2 — rozpylacze, 3 — stabilizatory płomienia, 4 — komora rozruchowa, 5 — ekran, 6 — kłapy regulacji przekroju dyszy
 c, T, p — parametry podczas pracy bez dopalania
 c_d, T_d, p_d — parametry podczas pracy dopalacza

dźwiękowego. Na tym samym rysunku umieszczono wykres zmian podstawowych parametrów strumienia (temperatury całkowitej T , ciśnienia statycznego p oraz prędkości c) wzdłuż dopalacza. Przy pracującym dopalaczu kłapy dyszy wylotowej są na tyle rozwarte, aby przez ten sposób zwiększony przekrój mógł nastąpić wypływ gazów o podwyższonej temperaturze $T_d = T + \Delta T_d$ przy nie zmienionym ciśnieniu $p_d = p$. Wskutek wzrostu temperatury prędkość wypływu gazów z dyszy wzrośnie w przybliżeniu w stosunku:

$$\frac{c_{wd}}{c_w} \approx \frac{F_{mind}}{F_{min}} \approx \sqrt{\frac{T_d}{T}}$$

gdzie:

c_w — prędkość w przekroju wylotowym dyszy zbieżnej,
 d — indeks oznaczający parametry podczas dopalania,
 F_{min} — pole minimalnego przekroju dyszy wylotowej.



2. Zależność prędkości obrotowych i wytwarzanego ciągu turbinowego silnika odrzutowego z dwuzespołową sprężarką od wielkości pola przekroju wylotowego dyszy

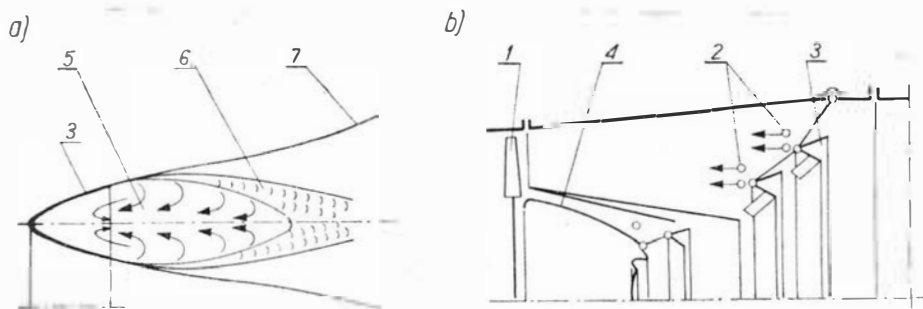
kroju minimalnego dyszy wylotowej silnika. Wykresy zbudowano w oparciu o dane współczesnych silników samolotów naddźwiękowych. Praca silnika na biegu jałowym przy skrajnie rozwartych kłapach dyszy wylotowej ułatwia rozruch oraz umożliwia przyjęcie stosunkowo dużych wartości prędkości obrotowych, co zmniejsza zużycie paliwa i skraca czas przyspieszenia silnika w czasie startu; rozwarne kłapy zmniejszają poza tym ciąg przy lądowaniu, co z kolei przyczynia się do skrócenia dobiegu samolotu. Wykresy na rysunku 2 zbudowano dla silnika, w którym nominalne i maksymalne warunki pracy osiągane są przy jednakowej powierzchni pola dyszy wylotowej — ostatnio jednak stosuje się coraz częściej zasadę regulacji $n_{nom} = n_{max}$, przy której różne wartości ciągu uzyskuje się drogą zmiany wielkości pola F_{min} i jednoczesnej regulacji temperatury przed turbiną (przez zmianę wydatku paliwa). Oczywiście w takim przypadku — warunki nominalne osiąga się przy częściowym rozwarciu kłap dyszy wylotowej.

We współcześnie eksploatowanych silnikach stosuje się coraz powszechniej dopalacze z możliwością ciągłej regulacji wytwarzanego przyrostu ciągu w granicach $\sim 10 \div 50\%$ jego wartości bez pracującego dopalacza, co polepsza ekonomię wykorzystania silnika i ułatwia pilotowi sterowanie samolotem.

Problemy spalania i stabilizacji płomienia

Zapewnienie statecznego i pełnego spalania paliwa stanowi jedno z podstawowych wymagań stawianych konstrukcjom dopalaczy. Trudności w tym względzie

mieszczania się czoła płomienia bez obawy o jego zdmuchiwanie (gaśnięcie). Na rysunku 3 pokazano schemat elementarnego stabilizatora klinowego z zaznaczeniem obszarów zawirowania, mieszania oraz czoła płomienia. W celu wykorzystania w maksymalnym stopniu możliwości spalania w całym przekroju poprzecznym komory spalania dopalacza stosuje się układy wielostabilizatorowe. Na rysunku 3 przedstawiono schemat konstrukcji części dopalacza ze stabilizatorami silnika stanowiącego napęd nowoczesnego samolotu naddźwiękowego. Konstrukcja ta umożliwia dwustopniowe dopalanie metodą kolejnego włączania do pracy rozpylaczy rozmieszczonych w części centralnej oraz peryferyjnej komory dopalacza. Powierzchnie stabilizatorów pierścieniowych są w tym rozwiązaniu powiększone o promieniowo biegnące ich odgałęzienia (stabilizatory promieniowe) o tym samym kształcie przekroju poprzecznego. Ściany dopalacza chroni się przed oddziaływaniem wysokich temperatur strumienia gazów za pomocą osłon (ekranów). Przez pierścieniową szczelinę między ścianą i osłoną przepływają stosunkowo chłodne gazy nie biorące udziału w procesie dopalania i wytwarzają tym samym warstwę izolacyjną. Nierównomierność rozkładu mieszanki palnej za stabilizatorami oraz brak identyczności warunków dla jej spalania w różnych punktach przekroju poprzecznego komory wywołuje możliwość pojawienia się pulsacji parametrów strumienia, przebiegających tak w kierunku promieniowym jak i obwodowym (zaznaczono je na na rys. 4 strzałkami). W celu tłumienia tych pulsacji ekrany wykonywane są z blachy pofalowanej z otwo-

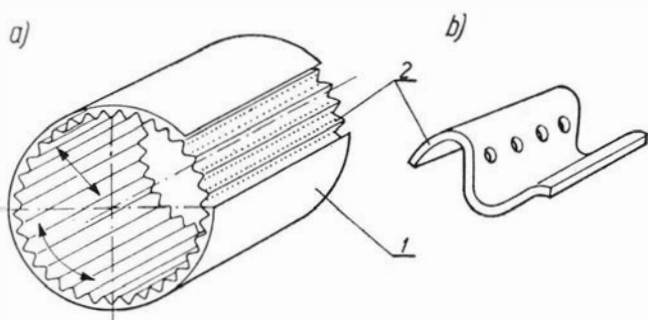


3. Konstrukcja stabilizatorów płomienia dopalaczy: a — stabilizator elementarny, b — rozmieszczenie stabilizatorów w strefie dyfuzora komory dopalacza; 1 — turbina, 2 — rozpylacze paliwa, 3 — stabilizator (pierścieniowy), 4 — komora rozruchowa, 5 — strefa prądów zwrotnych, 6 — strefa mieszania, 7 — czoło płomienia

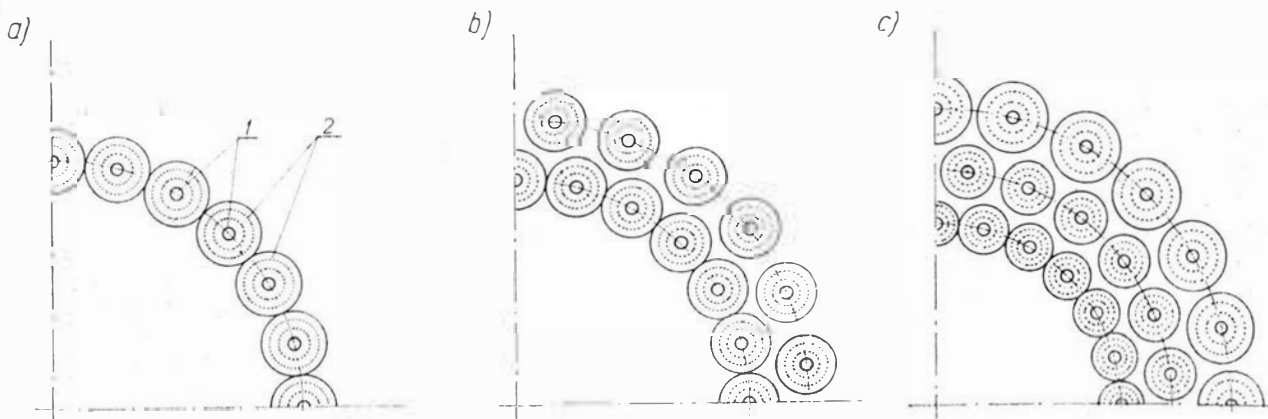
są związane z dużymi prędkościami przepływu strumienia przez dopalacz i pokonanie ich wymaga stosowania specjalnych stabilizatorów płomienia. Ich zadanie polega na lokalnym (w obszarze stabilizatorów) zmniejszeniu osiowej składowej prędkości przepływu strumienia do wartości równej prędkości prze-

rami. Pofalowania tłumią pulsacje w kierunku obwodowym, zaś otwory — w obydwu kierunkach. Zmiana długości ekranu pozwala także na zmianę częstotliwości drgań własnych komory dopalacza.

Oddzielne zagadnienie stanowi problem doprowadzania paliwa do komory spalania dopalaczy. Dla zachowania równomiernego składu mieszanki w całym przekroju poprzecznym komory najkorzystniej byłoby doprowadzać paliwo możliwie daleko przed stabilizatorami (tuż za turbiną lub przed turbiną z uwzględnieniem okresu zwłoki zapłonu), jednakże sposób powyższy prowadzi do tworzenia się zbyt ubogich mieszanek w strefie stabilizatorów, co utrudnia rozruch, uniemożliwia spalanie paliwa w obszarze poza strefą działania stabilizatorów i prowadzi do zmniejszenia stateczności spalania, szczególnie podczas włączania dopalacza na większych wysokościach. Stąd powszechnie stosuje się doprowadzanie paliwa przed stabilizatory w takiej odległości od stabilizatorów, aby mogło ono całkowicie odparować do chwili osiągnięcia



4. Schemat konstrukcji ekranu izolująco-tłumiącego: 1 — ściana komory dopalacza, 2 — ekran



5. Stosowane schematy rozmieszczenia rozpylaczy paliwa w „dopalaczach: a — jednopięścienne, b — dwupięścienne, c — trzypięścienne

płaszczyzny rozmieszczenia stabilizatorów. Przeciwnieprądowy kierunek rozpylania polepsza jego jakość i skraca konieczną odległość rozpylaczy od stabilizatorów.

W celu zapewnienia możliwie równomiernego wypełnienia przekroju poprzecznego komory dopalacza mieszanką stosuje się w zależności od wielkości tego przekroju i liczby stabilizatorów rozmieszczenia rozpylaczy na jednym, na dwóch lub nawet na pięciu pierścieniowych kolektorach, co pokazano na rys. 5. W przypadku dwóch i większej liczby kolektorów rozpylacze rozmieszcza się w „zakasy”, tak dobierając wydatki i kąty rozpylania, aby nie następowało przekrywanie się obszarów rozpylania sąsiednich rozpylaczy.

Ze względu na konieczność uwzględniania wpływu różnych, często przeciwstawnych sobie, czynników większość parametrów geometrycznych dopalacza, w tym także liczba i wzajemne rozmieszczenie stabilizatorów oraz rozpylaczy, zostaje ustalona na podstawie wyników eksperymentów.

Należy także pamiętać, że rozbudowana komora dopalacza zwiększa opory aerodynamiczne układu wylotowego będące przyczyną pewnego zmniejszenia ciągu silnika przy wyłączonym dopalaczu (w stosunku do ciągu, który silnik wytworzyłby mając konwencjonalny układ wylotowy) oraz pociąga za sobą wzrost ciężaru i wymiarów (w szczególności osiowych) silnika. Dobrze opracowany dopalacz pozwala na utrzymanie strat ciągu w granicach $1,5 \div 2\%$.

Niektóre rozwiązania konstrukcji współczesnych dopalaczy

Konstrukcje dopalaczy, podobnie jak formy konstrukcyjne wszystkich lotniczych silników turbinowych, rozwijają się nieustannie. Motorem tego rozwoju jest dążenie do doskonalenia efektów stosowania dopala-

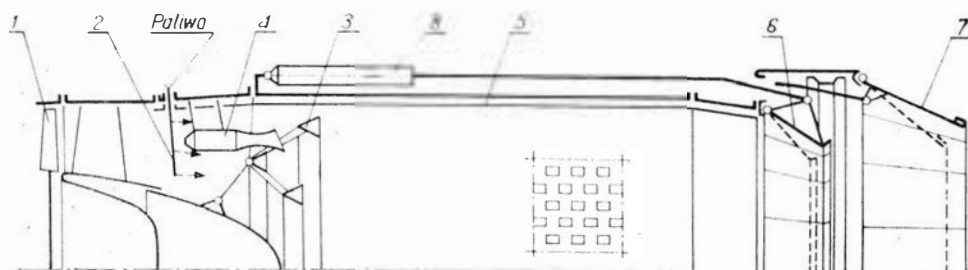
czy, to jest do uzyskiwania coraz to większych przyrostów ciągu i możliwości ciągłego (nie skokowego) ich regulowania, do zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa, do ograniczenia ciężaru i wymiarów konstrukcji dopalaczy, wreszcie do osiągania większych niezawodności i trwałości konstrukcji.

Podyktowany wymaganiami taktycznymi ciągły wzrost maksymalnych prędkości lotu oraz pułapu samolotów bojowych wprowadził do konstrukcji dopalaczy złożone układy regulacji charakterystycznych przekrojów dysz wylotowych.

Na rysunku 6 pokazano schemat konstrukcyjny dopalacza silnika General Electric J79 stanowiącego napęd samolotu „Phantom”. Dopalacz ten wyposażony jest w potrójny stabilizator pierścieniowy z klinowymi stabilizatorami promieniowymi. Na trzech pierścieniowych kolektorach (przed każdym ze stabilizatorów) rozmieszczono pracujące współprądowo rozpylacze, przy czym wszystkie kolektory mocowane są do ściany komory dopalacza. W strefie rozmieszczenia stabilizatorów znajdują się wyloty komór rozruchowych dopalacza (zwykle dwie, trzy na obwodzie). Do komór rozruchowych doprowadza się mieszankę paliwa z powietrzem pobranym w tym celu ze sprężarki (nie zanieczyszczonym), względnie w przypadku lotów wysokościowych — mieszankę paliwa z czystym tlenem, co gwarantuje niezawodny rozruch dopalacza. Strefa spalania dopalacza odizolowana jest od ściany nośnej komory ekranem z pofalowanej blachy.

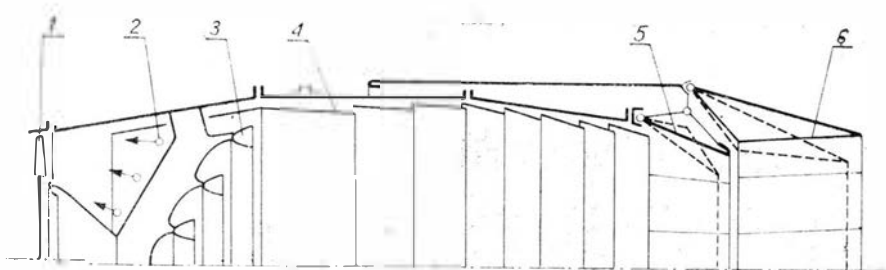
Dysza wylotowa silnika J79 ma możliwość regulowania pola przekroju minimalnego dyszy i wylotowego nasadki w zależności od żądanego przyrostu ciągu oraz prędkości i wysokości lotu samolotu.

Podobnie regulowaną dyszę wylotową nasadki w zależności od żądanego przyrostu ciągu oraz prędkości i wysokości lotu samolotu.

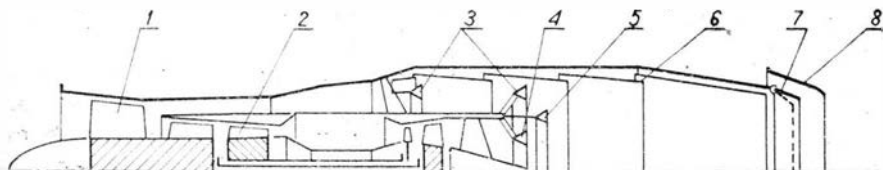


6. Schemat konstrukcyjny dopalacza silnika J79 firmy General Electric: 1 — turbina, 2 — rozpylacze, 3 — stabilizator płomienia, 4 — komora rozruchowa, 5 — ekran (z blachy pofalowanej), 6 — kłapy regulacji przekroju minimalnego, 7 — kłapy regulacji przekroju wylotowego nasadki, 8 — siłownik sterowania położenia kłap

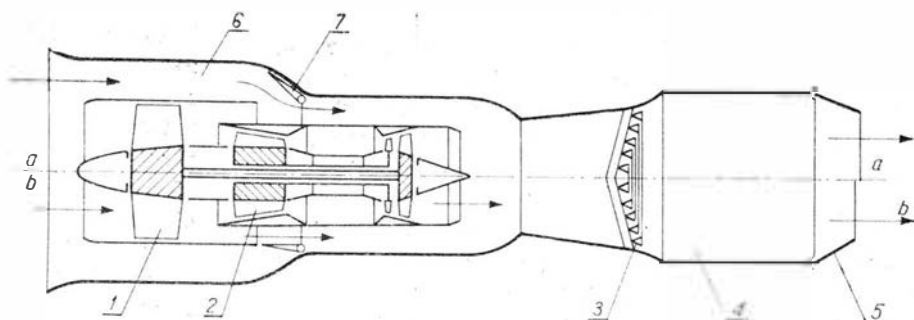
7. Schemat konstrukcji dopalacza silnika „Avon” firmy Rolls-Royce: 1 — turbina, 2 — rozpylacze paliwa, 3 — stabilizator płomienia, 4 — ekran, 5 — kłapy regulacji przekroju minimalnego dyszy, 6 — kłapy regulacji przekroju wylotowego nasadki



8. Schemat konstrukcji dwuprzepływowego silnika odrzutowego z dopalaczem: 1 — wentylator, 2 — sprężarka wysokiego ciśnienia, 3 — stabilizatory płomienia kanału zewnętrznego, 4 — stabilizator kanału wewnętrznego, 5 — stabilizator wspólny, 6 — ekran, 7 — kłapy dyszy wylotowej, 8 — nasadka eiekcyjna



9. Schemat silnika turbinowo-strumieniowego: a — silnik strumieniowy, b — dwuprzepływowy silnik odrzutowy z dopalaczem: 1 — wentylator, 2 — sprężarka, 3 — stabilizatory płomienia, 4 — komora spalania dopalacza, 5 — kłapy dyszy wylotowej, 6 — wlot silnika strumieniowego, 7 — kłapy sterowania strumieniem powietrza



Podobnie regulowaną dyszę wylotową posiada dopalacz jednej z wojskowych wersji silnika Rolls-Royce „Avon”. Schemat konstrukcji dopalacza tego silnika przedstawia rys. 7. Na uwagę zasługuje jego mała długość względna i „schodkowy” układ blach ekranujących — podobny konstrukcyjnie do niektórych rozwiązań rur żarowych głównych komór spalania lotniczych silników turbinowych. Kłapy regulacji pola przekroju minimalnego dyszy i wylotowego nasadki nastawiane są niezależnie.

W związku z intensywnym rozwojem dwuprzepływowych silników odrzutowych i ich coraz szerszym zastosowaniem w lotnictwie bojowym obserwuje się również wprowadzanie dopalaczy i do takich konstrukcji. Wysoka ekonomia silników dwuprzepływowych przy stosunkowo dużej zwartości konstrukcji oraz bardzo duża procentowa zawartość tlenu w gazach wylotowych silnika (w komorze mieszania za turbiną) stwarza możliwość budowy dopalacza o dużym przyroście ciągu. Jako przykład podobnego zastosowania dopalacza może służyć zespół napędowy amerykańskiego samolotu F-111.

Na rysunku 8 pokazano schemat silnika dwuprzepływowego z dopalaczem, w którym spalanie może być realizowane w kanale przepływowym wewnętrznym, zewnętrznym i w strefie strumieni mieszanych. Według takiego schematu realizowano dopalanie w silniku SNECMA TF-306.

Stosowanie ekranów w dopalaczach silników dwuprzepływowych umożliwia zachowanie stosunkowo niskich temperatur w materiale ścian komory (opływanych tylko powietrzem z kanału zewnętrznego), co umożliwia uzyskiwanie bardzo lekkich konstrukcji,

nie ograniczających warunków lotu czy pracy silnika bezpośrednio po wyłączeniu dopalacza. W silnikach jedno-przepływowych ograniczenia takie są często wprowadzane w celu uniknięcia niebezpieczeństwa zgniecenia komory dopalacza po jego wyłączeniu (i zmniejszeniu prędkości obrotowej wirników) na skutek wzrostu różnicy ciśnień działających na ścianki przy obniżonej ich sztywności (w wyniku nagrzania)*. Stosowanie turbinowego napędu odrzutowego, a zwłaszcza silników dwuprzepływowych z odpowiednio ukształtowanymi dopalaczami, stwarza bardzo zachęcające perspektywy zastosowania podobnych napędów w samolotach o bardzo dużych prędkościach lotu (przy liczbach Macha rzędu $Ma = 7$). Schemat na rys. 9 przedstawia sugestie firmy Rolls-Royce w tym względzie. Silnik dwuprzepływowy wyposażony jest w specjalną komorę spalania za strefą mieszania obu strumieni, w której odbywać się może dodatkowe spalanie paliwa powodujące krótkotrwałe zwiększenie ciągu silnika (jak w klasycznym dopalaczu) do prędkości lotu odpowiadających liczbom Macha $Ma = 3,5$ (dolna część rysunku — rys. 9). W zakresie większych prędkości lotu silnik turbinowy wyłącza się z jednoczesnym otwarciem kłap (7), a komora (4) pracuje wówczas jako komora silnika strumieniowego. Kłapy dyszy wylotowej umożliwiają regulację jej przekroju wylotowego.

* W dopalaczu ciśnienie spadnie do wartości bliskiej p_H , a ciśnienie zewnętrzne będzie miało wartość $\sim p_{CH}$ (np.: przy $Ma = 2,5$ ciśnienie całkowite wyniesie $p_{CH} \approx 17 p_H$).

Dokończenie w następnym numerze

METODY POMIARU TEMPERATURY PŁOMIENIA

Przed omówieniem metod pomiaru temperatury płomienia należy bliżej określić, jakie własności charakterystyczne ma płomień i kiedy można jednoznacznie zdefiniować jego temperaturę.

Płomień jest wynikiem egzotermicznej reakcji chemicznej i charakteryzują go następujące cechy:

- efekt świetlny
- przyrost temperatury
- jest związany z reakcją utleniania.

Nie wszystkie wyżej wymienione cechy występują łącznie, np. a) płomień wodoru spalającego się w powietrzu jest przezroczysty; b) przy spalaniu węglowodorów występują zimne płomienie o temperaturze 200—400 °C, podobnie fosfor i pewne pary związków organicznych spalają się również zimnym płomieniem; c) do reakcji nie zawsze potrzebny jest tlen: węglowodory z chlorem i fluorem reagują podobnie jak z tlenem, dając w efekcie przyrost temperatury i emisję świetlną, a w produktach występują te same spektra cząsteczek dwuatomowych C_2 i CH [1].

Płomień jako przestrzeń, w której zachodzi reakcja chemiczna, może mieć charakter warstwy (płomień laminarny) lub objętości — warstwy o dużej grubości (płomień turbulentny). Nierównomierny rozkład stężenia reagujących cząstek w objętości płomienia powoduje jego nieizotermiczność.

Temperaturę gazu można jednoznacznie wyznaczyć tylko wtedy, gdy gaz jest w równowadze termodynamicznej. W stanie równowagi termodynamicznej podział energii na poszczególne rodzaje jest zgodny z prawem ekwipartycji, a stężenie cząstek i rozkład ich energii na poszczególne poziomy w zakresie każdego rodzaju energii (ruchu translacyjnego, rotacyjnego, wibracyjnego i energia elektronowa) określone są równaniem Maxwella-Boltzmannna [2].

Tak więc przy braku równowagi termodynamicznej układu temperatury: translacyjna, rotacyjna, wibracyjna i elektronowa nie są równe. Temperatury te nie są także równe tzw. temperaturze adiabatycznej płomienia, tj. temperaturze, którą obliczyć można z równań kinetyki chemicznej.

W przypadku temperatury płomienia istnieje duże prawdopodobieństwo pomiaru temperatury nie będącej temperaturą równowagi, ze względu na to, że równowaga mogła się jeszcze nie ustalić (reakcja w pełni nie została ukończona). Na przykład w przypadku metod opartych na promieniowaniu zmierzyc można temperaturę odpowiadającą natężeniu chemiluminescencji, która będzie wyższa od temperatury równowagi. Ścisłe biorąc, w płomieniu nigdy nie ma pełnej równowagi termodynamicznej. Przy pomiarze i wyborze metody pomiaru należy mieć na uwadze ten fakt i ograniczyć wynikające z niego błędy do możliwego minimum.

W artykule omówiono zasady najważniejszych metod pomiaru temperatury płomienia, a mianowicie metody oparte na zjawisku promieniowania, na efekcie termoelektrycznym i na procesach gazodynamicznych. Metody te znajdują zastosowanie m.in. w badaniach procesów spalania w silnikach lotniczych, zarówno tłokowych jak i turbinowych.

W artykule omówione zostaną podstawy eksperymentalnych metod pomiaru temperatury płomienia, z których wyróżnić można trzy główne grupy:

- 1) metody oparte na zjawisku promieniowania,
- 2) metody oparte na efekcie termoelektrycznym,
- 3) metody gazodynamiczne.

1. Metody oparte na promieniowaniu

Układ znajdujący się w równowadze termicznej emituje promieniowanie o ciągłym widmie, identycznym z widmem ciała doskonale czarnego o tej samej temperaturze. Płomień emituje jednak widmo dyskretnie, co jest dowodem braku pełnej równowagi. Metody spektralne, wykorzystujące zjawisko promieniowania, opierają się na dwu głównych założeniach: — izotermiczności płomienia (co najmniej na drodze promienia świetlnego),

— obecności stanu równowagi termodynamicznej.

Jest kilka metod opartych na zjawisku promieniowania płomienia. Poniżej zostaną omówione trzy z nich.

Metoda odwróconych linii spektralnych

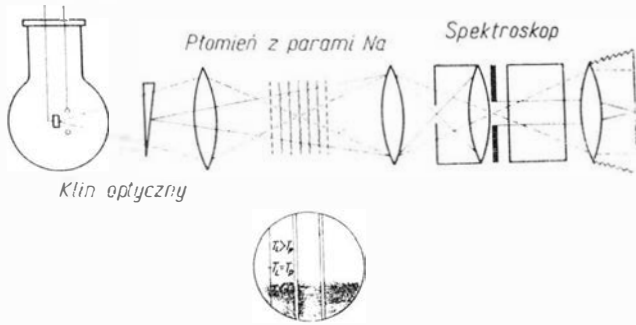
Metoda ta, rozwinięta pierwotnie jako metoda odwróconych linii sodu, opiera się — podobnie jak wszystkie metody spektralne — na prawie Kirchhoffa i prawie Wiena oraz wykorzystuje zjawisko absorpcji promieniowania przez sod (NaD). Zasada, na której opiera się omawiana metoda jest następująca.

Jeżeli wiązka światła o widmie ciągłym przechodzi przez obszar par sodu, wówczas linie spektralne zostają zaciemnione lub rozjaśnione na tle jasnego lub ciemnego ciągłego widma promieniowania wiązki, w zależności od tego, czy temperatura źródła światła jest wyższa czy niższa od temperatury par sodu. Prążki sodu są niewidoczne w przypadku równości tych temperatur. W metodzie tej źródłem światła jest lampa wstęgowa (np. tungstenowa), a pary sodu obecne są w płomieniu wskutek posiewu soli kuchennej.

Metoda ta została zastosowana po raz pierwszy przez Kulbrauma (1902 r.) i Ferry'ego (1903 r.) [3]. Na rysunku 1 przedstawiono schemat aparatury do pomiaru tą metodą, zmodyfikowanej nieco w stosunku do aparatury wymienionych dwu badaczy, z zapisem fotograficznym.

Wiązka światła o ciągłym widmie emitowana z lampy zostaje najpierw przepuszczona przez klin optyczny, powodujący zmianę natężenia wiązki, a następnie przechodzi przez płomień, w którym obecnie są pary sodu, po czym kierowana jest do spektroskopu. Na ekranie spektralnym widoczne są linie dubletu sodowego NaD , częściowo ciemne, a częściowo jasne. Punkt

Lampa tungstenowa



1. Schemat aparatury do pomiarów temperatury płomienia za pomocą metody odwróconych linii spektralnych

przejścia odpowiada temperaturze jasności lampy (tj. temperaturze, dla której natężenie promieniowania lampy równa się natężeniu promieniowania ciała doskonale czarnego o tej samej długości fali) $T_L = T_P$. Zgodnie z prawem Kirchhoffa, natężenie promieniowania o długości fali λ odpowiadające temperaturze $T_L = T_P$ jest równe sumie natężenia promieniowania płomienia i tego promieniowania lampy, które przeszło przez płomień i nie zostało pochłonięte:

$$I(\lambda, T_L) = I_P(\lambda, T_P) + (1 - \alpha) I(\lambda, T_L) \quad (1)$$

gdzie:

- I_L — natężenie promieniowania lampy,
- I_P — natężenie promieniowania płomienia,
- α — współczynnik absorpcji płomienia.

Temperaturę jasności T_P określić można następnie z prawa Wiena, wiążącego natężenie promieniowania I z jednostki powierzchni dF na długości fali $d\lambda$ z temperaturą jasności T :

$$I = C_1 \lambda^{-5} e^{-C_2/\lambda T} \quad (2)$$

Do obliczenia temperatury płomienia uwzględnić należy dwie poprawki, a mianowicie:

- poprawkę uwzględniającą różnicę między temperaturą jasności a temperaturą rzeczywistą włókna lampy,
- straty energii promienistej w soczewkach wskutek odbić.

Aparatura wykorzystana w tej metodzie może być stosowana tylko do pomiarów płomienia nieruchomego.

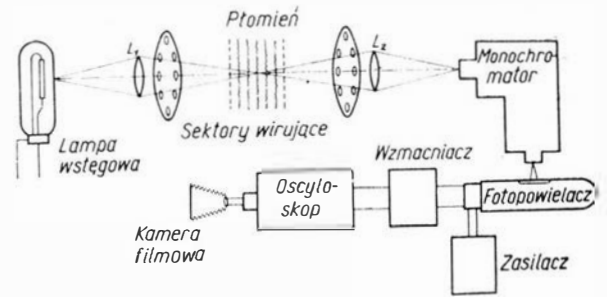
Inny wariant aparatury wykorzystywanej w metodzie odwróconych linii spektralnych, tzw. aparatura z sektorami wirującymi, został przedstawiony na rys. 2.

Aparatura ta pozwala na bardzo szybki pomiar temperatury płomienia (10^{-4} s). Zasada działania przyrządu nie opiera się na uzyskiwaniu temperatury punktu odwrócenia linii spektralnych, lecz polega na: — pomiarze natężenia promieniowania lampy wzorcowej

$$Y_1 = I(\lambda, T_L) = \epsilon C_1 \lambda^{-5} e^{-C_2/\lambda T_L^0} \quad (3)$$

gdzie:

- ϵ — współczynnik emisji lampy,
- T_L^0 — temperatura rzeczywista lampy,
- pomiarze natężenia lampy wzorcowej i płomienia łącznie:



2. Schemat aparatury z sektorami wirującymi do pomiarów za pomocą metody odwróconych linii spektralnych

$$Y_2 = I(\lambda, T_L)(1 - \alpha) + I(\lambda, T_P^0) = C_1 \lambda^{-5} e^{-C_2/\lambda T_L^0}(1 - \alpha) + \alpha C_1 \lambda^{-5} e^{-C_2/\lambda T_P^0} \quad (4)$$

gdzie:

- T_P^0 — temperatura rzeczywista płomienia,
- α — współczynniki absorpcji płomienia,

— pomiarze natężenia promieniowania badanego płomienia:

$$Y_3 = I(\lambda, T_P) = \alpha C_1 \lambda^{-5} e^{-C_2/\lambda T_P^0} \quad (5)$$

Z równań (3—5) można określić temperaturę rzeczywistą płomienia:

$$T_P^0 = T_L : \left[1 + \frac{\lambda T_L}{C_2} \ln \left(1 + \frac{Y_1 + Y_2}{Y_3} \right) \right] \quad (6)$$

Wielkość Y_1 można mierzyć przed rozpoczęciem właściwych pomiarów temperatury płomienia, w czasie których określa się Y_2 i Y_3 . Działanie aparatury wymaga niewielu wyjaśnień: sektory wirujące powodują niemal ciągłą zmianę natężenia promieniowania, do którego proporcjonalny jest fotopąd w fotopowielaczu i w konsekwencji wychylenie plamki oscyloskopu. Monochromator powoduje wybranie z pełnego widma promieniowania tylko tego promieniowania, którego długość fali odpowiada długości fali promieniowania dubletu sodowego. Wychylenie plamki fotografowane jest na taśmie.

Istnieją jeszcze inne rozwiązania aparatury służącej do pomiaru temperatury płomienia za pomocą metody odwróconych linii spektralnych. Zostały one częściowo opisane w pracach [3] i [4].

Niedokładność pomiaru za pomocą opisanej wyżej metody jest spowodowana następującymi przyczynami:

- koncentracja par sodu jest większa w bardziej gorących strefach płomienia, co powoduje, że natężenie promieniowania emitowanego przez te strefy jest większe niż średnie natężenie promieniowania dla całego płomienia,
- nieizotermiczność płomienia powoduje, że promieniowanie emitowane ze źródła jest pochłaniane przez strefy zimniejsze płomienia na jego peryferiach od strony spektroskopu, a stąd mniejsza wartość zmierzonej temperatury.

Tą ostatnią przyczynę można usunąć stosując aparaturę o większej zdolności rozdzielczej, która uśrednia wartość mierzonej temperatury tylko na drodze promienia świetlnego [3] oraz wprowadzając odpowiednie poprawki [5].

Dokładność metody Gaydon [1] ocenił na $\pm 10^\circ\text{C}$ (w zakresie od 1500°C do 2300°C) i na $\pm 5^\circ\text{C}$ (w zakresie poniżej 1500°C).

Metoda oparta na pomiarze promieniowania całkowitego

Idea metody pomiaru została podana na rys. 3, przedstawiającym schemat pirometru optycznego (Hett i Gilstein). Przedmiotem pomiaru jest natężenie promieniowania płomienia:

$$I = \epsilon I_b = C_1 \lambda^{-5} e^{-C_2/\lambda T} \quad (7)$$

gdzie:

I_b — natężenie promieniowania ciała doskonale czarnego o temperaturze T ,

ϵ — współczynnik emisyjności płomienia.

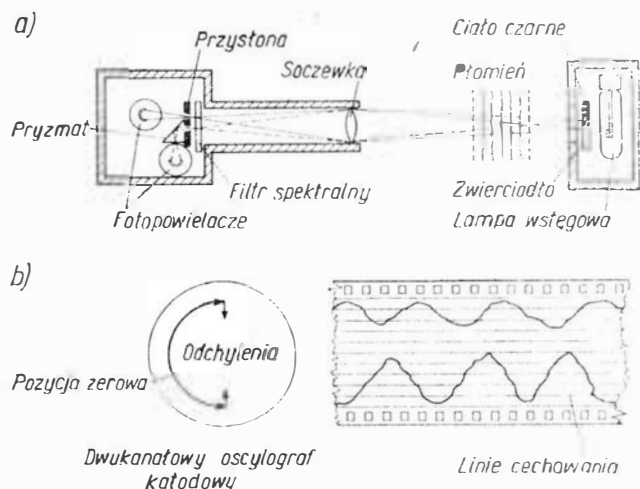
Jednym ze sposobów określania ϵ jest pomiar stosunku natężenia promieniowania płomienia i jego obrazu odbitego w zwierciadle oraz natężenia promieniowania tylko samego płomienia. Wartość ϵ wynosi:

$$\epsilon = \frac{r_\lambda + 1 - R_\lambda}{r_\lambda}$$

gdzie:

r_λ — współczynnik odbicia zwierciadła,

R_λ — stosunek natężenia promieniowania odbitego w zwierciadle od nie odbitego [3]. W dolnej części rys. 3 podano zapis na taśmie oscylograficznej natężenia



3. Pomiar temperatury za pomocą pomiaru promieniowania całkowitego: a) pirometr fotoelektryczny, b) zapis pomiaru

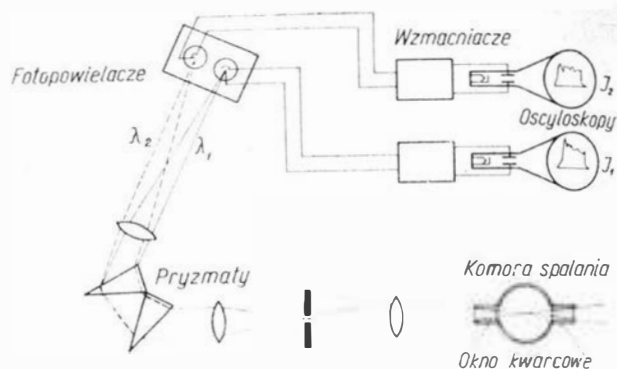
promieniowania płomienia i natężenia promieniowania płomienia łącznie z natężeniem promieniowania jego obrazu odbitego w zwierciadle. Linie proste są liniami skalowania.

Użycie pirometru optycznego wymaga ciągłego widma promieniowania płomienia. Nie zawsze wymaganiem tym może sprostać płomień. Z tego względu stosuje się umieszczenie w nim drucika lub cząstek ciała stałego (dymu).

Metoda dwubarwnej pirometrii

Metoda ta służy do pomiaru szybkozmiennych temperatur płomienia. Na rysunku 4 podano schemat ideowy aparatury do pomiaru temperatury płomienia w komorze spalania silnika tłokowego (opracowanej przez Uyeharę).

Wiązka światła przenikająca przez kwarcowe okno komory rozszczepiona jest w układzie pryzmatów;



4. Schemat aparatury opartej o zasadę dwubarwnej pirometrii

promieniowanie w zakresie widma widzialnego o dwu różnych długościach fal λ_1 i λ_2 wzbudza fotoprąd w dwu fotopowielaczach, do którego proporcjonalne są odchylenia plamek oscyloskopów. Wynikiem pomiaru są przebiegi natężeń promieniowań o dwu długościach fal (stąd dwubarwna pirometria), a po odpowiednim wyskalowaniu — temperatury im odpowiadające.

Natężenie promieniowania ciała niedoskonale czarnego o emisyjności ϵ_λ i temperaturze T odpowiadające natężeniu promieniowania ciała doskonale czarnego o temperaturze T_A jest określone związkami:

$$\epsilon_\lambda C_1 \lambda^{-5} e^{-C_2/\lambda T} = C_1 \lambda^{-5} e^{-C_2/\lambda T_A} \quad (8)$$

skąd:

$$\epsilon_\lambda = \exp \left[-\frac{C_2}{\lambda} \left(\frac{1}{T_A} - \frac{1}{T} \right) \right] \quad (9)$$

Z drugiej strony, emisyjność równa się liczbowo absorpcyjności, a stąd:

$$\epsilon_\lambda = 1 - e^{-k_\lambda L} \quad (10)$$

gdzie:

L — długość drogi optycznej w płomieniu,
 k — współczynnik absorpcji, który wg Hottela i Broughtona można określić związkami:

$$k_\lambda \cong \frac{k}{\lambda^a} \quad (k = \text{const}) \quad (11)$$

przy czym dla płomieni węglowodorów $a = 1,39$.

Z równań (9) i (10) przy wykorzystaniu (11) otrzymuje się równanie:

$$\frac{1}{T} = \frac{1}{T_A} + \frac{\lambda}{C_2} \ln (1 - e^{-kL/\lambda^a}) \quad (12)$$

Jeżeli T_1 i T_2 są temperaturami jasności odpowiadającej promieniowaniu monochromatycznemu o długości fali λ_1 i λ_2 otrzymuje się z (12) dwa równania z niewiadomymi T i kL . T jest właśnie szukaną temperaturą w komorze spalania, związaną z temperaturą ciała doskonale czarnego T_A równaniem (8). Metoda ta wymaga od płomienia ciągłego widma promieniowania i może błędnie zawiązać temperaturę wskutek obecności chemiluminescencji w płomieniach.

2. Metody oparte na zjawisku termoelektrycznym

Metody te oparte są na dobrze znanych zasadach, które nie będą tu omawiane. Główną wadą pojedynczej termopary jest błąd wynikający ze strat ciepła od drucika na drodze promieniowania. Pozostałe błędy, wynikające z faktu, że termopara mierzy temperaturę pośrednią między temperaturą całkowitą a statyczną oraz wskutek odprowadzania ciepła przez zamocowania termoelementów, są znacznie mniejsze i mogą być łatwo wyeliminowane.

Błąd wynikający z promieniowania może zostać wyeliminowany dzięki zastosowaniu tzw. termopary podwójnej [6]. Zasada jej działania jest następująca.

Przy pominięciu ciepła przez przewodzenie równanie bilansu ciepła dla termopary umieszczonej w gorącym gazie ma następującą postać:

$$C(T^+ - T_0) = \alpha(T_g - T) \quad (13)$$

gdzie:

T — temperatura spoiny,

T_g — temperatura gazu,

T_0 — temperatura ścian komory spalania,

α — współczynnik przejmowania ciepła,

C — stała.

Dla dwu drucików o średnicach d_1 i d_2 można napisać dwa równania (13), w których niewiadomymi są T_g , C , α_1 i α_2 . Ponieważ dla walca:

$$Nu \sim Re^m \quad (m > 0) \quad (14)$$

można otrzymać zależność:

$$\alpha \sim d^{m-1}$$

z której po wykorzystaniu równań (13) otrzymuje się rzeczywistą temperaturę gazu:

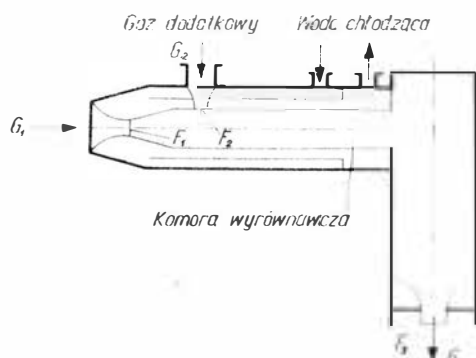
$$T_g = T_2 + \frac{T_1 - T_2}{1 - \left(\frac{d_2}{d_1}\right)^{m-1} \frac{T_1^4 - T_0^4}{T_2^4 - T_0^4}} \quad (15)$$

Ze względu na zaburzenia płomienia przez termoparę oraz możliwość dopalania się na jej drucikach termopara nie jest zbyt wygodna w pomiarze temperatury płomienia, oddaje natomiast duże usługi przy pomiarze temperatury spalin.

3. Metody gazodynamiczne

Termometr gazodynamiczny (Grey, 1965)

Przyrząd ten służy w zasadzie do pomiaru temperatury spalin, głównie ze względu na dosyć duże roz-



5. Schemat termometru gazodynamicznego

miary końcówki. Idea działania przyrządu polega na pomiarach parametrów gazodynamicznych w miejscach, gdzie pomiar ten nie nasuwa trudności. Schemat termometru gazodynamicznego z trzema dyszami krytycznymi przedstawiono na rys. 5 [7].

Wykorzystuje się tu zależność między krytycznym wydatkiem przez dyszę a ciśnieniem całkowitym i temperaturą całkowitą:

$$G = \alpha F \sqrt{\frac{k}{R} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{k-1}} \frac{P}{\sqrt{T}}} \quad (16)$$

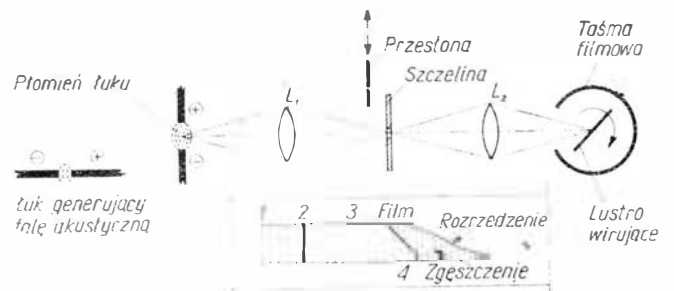
gdzie α jest współczynnikiem wydatku, zależnym ogólnie biorąc od liczby Reynoldsa. Z układu równań (16) napisanych dla trzech dysz krytycznych obliczyć można niewiadomą temperaturę gazu przed dyszą wlotową ze wzoru:

$$T_1 = \frac{C_{p3} G_3 T_3 - C_{p2} G_2 T_2}{C_{p1} G_1}$$

przy założeniu, że współczynniki α zostały określone na drodze skalowania. Dokładność metody uzależniona jest właśnie głównie od dokładności określenia współczynników α . Wymiary i kształt dyszy należy dobierać tak, aby α było stałe w szerokim zakresie liczb Reynoldsa.

Metoda oparta na pomiarze prędkości dźwięku

Druga z przedstawionych tu metod gazodynamicznych polega na pomiarze prędkości dźwięku w płomieniu i została wykorzystana przez Suitsa do pomiaru temperatury łuku elektrycznego. Zasada tej metody przedstawiona została na rys. 6. Pomocniczy łuk elek-



6. Zasada pomiaru temperatury za pomocą pomiaru prędkości dźwięku: 1 — otwarcie przesłony, 2 — wyładowanie łuku generującego, 3 — wejście fali dźwiękowej w obszar płomienia, 4 — wyjście fali dźwiękowej z obszaru płomienia

tryczny wzbudza falę dźwiękową, która przechodzi przez obszar płomienia łuku zasadniczego, powodując zmianę natężenia promieniowania tego łuku. Natężenie promieniowania łuku przechodzi przez układ optyczny i przez szczelinę, której obraz fotografowany jest na nieruchomej taśmie filmowej, rozpiętej na bębnie, za pomocą wirującego zwierciadła. Pochylenie linii 3—4, utworzonej przez zmianę stopnia nasświetlenia błony jest miarą prędkości przejścia fali przez obszar płomienia. Temperaturę średnią w łuku oblicza się ze znanego wzoru na prędkość dźwięku (ślusznego dla tzw. stanu zamrożenia):

$$T = \frac{a^2}{g k R}$$

Dokończenie na III str. okł.

RAKIETA

SONDAŻOWA »METEOR« 2

7 października 1970 r. o godzinie 11⁵⁵ wystartowała z bazy w Łebie ostatnia, dziesiąta, prototypowa rakieta sondażowa serii „Meteor”2.

W 120 sekund później w chwili, gdy znajdowała się ona w pułapowej fazie lotu, oddzieliła się głowica rakiety i wyrzucona została spadochronowa sonda meteorologiczna typu RAMZES. Równocześnie z kadłuba „Metora” wyrzuczone zostały drobne metalizowane igielki, tak zwane dipole, których obłok przechwycony został natychmiast przez naziemne stacje radiolokacyjne na wysokości 83 km.

W kilkadziesiąt sekund później odebrano sygnały z opadającej na spadochronie sondy meteorologicznej RAMZES.

Schematycznie przebieg lotu pokazany jest na rys. 1. Tak więc 7 października zakończone zostały pomyślnie prace nad prototypem największej polskiej rakiety sondażowej i jej meteorologicznego wyposażenia pomiarowego.

Prace te rozpoczęte zostały w 1965 r. na zlecenie PIHM-u w Instytucie Lotnictwa w zakresie opracowania rakiety-nośnika i w Zakładzie Badań Rakietowych i Satelitarnych PIHM-u w zakresie wykonania spadochronowej sondy meteorologicznej.

Według pierwotnych założeń rakieta „Meteor”2, po osiągnięciu pułapu przekraczającego 60 km i wyrzuceniu sondy meteorologicznej, miała powracać na Ziemię również na spadochronie.

Ładowanie wypalonego korpusu rakiety ze stosunkowo małą prędkością przyziemienia, wynoszącą 12 m/s, miało na celu wyłącznie zwiększenie bezpieczeństwa jej eksploatacji, ponieważ odzyskiwany korpus nie nadawał się do regeneracji z uwagi na przegrzanie ścianek i silną erozję dyszy.

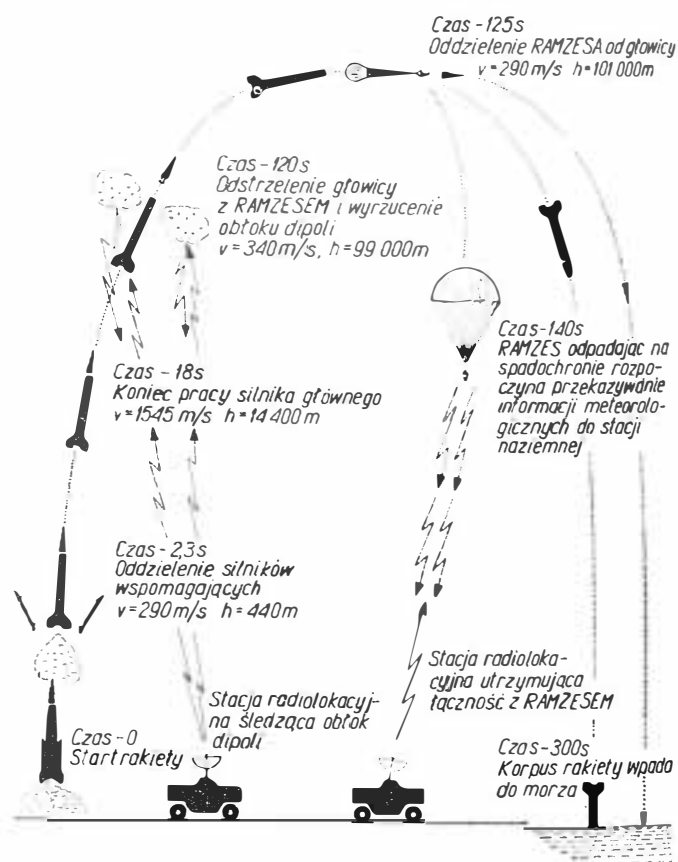
Układ odzyskowy umieszczony został w rozszerzonym tyle rakiety i składał się z 4 kłap hamulcowych, otwieranych automatycznie po odrzuceniu części nośnej, oraz 2 spadochronów, uruchamianych przez czujnik ciśnieniowy na wysokości 2000 m.

Jednak późniejsza lokalizacja bazy raketowej zdala od osiedli oraz nad brzegiem morskim zdezaktualizowała sprawę opadania korpusu rakiety na spadochronie. Wprawdzie układ odzyskowy został do tego czasu opracowany i przebadany z wynikiem pozytywnym, niemniej pozostawienie go bardzo podrażało i komplikowało rakietę. Z tego względu usunięto go i zmodyfikowano tył rakiety.

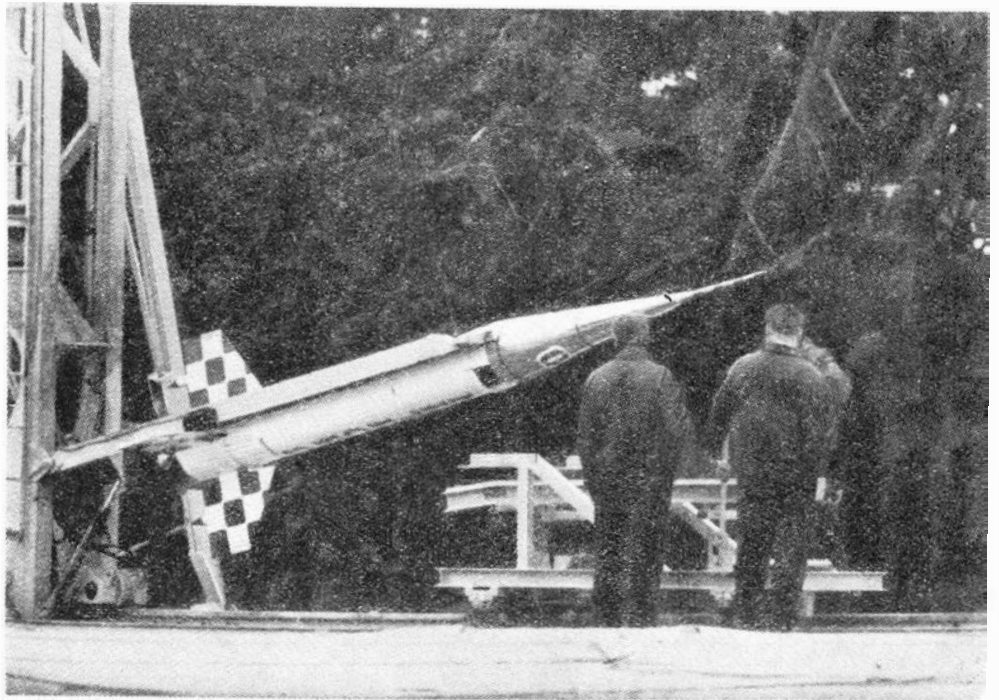
W swej pierwotnej wersji rakieta, oznaczona symbolem „Meteor”2H, była rakietą jednostopniową

(rys. 2). Dla zmniejszenia strat energetycznych, wynikających z przechodzenia rakiety z dużą prędkością przez gęste warstwy atmosfery, zaprojektowano silnik napędowy na stały materiał pędny o stosunkowo długim czasie pracy wynoszącym 18 sekund. Obliczenia teoretyczne, a następnie próby w locie wykazały, że małe przyspieszenie rakiety, związane z długim czasem pracy silnika, prowadzi do znacznej wrażliwości „Metora”2H na wpływ wiatrów przyziemnych. Pociągało to za sobą znaczne zmniejszenie pułapu rakiety przy równoczesnym niebezpiecznym wzroście jej donośności.

Zaistniała sytuacja zmusiła konstruktorów do zmodyfikowania układu napędowego rakiety. Dla zwiększenia przyspieszenia podczas startu dodane zostały dwa dodatkowe silniki wspomagające umieszczone po obu stronach rakiety, pracujące łącznie z silnikiem głównym i odpadające natychmiast po wypaleniu paliwa, to jest po 2—3 s.



1. Przebieg lotu rakiety „Meteor”2K (parametry toru odnoszą się do odstrzału pionowego)



2. Ustawianie „Meteora”2H na wyrzutni

Zmianę wprowadzono od 8 egzemplarza, oznaczając raketę symbolem „Meteor”2K. W tej właśnie konfiguracji zakończyła ona pomyślnie cykl badawczy.

Wpływ wiatru w zakresie wysokości od 0 do 1000 m na tor lotu zmodyfikowanej rakiety przedstawiony jest wykreślnie na rys. 3. Pokazane są trzy tory przy odstrzale pionowym dla trzech różnych prędkości wiatru $v_w = 0$ m/s, 15 m/s oraz 25 m/s.

Podstawowe parametry techniczno-eksploatacyjne „Meteora”2K przedstawiają się następująco:

Układ: jednostopniowy z dwoma silnikami startowymi.

Napęd główny:

silnik raketowy na stały materiał pędny o ciągu 2400 kG, impulsie całkowitym 43200 kGs i czasie pracy 18 s

Napęd pomocniczy:

dwa silniki na stały materiał pędny o ciągu 2×1400 kG, impulsie całkowitym 2×3200 kGs i czasie pracy 2–3 s

Pomieszczenie na ładunek użyteczny: w przedniej części rakiety o objętości 12,5 dm³

Wymiary:

długość (z silnikami wspomagającymi)	4,3 m
średnica kadłuba	0,36 m
rozpiętość stateczników	1,1 m

Ciążary:

ciężar startowy (z silnikami startowymi)	420 kG
ciężar silników wspomagających	52 kG
ciężar rakiety bez materiału pędnego	126 kG
maksymalny ciężar ładunku użytecznego	10 kG

Osiągi (przy odstrzale pionowym, bez wiatru):

prędkość maksymalna	5560 km/h
maksymalne przyspieszenie z silnikami wspomagającymi	+14,1 g
maksymalne przyspieszenie po odpadnięciu silników wspomagających	+14,4 g
maksymalne przyspieszenie podczas lotu beznapędowego	-4,4 g
pułap	101 km
wysokość wyrzucenia sondy	96 km
czas osiągnięcia pułapu	150 s
czas wyrzucenia sondy	120 s

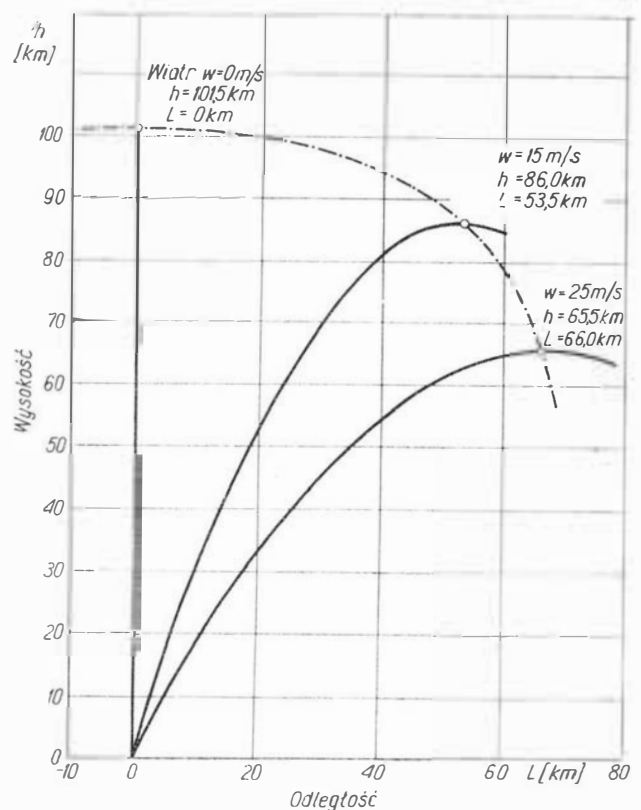
Zakres eksploatacji:

kąt odstrzału	od 75° do 92°
dopuszczalna prędkość wiatru przyziemnego	25 m/s
zakres temperatur	-25° +30 °C

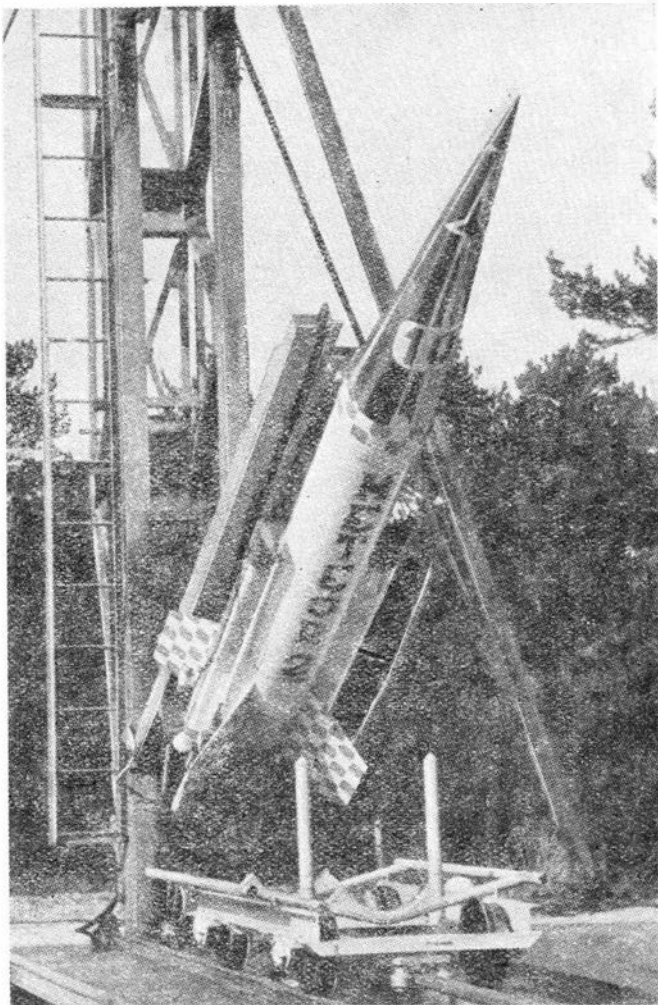
Rakieta „Meteor”2K, wyposażona w meteorologiczną sondę spadochronową RAMZES, pokazana jest na rys. 4.

Pod względem konstrukcyjnym raketę można podzielić na sześć następujących grup:

- 1) silnik główny
- 2) zespół stateczników
- 3) stożek pośredni
- 4) głowica
- 5) silniki startowe
- 6) wyposażenie programujące przebieg startu i lotu rakiety.



3. Wpływ wiatru na tor lotu rakiety (odstrzał pionowy)



4. „Meteor”2K podczas ustawiania na wyrzutni

Silnik główny ma kształt cylindryczny. Płaszcz silnika, wykonany ze stopowej blachy o grubości 2 mm, stanowi równocześnie strukturę nośną kadłuba. Komora silnikowa zamknięta jest od przodu wypukłym dnem, z gwintowanym pierścieniem zewnętrznym. Tyłne zakończenie komory stanowi grubościenna dno dyszowe wyłożone ablacyjną wkładką izolacji cieplnej. W dno wkręcony jest wylotowy stożek dyszy, a w przekrój krytyczny wstawiona specjalna wkładka odporna na wysoką temperaturę i erozyjne oddziaływanie gazów wylotowych. Oba dna wkręcone są w pogrubiony lokalnie korpus silnika. Do przedniego dna przymocowana jest pierścieniowa puszką z prochową podsypką rozruchową, niezbędną do uruchomienia silnika.

Ładunek materiału pędnego, o kształcie walcowym z otworem wewnętrznym i czterema podłużnymi nacięciami w przodzie, pokryty jest na powierzchni zewnętrznej i obu czolach niepalnym inhibitorem. Ładunek umieszczony jest w komorze silnikowej i unieruchomiony wzdłużnie między obu dnami za pośrednictwem sprężystych gumowych pierścieni dystansowych. Dla wyrównania ciśnienia działającego na wewnętrzną i zewnętrzną powierzchnię ładunku między przednim czołem ładunku a podkładką gumową wstawiony jest perforowany pierścień, umożliwiający przepływ gazów do przestrzeni między ładunkiem a ścianką komory. Niezależnie od podanych zabezpieczeń termicznych całe wnętrze komory silnikowej pokryte jest cienką warstwą izolacji cieplnej chroniącą korpus komory przed przegrzaniem pod-

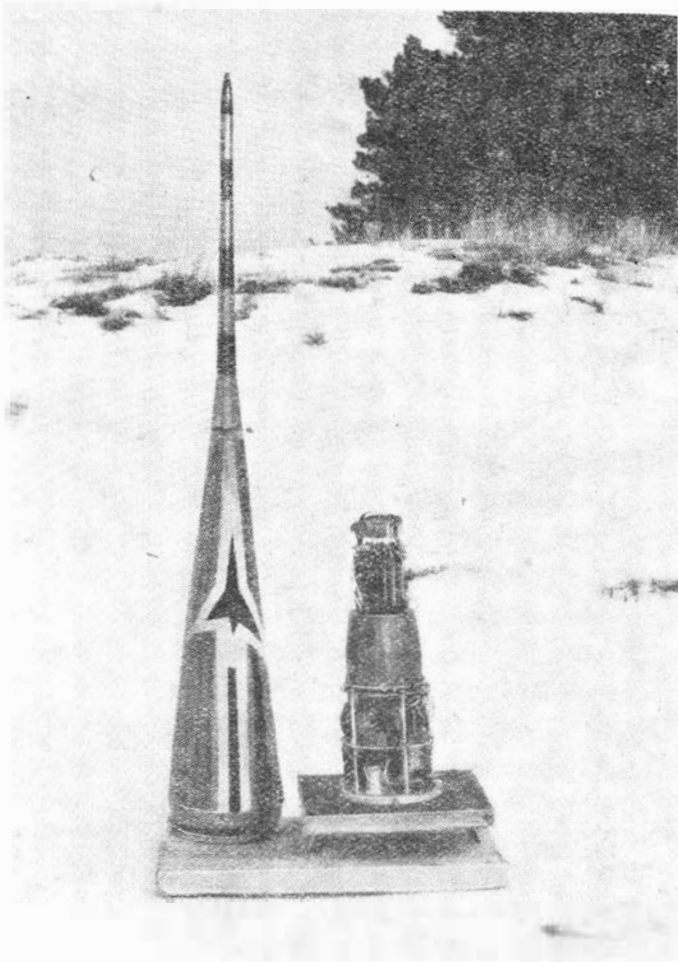
czas dość długiego czasu pracy silnika. Cały korpus jest obrobiony cieplnie. Dla zmniejszenia ciężaru rakiety silnik uruchamiany jest przez zapłonnik dyszowy, połączony z przeponą zamykającą przekrój dyszy. Zapłonnik „wypływany” jest z dyszy w chwili uruchomienia silnika.

Zespół stateczników składa się z czterech nieprzewidywalnych płyt stabilizacyjnych, pierścienia nośnego i ekranu cieplnego, chroniącego konstrukcję nośną przed promieniowaniem rozgrzanej do wysokiej temperatury dyszy. Stateczniki mają profil klinowo-trapezowy o zaokrąglonym nosku i lekko stępionym spływie. Konstrukcja stateczników typu skorupowego wykonana jest ze zgrzewanych blach stalowych o grubości 0,5 mm. Dla zapewnienia im swobodnych wydłużeń cieplnych klinowe noski i trapezowe spływy wykonane zostały w postaci konstrukcji wysięgnikowych, zamocowanych do trójkątnych dźwigarek, przenoszących obciążenia na pierścień nośny. Dźwigarki stateczników i pierścienia nośny, okalający dyszę, połączone są za pośrednictwem kątowników nitowanych do dźwigarek i przykręcanych do wręg pierścienia. Zarówno kątowniki, jak i konstrukcja wielowręgowej, pierścienia nośnego wykonane są ze stopów lekkich. Pierścień nośny połączony jest z korpusem silnika 4 wzdłużnymi śrubami, przechodzącymi między kątownikami stateczników i dociskany nimi czołowo do tylnego dna silnika raketowego. Osiowe ustawienie zespołu stateczników oraz równoczesne przenoszenie siły poprzecznej zapewnia pierścień centrujący zatoczony na zewnętrznej średnicy dna.

Stożek przejściowy nasunięty jest na przednią wręgę komory silnikowej i połączony z nią w sztywną całość 16 pasowanymi wkrętami. Stożek przejściowy mieści w sobie pojemnik automatyki, przymocowany trzema okuciami do blachy pokryciowej stożka. Za pojemnikiem, w kierunku do tyłu, umieszczone są poprzecznie do osi rakiety dwa cylindryczne wyrzutniki dipoli, uruchamiane pirotechnicznie przez automatykę rakiety. W przedniej części stożka zabudowany jest pojemnik, mieszczący spadochron sondy meteorologicznej. Stożek przejściowy wykonany jest z cienkiej stalowej blachy stopowej o grubości 0,5 mm, zakończony z obu stron toczonymi wręgami i usztywniony 12 omegowymi podłużnicami zgrzany z pokryciem. Z przodu stożek przejściowy przechodzi w odrzucaną głowicę. Oba te elementy połączone są ze sobą rozłącznie dwiema stożkowymi wręgami i przekońkowane 3 rurkowymi nitami. Odrzucenia głowicy dokonują 3 piromechanizmy tłoczkowe, zamocowane do przedniej wręgi stożka przejściowego, uruchamiane przez automatykę rakiety. W pobliżu tylnej wręgi zamontowane jest wielopalczone gniazdko wyjściowe elektrycznej instalacji rakiety.

Głowica o kształcie stożka (rys. 6) stanowi pojemnik sondy meteorologicznej. Dla zabezpieczenia cieplnego sondy głowica posiada płaszcz dwuściankowy: płaszcz zewnętrzny wykonany jest z żaroodpornej blachy stalowej o grubości 1 mm, a płaszcz wewnętrzny z cienkiej blachy aluminiowej. Blacha zewnętrzna zgrzana jest punktowo ze stalową wręgą złączną zamykającą głowicę od strony stożka przejściowego.

Silniki wspomagające stanowią modyfikację napędu „Metora”1. Ich balistyka wewnętrzna i konstrukcja są bardzo zbliżone do pierwowzoru. Zmianie uległ jedynie zapłon z dyszowego na przedni oraz odgięte



6. Głowica „Meteora”2H z telemetrycznym wyposażeniem pomiarowym

zostały osie dysz o kąt 10° . Ponadto na korpusach dodane zostały po trzy okucia dla połączenia silników z kadłubem rakiety. Z przodu silniki wyposażone zostały w cylindryczne, skośnie ścięte owiewki, które łącząc z małymi prostokątnymi statecznikami w części dyszowej zapewniają samoczynne, prawidłowe oddzielenie się silników od korpusu rakiety po zakończeniu ich pracy. Na kadłubie „Meteora” zamontowane są dwa zespoły przeciwokuc, które przenoszą ciężar silników na korpus rakiety. Cztery główne okucia oporowe przenoszące siły poosiowe przynitowane są do pierścienia nośnego stateczników w samym tyle rakiety, natomiast dwa przednie gniazda podpierające silniki w kierunku poprzecznym znajdują się na opasce nałożonej na korpus silnika w środku jego długości. Na tej samej opasce znajduje się również zaczep teowy, służący do prowadzenia rakiety po wyrzutni. Dodatkowe dwa grzebienie przyspawane do przedniej i tylnej wręgi komory silnikowej zapewniają stabilizację rakiety podczas jej ruchu po przewodnicy wyrzutni. Silniki wspomagające dociskane są do rakiety siłą ciągu. Stąd dla zabezpieczenia ich przed przedwczesnym odpadnięciem „Meteor” po podniesieniu do pozycji odstrzałowej podparty jest na wyrzutni poprzez silniki. Z tego też względu w chwili startu uruchamiane są w pierwszej kolejności silniki startowe, a dopiero po ruszeniu rakiety — silnik główny.

Wyposażenie programujące przebieg startu i lotu rakiety oparte jest na elektronicznym liczniku czasu, wysyłającym w odpowiedniej chwili impulsy elek-

tryczne do poszczególnych wykonawczych mechanizmów pirotechnicznych.

Cale to urządzenie wraz z zasilaniem i przekaźnikami elektrycznymi wmontowane jest we wspólny pojemnik, zabudowany w rakiety, i połączone jest poprzez pirotechnicznie rozłączany wtyk i kabel wielożyłowy z pulpitem kontrolno-sterowniczym na stanowisku odstrzałowym. Układ elektryczny pozwala na dokonanie ze stanowiska odstrzałowego kontroli automatyki bezpośrednio przed startem rakiety. Elektroniczny miernik czasu włączany jest przez operatora na 5 sekund przed startem z pulpitu sterującego przy równoczesnym odstrzeleniu kabla łączącego automatykę rakiety z pulpitem. W czasie „zero” operator uruchamia silniki wspomagające zapoczątkowując tym samym start rakiety. Silnik główny włącza się samoczynnie po przemieszczeniu się rakiety wzdłuż prowadnic wyrzutni o 50 mm.

Wyposażenie pomiarowe rakiety stanowi spadochronowa radiosonda meteorologiczna RAMZES oraz ładunek dipoli zmagazynowany w dwóch wyrzutniach. Sonda przeznaczona jest do pomiaru temperatury atmosfery za pomocą termistora i pomiaru wiatru metodą śledzenia radiolokacyjnego w systemie aktywnym. Do pomiaru wiatru służą również dipole, wyrzucane razem z sondą w pulapowej fazie lotu rakiety. Powstający po wyrzuceniu obłok śledzony jest przez naziemne stacje radiolokacyjne w systemie pasywnym.

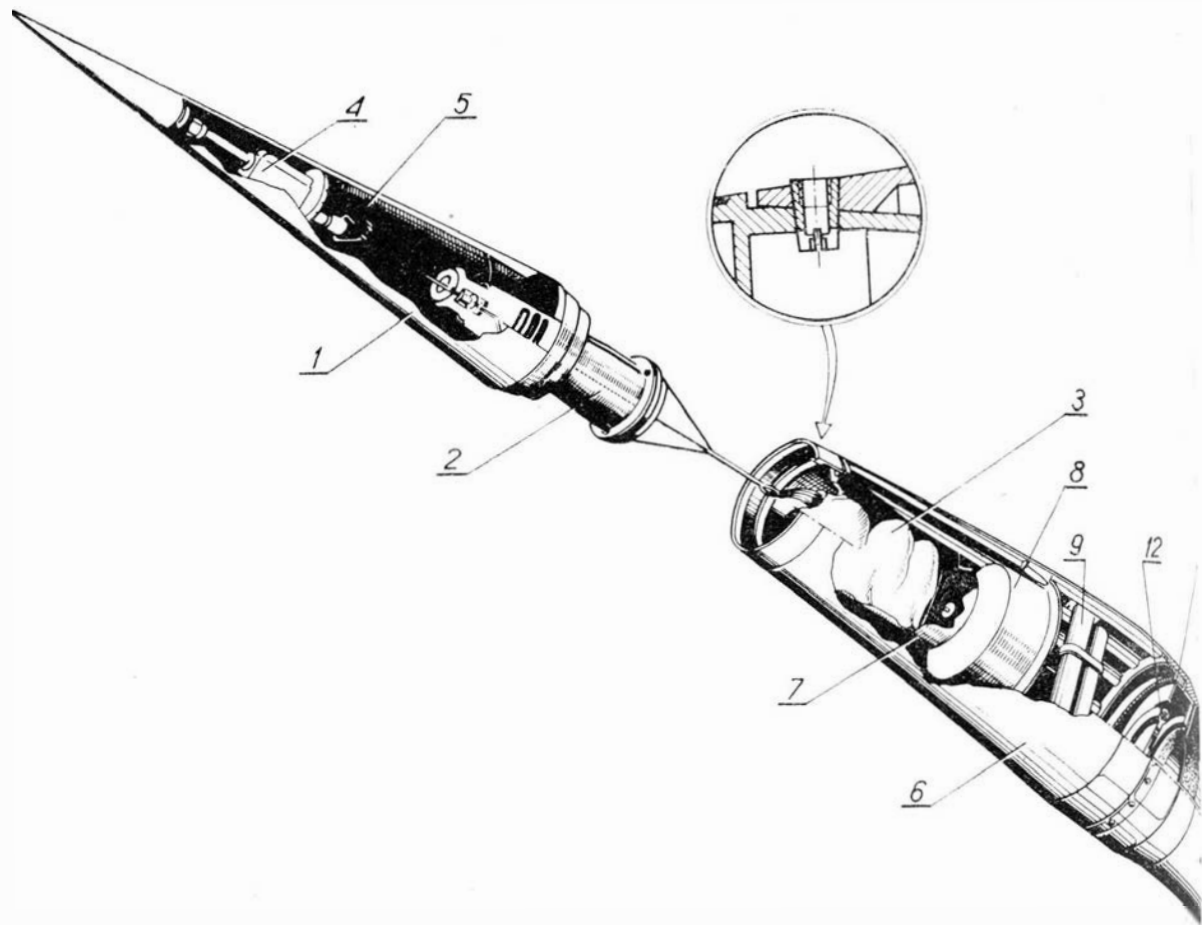
Sonda RAMZES umieszczona jest wewnątrz głowicy, a jej spadochron — w pojemniku w stożku przejściowym. Na czas spadochronu nałożona jest osłona przyczepiona swym końcem do dna pojemnika. Sonda przywiązana jest półtorametrową linką do wnętrza głowicy. Z chwilą zadziałania trzech piromechanizmów odrzucających głowicę, sonda zostaje wyciągnięta z głowicy, a spadochron z pojemnika i z osłony. Dla zmniejszenia prędkości opadania sondy w samym przodzie głowicy zamontowany jest automat czasowy KAP, który przecina linkę łączącą sondę z głowicą w 5 sekundzie po odstrzeleniu części nosowej rakiety.

RAMZES rozpoczyna nadawanie sygnałów bezpośrednio po wyrzuceniu go z wnętrza rakiety. Ze względu na małą gęstość powietrza całkowite otwarcie spadochronu następuje z pewnym opóźnieniem. Niemniej, czas opadania sondy i przekazywania pomiarów meteorologicznych jest dość znaczny i wynosi przeszło 60 minut.

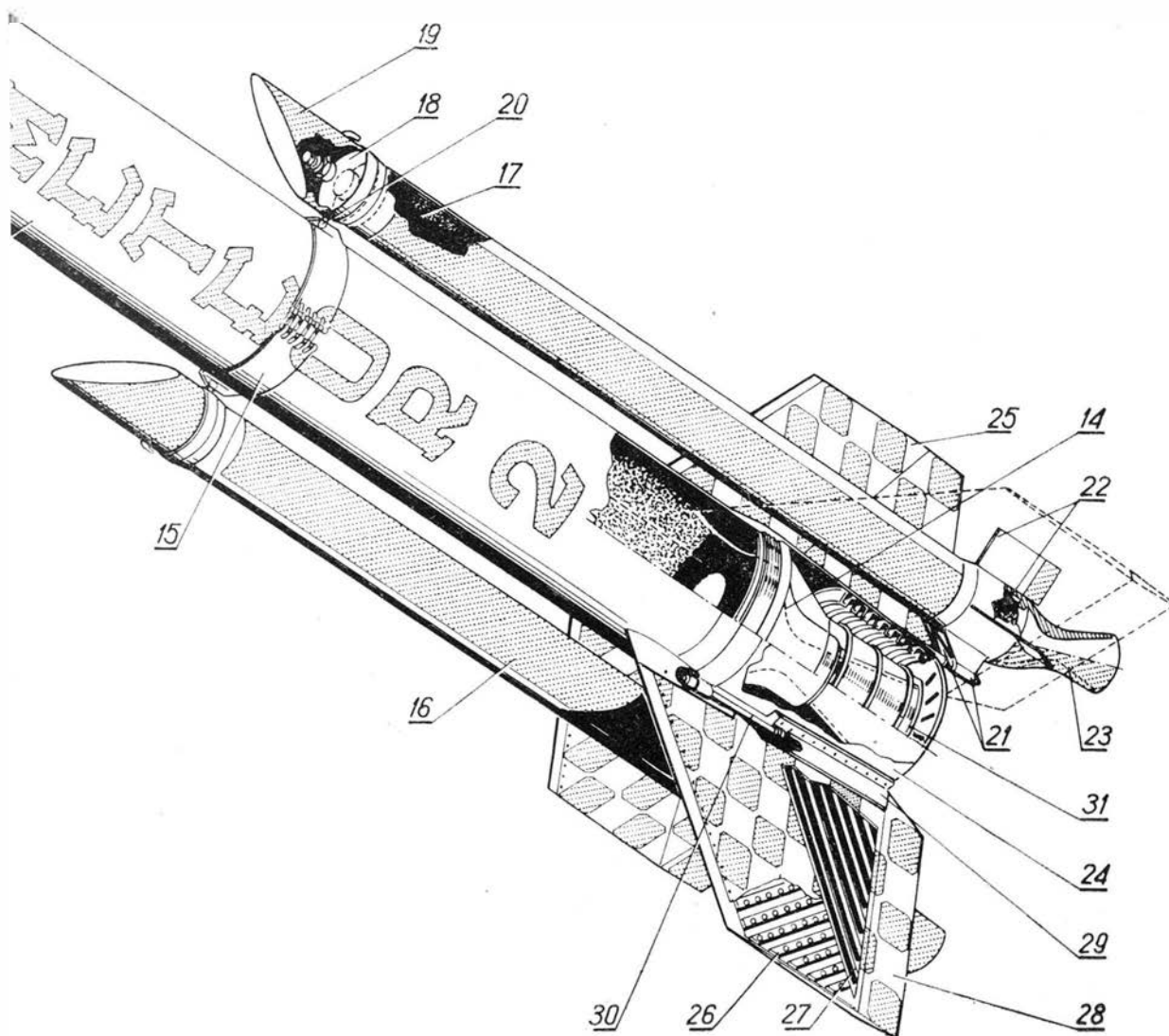
Na zakończenie warto wspomnieć, że w ramach opracowania prototypu „Meteora”2 na terenie Słowiańskiego Parku Narodowego powstała także raketowa baza sondażowa, wyposażona w niezbędne urządzenia budowlane i budynki, takie jak zdalnie sterowana wyrzutnia, hangar montażowy, bunkry, specjalne urządzenia kontrolne, pomiarowe i transportowe oraz drogi dojazdowe.

Po zakończeniu prac nad prototypem „Meteora”2 baza została przejęta przez PIHM i służy do prowadzenia systematycznych, raketowych sondażów meteorologicznych.

U w a g a: Rysunek 5 znajduje się na str. 20 i 21.



5. Rakieta „Meteor” 2K: 1 — głowica, 2 — sonda RAMZES, 3 — spadochron sondy w osłonie, 4 — automat czasowy KAP, 5 — zawleczka odblokowania automatu czasowego, 6 — stożek pośredni, 7 — pojemnik spadochronowy, 8 — pojemnik automatyki, 9 — wyrzutniki dipoli, 10 — korpus silnika głównego, 11 — materiał pędny silnika głównego, 12 — podsypka zapłonowa, 13 — przednie dno silnika, 14 — tylne dno silnika z dyszą, 15 — opaska mocująca, 16 — silnik wspomagający, 17 — materiał pędny silnika wspomagającego, 18 — przednie dno



silnika wspomagającego z zapłonikiem, 19 — owiewka silnika wspomagającego, 20 — przednie podporowe okucie silnika wspomagającego, 21 — dwa tylne oporowe okucia silnika wspomagającego, 22 — stateczniki silnika wspomagającego, 23 — skośna dysza silnika wspomagającego, 24 — pierścień nośny stateczników, 25 — statecznik, 26 — wysięgnikowy nosek statecznika, 27 — dźwigar statecznika, 28 — wysięgnikowy spływ statecznika, 29 — kątownik nośny statecznika, 30 — śruby łączne zespołu stateczników, 31 — osłona dyszy głównego silnika

METODA OKREŚLANIA WŁASNOŚCI TWORZYW ZBROJONYCH WŁÓKNAMI NA PODSTAWIE WŁASNOŚCI MATERIAŁÓW WYJŚCIOWYCH

W artykule przedstawiono próbę znalezienia prostych metod oceny właściwości tworzyw zbrojonych. Traktując nowy materiał jako złożoną konstrukcję, przeprowadzono ocenę jego właściwości jako funkcji właściwości ciał składowych. Przedstawiono zjawiska zachodzące w procesie deformacji i wynikające stąd kryteria doboru materiałów wyjściowych.

Część pierwsza

Analiza wytrzymałościowa

W zastosowaniach praktycznych tworzywa zbrojone traktuje się tak samo jak inne ciała spotykane w przyrodzie, określając ich właściwości na podstawie pomiarów makro, bez wnikania w szczegóły budowy wewnętrznej. Z uwagi na specyfikę budowy strukturalnej tych materiałów (występowanie symetrii sprężystej w określonych kierunkach) zalicza się je do grupy ciał ortotropowych jednorodnych, mimo że w swej mikrostrukturze są materiałami wybitnie niejednorodnymi, zachowując identyczny tok postępowania przy ocenie ich własności, jak w przypadku materiałów tradycyjnych. Znalazło to szerokie odbicie w pracach badawczych prowadzonych zarówno w kraju, jak i za granicą.

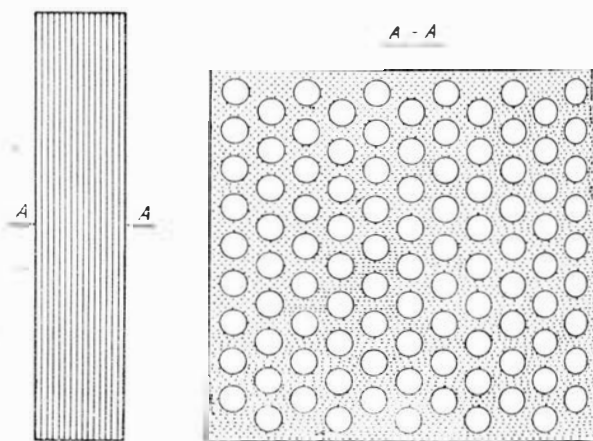
Mimo rozległych badań i prowadzonych dociekań brak dotąd kompleksowego ujęcia własności tych materiałów. Zasadnicza trudność polega na tym, że tworzywa zbrojone nie są określonym gatunkiem materiału, lecz stanowią dużą różnorodność, będąc wielofunkcyjnym układem dwu różnych ciał, z których każde występować może w szerokim wachlarzu własności. Przebadanie wszystkich kompozycji możliwych do otrzymania z dostępnych na rynku materiałów wyjściowych wymagałoby ogromnego przedsięwzięcia i jest praktycznie niemożliwe. Stąd też wynika konieczność szukania takich metod oceny materiału, które pozwoliłyby sądzić o jego własnościach na podstawie własności ciał składowych, gdyż rozważania typu fenomenologicznego prowadzone na dowolnie przyjętym materiale mogą być jedynie rozważaniami uzupełniającymi. Niniejsze opracowanie idzie w tym kierunku. Traktując nowy materiał jako złożoną konstrukcję włókno—żywica, dokonuje oceny jego własności jako funkcji własności ciał składowych.

Współpraca włókno—żywica

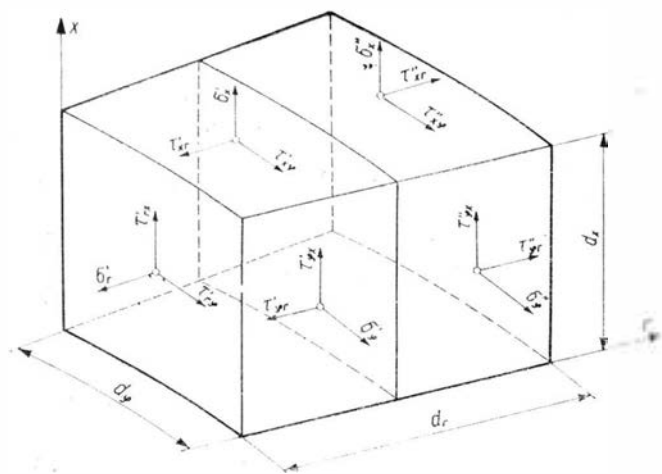
Współpraca dwu różnych ciał połączonych ze sobą na sztywno w odniesieniu do konstrukcji wielowarstwowych była już dawno omawiana przez takich autorów, jak Lechnicki [1], Muscheliszwili [2] i inni. Hoff [3] na drodze czysto teoretycznej określił również naprężenia występujące w warstwach laminatu

traktując je jako jednorodne ciała ortotropowe. Daje to niewątpliwie pewien pogląd na charakter współpracy różnych ciał pod obciążeniem, nie może być jednak podstawą wyjaśnienia współpracy włókno—żywica, ponieważ praca ustroju o konstrukcji warstwowej (błonowej) jest dalece różna od pracy ustroju będącego kombinacją prętów (włókien) zatopionych w żywicy. Niezbędne jest tutaj przyjęcie odpowiedniego modelu strukturalnego, który możliwie w sposób wierny odzwierciedlałby specyfikę budowy tworzyw zbrojonych włóknami.

Konstrukcja wspomnianego modelu dla ogólnego przypadku zbrojenia i obciążenia jest zagadnieniem niezwykle trudnym z uwagi na nieskończenie dużą ilość kombinacji rozmieszczenia włókien w tworzywie. Jednak z praktycznego punktu widzenia nie zachodzi potrzeba rozwiązywania tego typu układów, ponieważ tworzywa zbrojone włóknami przystosowane są głównie do przenoszenia obciążeń w kierunku zbrojenia. Znajduje to swoje odbicie zarówno w konstrukcjach prostych, jak i pracujących w złożonym stanie obciążeń, gdzie właściwe wykorzystanie efektu zbrojenia musi być podporządkowane ogólnie znanej zasadzie, mówiącej o zgodności kierunku ułożenia włókien z kierunkiem działania naprężeń głównych. W konsekwencji tego przy prawidłowym zbrojeniu konstrukcja zawsze jest wymiarowana wskaźnikami materiału określającymi jego własności w kierunku zbrojenia.



1. Podstawowy model zbrojenia osiowego



2. Ogólny stan napięcia w połączonych ze sobą elementach ciał

Oznacza to, że z pewnym przybliżeniem prac takiej konstrukcji śledzić można na przykładzie pręta rozciągano-ściskanego, zbrojonego osiowo (rys. 1), który może być jednocześnie dobrym przykładem fizycznym szukanego modelu współpracy włókno-żywica.

Przedstawiony ustrój jest przykładem materiału kompozycyjnego o strukturze niejednorodnej, wynikającej z faktu łączenia dwu ciał jednorodnych i izotropowych, lecz o różnych własnościach fizycznych. Niektóre aspekty tego typu struktur niejednorodnych omawia między innymi Goldfarb i Stiepanow [4] oraz Muscheliszwili [5] i inni. Najbardziej zbliżony układ do przedstawionego rozpatruje Muscheliszwili. Traktuje on przekrój poprzeczny takiego pręta jako obszar wielospójny i proponuje rozwiązanie go za pomocą funkcji zmiennych, zespolonych, odniesionych do każdego obszaru, z uwzględnieniem warunków brzegowych na powierzchniach zewnętrznych ustroju oraz na powierzchniach przylegania obszarów. Korzystając dalej z hipotezy płaskich przekrojów dochodzi do wniosku, że dla prostych przypadków obciążenia można ułożyć odpowiednią liczbę potrzebnych równań całkowitych, jednak rozwiązanie tych równań napotyka na znaczne trudności matematyczne, mające swe źródło w tym, że własności ciał składowych (obszarów) charakteryzują dwie stałe sprężyste ϵ i ν . Przy założeniu np. równych współczynników Poissona ν rozwiązanie znacznie się upraszcza. Szerman [6] posługując się tą metodą matematycznie wykazał, że istnieje rozwiązanie tych równań, niemniej brak dotąd bliższych danych o dokonaniu takiego rozwiązania. Powyższe odnosi się do rozwiązań ścisłych, natomiast pewne próby rozwiązań przybliżonych znaleźć już można w istniejących publikacjach [16].

Mając na uwadze nie tyle matematyczne co fizyczne potrzeby wyjaśnienia zjawisk zachodzących na granicy włókno-żywica, poniżej przedstawiona zostanie metoda wyznaczania składowych naprężeń w obu ciałach, przy wykorzystaniu elementarnych zależności, jakie zachodzą pomiędzy składowymi naprężeniami wydzielonego elementu połączonych ciał (rys. 2), poddanego ogólnemu stanowi napięcia. Odpowiednie równania do wyznaczenia tych zależności wynikają tutaj z warunku nierozdzielności (równość odkształceń na powierzchniach przylegania ciał) oraz równowagi sił (równość naprężeń normalnych i stycznych prosto-

padłych do tych powierzchni) wyrażona w sposób następujący:

$$\begin{aligned} \epsilon'_x &= \epsilon''_x = \epsilon_x \\ \epsilon'_{\varphi} &= \epsilon''_{\varphi} = \epsilon_{\varphi} \end{aligned} \quad (2.1)$$

$$\gamma'_{x\varphi} = \gamma''_{x\varphi} = \gamma_{x\varphi}$$

$$\begin{aligned} \sigma'_r &= \sigma''_r = \sigma_r \\ \tau'_{qr} &= \tau''_{qr} = \tau_{qr} \end{aligned} \quad (2.2)$$

$$\tau'_{xr} = \tau''_{xr} = \tau_{xr}$$

Dwa pierwsze z równań (2.1) zgodnie z prawem Hooke'a przyjmą postać:

$$\epsilon_x = \frac{1}{\epsilon'} [\sigma'_x - \nu'(\sigma'_{\varphi} + \sigma'_r)] = \frac{1}{\epsilon''} [\sigma''_x - \nu''(\sigma''_{\varphi} + \sigma''_r)] \quad (2.3)$$

$$\epsilon_{\varphi} = \frac{1}{\epsilon'} [\sigma'_{\varphi} - \nu'(\sigma'_x + \sigma'_r)] = \frac{1}{\epsilon''} [\sigma''_{\varphi} - \nu''(\sigma''_x + \sigma''_r)]$$

Po uwzględnieniu równania trzeciego, po odpowiednim przekształceniu i wyrugowaniu σ_r dają one związek:

$$\frac{\sigma'_x - \sigma_{\varphi}}{\sigma'_x - \sigma_{\varphi}} = \frac{1 + \nu''}{1 + \nu'} \frac{\epsilon'}{\epsilon''} \quad (2.4)$$

Analogicznie trzecie z równań (2.1) oraz dwa ostatnie z równań (2.2) prowadzą do zależności:

$$\begin{aligned} \gamma'_{x\varphi} &= \frac{\tau'_{x\varphi}}{\sigma'} = \frac{\tau''_{x\varphi}}{\sigma''} \\ \tau'_{\varphi r} &= \sigma' \gamma'_{\varphi r} = \sigma'' \gamma''_{\varphi r} \end{aligned} \quad (2.5)$$

$$\tau'_{xr} = \sigma' \gamma'_{rx} = \sigma'' \gamma''_{rx}$$

skąd po uwzględnieniu znanych związków:

$$\sigma' = \frac{\epsilon'}{2(1 + \nu')}, \quad \sigma'' = \frac{\epsilon''}{2(1 + \nu'')}$$

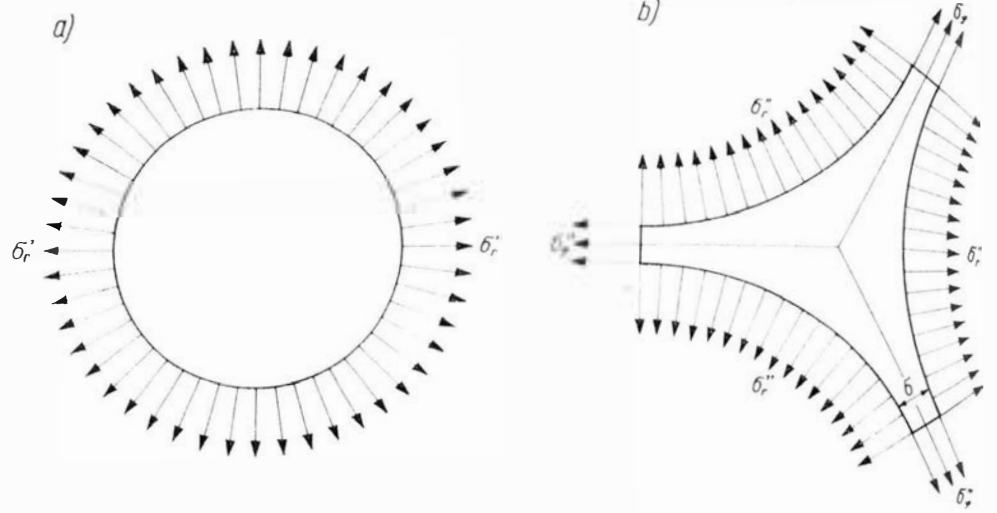
otrzyma się wyrażenie:

$$\frac{\tau'_{x\varphi}}{\tau'_{x\varphi}} = \frac{\gamma'_{\varphi r}}{\gamma'_{\varphi r}} = \frac{\gamma''_{xr}}{\gamma''_{xr}} = \frac{\sigma'}{\sigma''} = \frac{1 + \nu''}{1 + \nu'} \frac{\epsilon'}{\epsilon''} \quad (2.6)$$

Występująca zgodność wyników (2.4) i (2.6) skłania do przyjęcia twierdzenia, że stosunek odpowiadających sobie naprężeń tak normalnych, jak i stycznych, działających w płaszczyźnie przylegania ciał jest taki sam. Przyjmując chwilowo to założenie, zachodzące zależności między składowymi naprężeniami można przedstawić w sposób następujący:

$$\frac{\sigma'_x}{\sigma''_x} = \frac{\sigma'_{\varphi}}{\sigma''_{\varphi}} = \frac{\tau'_{x\varphi}}{\tau''_{x\varphi}} = \frac{1 + \nu''}{1 + \nu'} \frac{\epsilon'}{\epsilon''} = \frac{\sigma'}{\sigma''} \quad (2.7)$$

Rozciąganie względnie ściskanie omawianego ustroju stanowi symetryczny przypadek obciążenia. Zakładając, że włókna połączone są z żywicą na całej powierzchni w sposób wykluczający niezależne przemieszczenie, a ich rozmieszczenie we wszystkich przekrojach poprzecznych pręta jest jednakowe i równomierne (obciążenia osiowe nie wywołują zginania), symetria obciążenia ustroju wywoła symetrię rozkładu składowej σ_r wokół każdego włókna (rys. 3). Przypadek pręta (włókna) poddanego działaniu symetrycznie rozłożonych obciążeń promieniowych sta-



3. Rozkład naprężeń średnich σ_r na powierzchniach przylegania ciał: a — elementarne włókno, b — element bloku wiążącego

nowi podstawowe zagadnienie teorii sprężystości [7]. Przy takim obciążeniu $\sigma_r = \text{const}$ rozkład naprężeń wewnętrznych w pręcie jest również symetryczny, a wielkość ich jest stała w całym przekroju poprzecznym i wynosi $\sigma_r = \sigma_\varphi$, co odpowiada równomiernemu ścisłaniu lub rozciąganiu pręta w płaszczyznach prostopadłych do jego osi. W takim przypadku jedno z brakujących równań przyjmie postać:

$$\sigma_\varphi' = \sigma_r = \sigma_r'' = \sigma_r \quad (2.8)$$

Powyższe odnosi się tylko do włókna, gdyż rozkład naprężeń σ_φ'' w bloku wiążącym (żywicy), z uwagi na jego skomplikowany kształt, jest bardziej złożony. Jednak dla wyznaczenia składowej σ_r nie ma potrzeby wyznaczania funkcji naprężeń σ_φ'' ponieważ wstawiając zależność (2.8) do pierwszego z równań (2.3) i wykorzystując założenie (2.7) otrzyma się bezpośredni związek pomiędzy składowymi σ_r i σ_x' :

$$\sigma_x(v'' - v') = -\sigma_r \times$$

$$\times \left[v''(1 + v'') \frac{\varepsilon'}{\varepsilon''} + v''(1 + v') - 2v'(1 + v'') \right] \quad (2.9)$$

Jest to funkcja dwu stałych sprężystych ε i ν , będąca dobrym odzwierciedleniem fizycznej strony zjawiska (dla $v'' = v'$ $\sigma_r = 0$ występuje jednoosiowy stan napięcia).

Kolejne równanie daje warunek równowagi sił w kierunku osi X:

$$\sigma_x F = \sigma_x' F' + \sigma_x'' F'' \quad (2.10)$$

gdzie:

σ_x — naprężenie średnie (zewnętrzne)

σ_x' — naprężenie w włóknach

σ_x'' — naprężenie w żywicy

F — powierzchnia przekroju ($F' + F'' = F$).

Podstawiając ze związków (2.7) odpowiednie wyrażenia na σ_x i σ_x'' , otrzyma się następujące zależności:

$$\begin{aligned} \sigma_x &= \sigma_x' \left(\frac{F'}{F} + \frac{F''}{F} \frac{1 + v'}{1 + v''} \frac{\varepsilon'}{\varepsilon''} \right) \\ \sigma_x &= \sigma_x'' \left(\frac{F''}{F} + \frac{F'}{F} \frac{1 + v''}{1 + v'} \frac{\varepsilon'}{\varepsilon''} \right) \end{aligned} \quad (2.11)$$

Związki (2.9) i (2.11) otrzymano bazując na założeniu (2.7), którego słuszność nie została w pełni udowodniona. Aczkolwiek takie podejście pozwoliło na omi-

nięcie wspomnianych już na wstępie trudności matematycznych i przedstawienie występujących zależności metodami prostymi, niemniej jednak wymaga ono dodatkowego omówienia.

Proces powstawania naprężeń σ_r na powierzchniach przylegania ciał można także śledzić na prostszych modelach, np. na modelu składającym się z pojedynczej rury żywicy i wewnątrz niej zatopionego pręta zbrojenia, w którym równoległe z pojawieniem się naprężeń σ_r na powierzchniach przylegania pojawiają się będą także naprężenia zewnętrzne σ_0 , jako wynik oddziaływania sąsiednich włókien (prętów), tzn. na modelu rury poddanej działaniu ciśnienia wewnętrznego σ_r i zewnętrznego σ_0 (rys. 4a).

Przyjmując, że rozkład tych naprężeń jest równomierny, zgodnie z teorią sprężystości (7) składowa σ_φ w tak obciążonej rurze wyniesie:

$$\sigma_\varphi'' = \frac{p_i \cdot a^2 - p_0 b^2}{b^2 - a^2} - \frac{a^2 b^2 (p_0 - p_i)}{b^2 - a^2} \frac{1}{r^2} \quad (2.12)$$

gdzie:

$$p_i(r=a) = -\sigma_r \quad p_0(r=b) = -\sigma_0$$

zaś

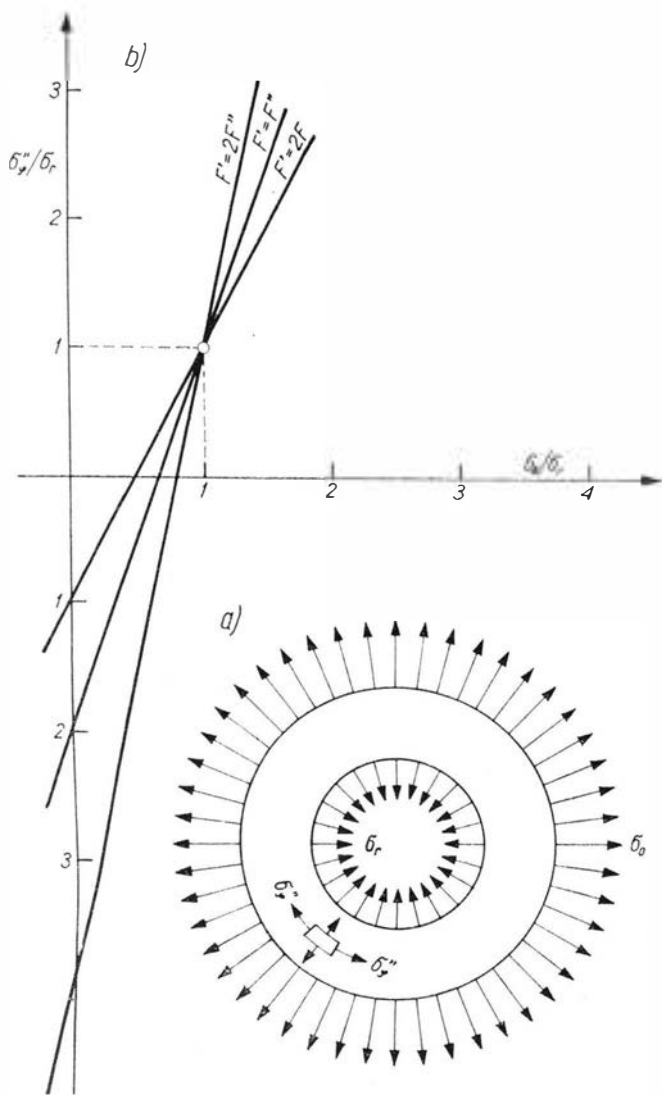
$$\pi b^2 = F; \quad \pi a^2 = F'; \quad \pi (b^2 - a^2) = F''$$

Po uwzględnieniu powyższego dla $r = b$ składowa ta przyjmie postać:

$$\sigma_\varphi'' = \frac{\sigma_0 F - \sigma_r F'}{F''} + \frac{(\sigma_0 - \sigma_r) F'}{F''} \quad (2.13)$$

Aczkolwiek przedstawiony związek nie określa jednoznacznie składowej σ_φ'' , gdyż oddziaływanie σ_0 stanowi nadal niewiadomą, pozwala jednak na przeprowadzenie pewnej dyskusji fizycznej zjawiska. Otóż jak wynika z wykresu (rys. 4b) oddziaływanie σ_0 ma zasadniczy wpływ na wielkość składowej σ_φ'' , która może przyjmować różne wartości, począwszy od ujemnych aż do dodatnich.

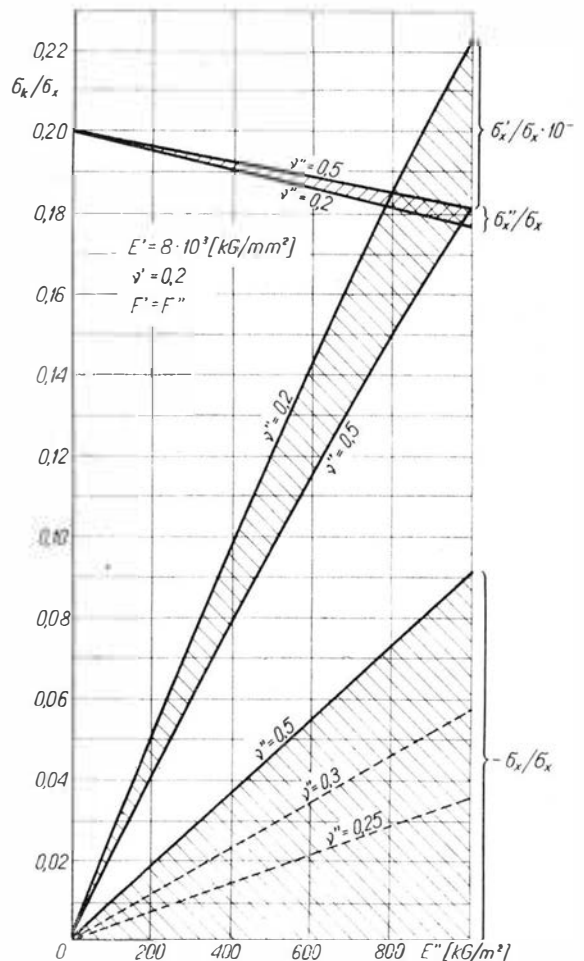
Istnieje jednak pewna charakterystyczna wielkość $\sigma_0 = \sigma_r$, dla której niezależnie od wymiarów geometrycznych (stosunku objętościowego składników) $\sigma_\varphi'' = \text{const}$ w całym przekroju rury i wynosi $\sigma_\varphi'' = \sigma_r$. Występuje więc to samo zjawisko, jakie miało miejsce w przypadku pełnego pręta (rys. 3a). Dowodzi to, że w pręcie poddanym działaniu symetrycznie rozłożonych naprężeń promieniowych σ_0 rozkład naprężeń



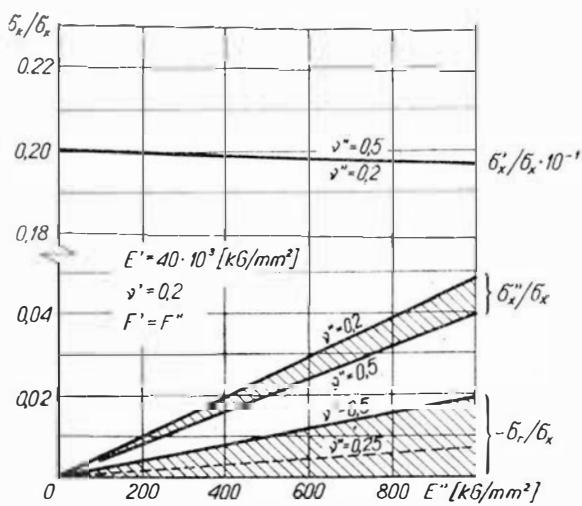
4. Model zastępczy: a — schemat obciążenia, b — zmiana składowej σ_φ'' w zależności od wielkości oddziaływania σ_θ

wewnętrznych nie ulegnie zmianie, jeśli wykonane zostaną w nim otwory, a wybrany materiał zastąpiony ciśnieniem wewnętrznym $\sigma_r = \sigma_\theta$. Podobne zjawisko występuje także w bloku wiążącym pod działaniem ciśnienia wewnętrznego σ_r . Mimo że ciśnienie zewnętrzne σ_θ równe jest tutaj zeru, to jednak z uwagi na bardzo dużą ilość otworów średnia wartość składowej σ_φ'' w środkowych elementach bloku (rys. 3b) będzie bliska σ_r , a dla bardzo dużego wypełnienia włóknami ($\delta = 0$) $\sigma_\varphi'' = \sigma_r$, w całym przekroju elementu. Zakłócenia wywołuje wzrost grubości bloku δ w najbliższym sąsiedztwie otworów, gdzie występuje zmiana znaku składowej σ_φ'' . Niemniej jednak można przyjąć, że średnia wielkość tej składowej w odniesieniu do całego przekroju elementu zawierać się będzie w granicach $0 < \sigma_\varphi'' < \sigma_r$. Dla warunków rzeczywistych kiedy $\sigma_r \neq \text{const}$ (blok związany z włóknami nie może odkształcać się swobodnie) wielkości składowych naprężeń σ_φ' i σ_φ'' muszą być takie, jakie wynikają z równań (2.3), a więc zależne także od stałych sprężystych łączonych ciał. Biorąc pod uwagę fakt, że oba ciała są izotropowe, a średnia wielkość składowej σ_φ'' jest tego samego znaku co σ_φ' , nie ma podstaw do twierdzenia, aby związki pomiędzy składowymi naprężeniami obu ciał w kierunku φ różniły się w istotny sposób od tych, jakie zachodzą w kierunku x i może mieć miejsce zależ-

ność $\sigma_x'/\sigma_x'' = \sigma_\varphi'/\sigma_\varphi''$, która wstawiona do związku (2.4) daje wynik zgodny z założeniem (2.7). Oczywiście, że jest to słuszne tylko w tym przypadku, kiedy włókien zbrojenia jest dostatecznie dużo, tzn. kiedy występuje wzajemne ich oddziaływanie na siebie. Przy bardzo małej ilości włókien (odległość pomiędzy włóknami większa od czterech średnic) oddziaływanie to jest minimalne i rozkład naprężeń w żywicy jest zbliżony do tego, jaki występuje w modelu uproszczonym (rys. 4) dla $\sigma_\theta = 0$. Ponieważ jednak stosowane w praktyce wypełnienia są duże ($F'/F = 0,4 \div 0,6$), założenie (2.7) zachowuje swoją ważność w odniesieniu do średnich wielkości składowych naprężeń. Wielkości ekstremalne naprężeń σ_r występujących na powierzchniach przylegania ciał są dalece różne od wielkości średnich, a rozkład ich na długości φ (obwodzie włókna), najogólniej rzecz biorąc, zależy od podatności podłoża (bloku). Tam gdzie podatność ta jest mała, tj. w najbliższym sąsiedztwie włókien, wystąpi spiętrzenie σ_r , natomiast tam gdzie podatność ta jest większa, a więc w narożach bloku — spadek σ_r , aż do zmiany znaku włącznie przy dużym wypełnieniu włóknami. Wracając jednak do zagadnienia wartości średnich, dla właściwego zinterpretowania wyprowadzonych wyżej związków (2.9) i (2.11) stanowiących funkcję czterech zmiennych ε' , ε'' , ν' , ν'' wykreślono zależności σ_x'/σ_x , σ_x''/σ_x i σ_r/σ_x w funkcji ε'' dla dwu zbrojeń, a mianowicie: włókien szklanych (rys. 5) i włókien węglowych (rys. 6) przy skrajnych wartościach ν'' , tj. $\nu'' = \nu'$ i $\nu'' = 0,5$.



5. Wpływ stałych ε i ν żywicy na składowe naprężenia przy zbrojeniu włóknami szklanych



6. Wpływ stałych ν' i ν'' żywicy na składowe naprężenia przy zbrojeniu włóknem węglowym

Największe pole zmian wykazuje składowa σ_r . Jej zmniejszanie może odbywać się w dwóch kierunkach: przez stosowanie żywicy o małym współczynniku Poissona ν'' , względnie włókien o wysokim module sprężystości ϵ' (rys. 6). Najbardziej radykalnym środkiem jest łączenie ze sobą ciał o jednakowych stałych ν , gdyż wtedy niezależnie od ϵ' i ϵ'' składowa σ_r jest zawsze równa zeru. Dotyczy to jednak tylko tych przypadków, kiedy stałe te są sobie bliskie (dla $\nu' = 0,25$ przy małym ϵ' pole zmian jest jeszcze duże). Właściwy skutek daje zbieżność obu kierunków.

Wpływ stałej ν'' na składową σ_x (zbrojenie) jest mały (małe pole zmian), natomiast na składową σ_x'' jest widoczny i przejawia się w ten sposób, że wzrost ν'' obniża σ_x'' . Świadczy to o tym, że istotną treść współpracy włókno—żywica stanowi fakt powstawania naprężeń σ_r na powierzchniach przylegania ciał i pod tym względem należy oceniać wpływ tej współpracy na wytrzymałość ustroju.

Naprężenia σ_r o znaku przeciwnym do σ_x wykazywać będą różny charakter działania zależnie od kierunku obciążenia. Przy ścisaniu pręta, gdzie powierzchnie przylegania ciał są od siebie odrywane, występuje zmniejszanie sił adhezji (działanie dekohezyjne), przy rozciąganiu odwrotnie — do sił adhezji dodają się siły tarcia.

Wyprowadzone wyżej związki dla zastosowań praktycznych wygodnie jest wyrazić przez składową σ_x' (zbrojenie).

Przy pominięciu małych drugiego rzędu, przyjmują one następującą postać:

$$\sigma_x = \sigma_x' \left(\frac{F'}{F} + \frac{F''}{F} \frac{\epsilon''}{\epsilon} \right)$$

$$\sigma_x'' = \sigma_x' \frac{1 + \nu'}{1 + \nu''} \frac{\epsilon''}{\epsilon'} \quad (2.14)$$

$$-\sigma_r = \sigma_x' \frac{\nu'' - \nu'}{\nu'' (1 + \nu'')} \frac{\epsilon''}{\epsilon'}$$

Są to średnie wielkości teoretyczne, jakie można uzyskać przy danym zbrojeniu i założeniu, że dekohezyjne działanie składowej σ_r nie zmniejsza wytrzymałości ustroju i jest on monolitem w całym zakresie odkształceń. Dokładne ustalenia rozkładów składowych naprężeń, szczególnie σ_r , jest zagadnieniem niezwykle trudnym do określenia na drodze teore-

tycznej i wykracza poza zakres oraz potrzeby niniejszego opracowania. W rozpatrywanym przypadku nie tyle istotne są wartości bezwzględne poszczególnych składowych, co ich wzajemna współzależność, a to w dostatecznym stopniu spełniają wyprowadzone zależności, a co najważniejsze — odwzorowują dobrze fizyczną stronę zjawiska w odniesieniu do wartości średnich.

Istotę zjawiska współpracy włókno—żywica w omawianym ustroju (rys. 1) scharakteryzować można w sposób następujący:

„Wskutek różnych ν włókna i żywicy na powierzchniach przylegania ciał pojawiają się naprężenia normalne σ_r , których rozkład na obwodach włókien jest różny od const i zależny od podatności bloku wiążącego na długości q . W najbliższym sąsiedztwie włókien występuje spiętrzenie σ_r , a w narożach bloku (pryzmach) spadek σ_r , aż do zmiany znaku włącznie dużych wypełnieniach włóknami. Średnia wielkość tych naprężeń jest głównie funkcją stałych sprężystych łączonych ciał i ma znak przeciwny w stosunku do naprężeń osiowych σ_x ”.

Proces deformacji

U podstaw istniejących metod obliczeniowych, jak i wyprowadzonych wyżej związków, leży założenie, że tworzywo zbrojone na wszystkich zakresach obciążeń zachowuje się tak, jak ciało monolitycznie ciągle, a mechanizm współpracy włókno—żywica jest niezmienny. Hipoteza o ciągłości odkształceń jest potrzebna przy eksperymentalnym i teoretycznym sprawdzaniu wytrzymałości, jednak liczne wyniki badań przeprowadzonych dla niektórych materiałów nie potwierdzają tego założenia. Dla przykładu w pracach [8], [9], [10] wykazano, że przy badaniach na rozciąganie w polimerze wiążącym pojawiają się znaczne naprężenia i ulega on zniszczeniu o wiele wcześniej, zanim włókna przejmą na siebie pełne obciążenie. Równolegle z tym występuje zjawisko oddzielnego niszczenia się włókien w obszarze ich pęknięcia, na powierzchniach przylegania występuje strefa spiętrzenia naprężeń stycznych. Okazuje się, że wytrzymałość na ścinanie połączenia włókno—żywica (wielkość sił adhezji), jak i wytrzymałość na ścinanie samej żywicy, są o wiele mniejsze od występujących naprężeń stycznych. Dlatego też wiązania adhezyjne na końcach włókien ulegają zniszczeniu jeszcze przed osiągnięciem granicy wytrzymałości włókna. Teoretyczne śledzenie tego zjawiska, podobnie jak współpracy włókno—żywica, może odbywać się tylko na odpowiednio przyjętym do badań modelu, pozwalającym określić wielkość naprężeń ścinających na powierzchniach przylegania oraz charakter ich rozkładu. Dla przykładu w modelu Outwatera [11] (szklany pręt zatopiony w cylindrze polimeru wiążącego) maksymalna wielkość naprężeń stycznych występująca na końcach pręta określona w pracy [12] w zależności od stopnia elastyczności żywicy wynosi:

$$\tau_{rx \max} = (0,25 \div 1,25) \sigma_x \quad (3.1)$$

Wytrzymałość wiązań adhezyjnych na końcach pękających włókien wewnątrz rzeczywistego ustroju (rys. 1) będzie wypadkową działania naprężeń stycznych τ_{rx} i naprężeń normalnych σ_r .

BADANIA MARKETINGOWE W TRANSPORCIE LOTNICZYM

W „Technice Lotniczej i Astronautycznej” 1969 nr 6 omówione zostały elementarne czynniki badania rynku lotniczego. Do zagadnienia tego wracamy w znacznie rozszerzonej formie — z uwzględnieniem badań marketingowych, które w lotnictwie odgrywają ważną rolę.

Jak ważne miejsce zajmuje marketing w usługach lotniczych dowodzą tego prognozy rozwoju lotnictwa. Prowadzone są połączone badania producentów sprzętu lotniczego oraz użytkowników. Trudno wyobrazić sobie uruchamianie produkcji danego typu samolotu przez producentów bez uprzedniej konsultacji z przyszłym eksploatatorem. Czy producent korzysta z badań marketingowych przedsiębiorstw? Spróbujmy dokonać oceny powyższego zagadnienia z pozycji dnia dzisiejszego, wychodząc z założenia, iż znane są nam prognozy rozwojowe przewozów lotniczych przynajmniej na okres 15 lat.

Z punktu widzenia technicznego rozwój nowych konstrukcji lotniczych cechują nieograniczone możliwości. Zgodnie z sugestiami producentów mogą oni przystąpić do zaprojektowania i realizacji samolotu wyposażonego w silnik strumieniowy rozwijającego prędkość rzędu $Ma = 4-5$. Program taki mógłby być zrealizowany w ciągu około 7 lat, a jego koszty byłyby przynajmniej dwukrotnie większe od kosztów „Concorde”. Znamy trudności realizacji samolotu SST, a więc to pierwsza przestroga. Nie znamy również rynku zbytu dla samolotu naddźwiękowego, a więc czy seria produkcyjna opłacalna pokryje koszty nakładów — to druga przestroga. Kolejno do tej pory wprowadzane do eksploatacji samoloty, a ponadto ich koszty mieściły się w możliwościach ekonomicznych wielu przedsiębiorstw.

Samolot naddźwiękowy warunków tych już nie spełnia. Jego zakup przewidują tylko najbogatsi. Jeśli przy tym uwzględnimy szereg urządzeń pomocniczych właściwych dla epoki naddźwiękowej, łatwo przekonamy się, że krok ten pociągnie za sobą wiele komplikacji. Tak więc pewne decyzje co do produkcji mogą okazać się zbyt pochopne.

Do takiego wniosku doszli producenci „Concorde”. Przewidywania produkcyjne mogą okazać się bez pokrycia. Podkreślam, że „mogą”, bowiem trudno przewidzieć wszystkie ewentualności, np. przy dalszej integracji świata.

Zaznaczmy dodatkowo, że dotychczasowe konstrukcje lotnicze powstawały z dużą częstotliwością, głównie jako pochodne zapotrzebowania wojskowego, wzmożonego z chwilą wybuchu pierwszej wojny światowej. Obecnie zapotrzebowanie wojskowe kurczy się. Wpływają na to ograniczone wydatki, a ponadto ściśle precyzowanie przydatności określonego typu samolo-

tu. Dlatego też nastąpić musi pewna stabilizacja produkcji lotniczej, determinowana przez potrzeby rynkowe.

Technika lotnicza znajduje się dziś na określonym etapie rozwoju. Samolot dociera swobodnie do najdalej odległych punktów na mapie globu ziemskiego, wystarczyłoby więc doskonalić istniejący poziom, rozwinąć pojemność handlową samolotu, doskonaląc niezawodność działania. Tymczasem następuje dalsze wyzwianie myśli konstruktorskiej. Musi ona jednak stanowić wykładnik potrzeb społecznych, które również składają się na skomplikowany obraz socjologiczny. Wydawało się, że samolot odrzutowy nie znajdzie dostatecznego zaplecza przewozowego, tymczasem opanował on rynek światowy i wyparł samolot tłokowy. Podobna sytuacja może zaistnieć z samolotem HST. Rynek dla określonego typu samolotu początkowo bardzo ograniczony może osiągnąć granice dyktujące wprowadzenie nowego typu. W sumie jest to problem złożony i wymagający gruntownych badań. Marketing funkcję taką może spełnić pod warunkiem, że będzie prowadzony w sposób ciągły i wszechstronny. Podobnie zresztą jak w każdej działalności handlowej, przemysłowej czy usługowej tak i w lotnictwie (a może w tej dziedzinie szczególnie) musimy dysponować pełną informacją od produkcji do konkretnych potrzeb przewozowych. W tym zakresie odpowiednie instytucje czy też komórki studium zobowiązane są do ciągłych i wszechstronnych badań. Rozpatrzmy przykładowo niektóre badania stanowiące niejako punkt wyjścia do marketingu.

Prognoza techniczno-ekonomiczna w transporcie lotniczym

Prognoza ta obejmuje w swojej treści wszechstronne dane, do sytuacji ekonomicznej ludności włącznie. Byłoby dużym błędem, gdybyśmy nie potrafili przystosować tempa rozwoju lotnictwa do zapotrzebowania społecznego. Ale jeszcze większym błędem byłoby przekroczenie ram tego zapotrzebowania i wytworzenie w ten sposób olbrzymich rezerw przewozowych. Nieprawidłowości te odczułby przemysł lotniczy, a przedsiębiorstwa lotnicze przeszłyby nieodwracalną recesję.

Powszechnie wiadomo, że transport lotniczy posiada znikomy udział w globalnych przewozach pasażerskich i towarowych. Wyjątek stanowią przewozy międzykontynentalne, gdzie element konkurencji jest znikomy. Dotyczy to jednak wyłącznie obszarów rozwiniętych.

Wielkość tych ostatnich, określona związkami [2, 14] wyznaczona została przy założeniu, że $\sigma_x = \text{const}$ na całej długości włókna.

Dla przypadku, kiedy $\sigma'_x \neq \text{const}$ i zmienia się od 0 do wielkości maksymalnych do wyznaczenia przybliżonej wartości $\sigma_{r \max}$, można posłużyć się również powyższym związkiem, przyjmując $\nu' = 0$. Uzasadnić to można tym, że dla $\sigma'_x = 0$ nie ma przemieszczeń poprzecznych włókna. W ten sposób dla spotykanych w praktyce materiałów, można napisać:

$$\sigma'_{r \max} = \sigma'_x \frac{\varepsilon''}{(1 + \nu'') \varepsilon'} = (0,05 \div 0,1) \sigma'_x \quad (3.2)$$

Tak więc równoległe ze spiętrzeniem naprężeń stycznych na końcach włókien występuje także spiętrzenie naprężeń normalnych σ_r . Powstające w ten sposób ogniska spiętrzeń są zaczątkiem dekohezji wewnętrznej ustroju. Działanie naprężeń σ_r wywiera dwójaki skutek: przy rozciąganiu są one czynnikiem zwiększającym siły wiązań adhezyjnych (wywołują siły tarcia), przy ściskaniu odwrotnie — zmniejszają te siły. Warto zauważyć, że maksymalna wartość tych naprężeń nie zależy praktycznie od stałej ν' zbrojenia, a więc pojawiać się one będą nawet przy równych stałych ν łączonych ciał i najskuteczniejszym sposobem ich zmniejszenia jest stosowanie włókien o wysokim module ε' .

Powstawanie stref spiętrzenia naprężeń jest wynikiem istnienia defektów w strukturze materiału, występujących tak we włóknach, jak i w żywicy. Ten pierwszy rodzaj defektów może być wynikiem zbrojenia krótkimi włóknami oraz ich pęknięcia w miejscu najmniejszej wytrzymałości. Defekty w polimerze wiążącym wywołane są obecnością powietrznych i gazowych pęcherzyków, wtrąceniami obcych ciał, uszkodzeniami powierzchni włókna, nieodpowiednim jego przygotowaniem itp. Efekt zmniejszenia wytrzymałości będzie tym większy, im większe będą defekty i wobec tego małe wytrzymałości oraz wydłużenia związane są z obecnością dużych tzw. makrodefektów, powstających zwykle przy przeróbce materiału. Główne z nich to: nierównomierny stopień przesylenia włókien, nierównoległość ich ułożenia, różny stopień naciągu itp. Te technologiczne wady mogą występować w różnej postaci w procesie wytwarzania wyrobu, zależnie od stopnia doskonałości technologii.

Przebieg procesu deformacji jest funkcją własności ciał składowych i rodzaju defektów wewnętrznych. Z licznie przeprowadzonych doświadczeń wynika, że charakter zniszczenia kompozycji (przy prawidłowej technologii) w głównej mierze zależy od własności żywicy i procentowej zawartości włókna. Wysoko napełnione kompozycje wykazują kruchy charakter zniszczenia, a kompozycje o małej zawartości włókien — plastyczny. O wpływie własności żywicy na charakter procesu deformacji tworzyw zbrojonych włóknem szklanym między innymi mówią eksperymenty [13].

Okazuje się, że przy jednakowym udziale procentowym składników jednokierunkowo zbrojone tworzywa na kruchym podłożu zachowują się tak, jak materiały kruche, natomiast na podłożu elastycznym, jak ciała lekkosprężyste. Dla zbadania wpływu bardzo elastycznych żywic na sztywność i wytrzymałość tworzyw zbrojonych włóknem szklanym przeprowadzono badania [14], które wykazały, że wzrost elastyczności

żywicy celowy jest tylko do pewnych granic, gdyż wiąże się to ze zmniejszeniem wszystkich wskaźników kompozycji.

Zapewnienie optymalnych warunków współpracy włókno—żywica musi przebiegać pod kątem odpowiedniego doboru żywicy do danego zbrojenia (właściwego wykorzystania włókien). Chodzi tutaj nie tylko o zapewnienie dobrego powiązania żywicy z włóknem (adhezji żywicy do włókna), odpowiednią charakterystykę sztywnościową żywicy (wielkość stałych ε i ν), ale także wielkość jej wydłużenia, które z jednej strony musi być odpowiednio duże, by zaczątki powstania mikroszczelin w żywicy przesunąć poza zakres odkształceń niszczących włókno — z drugiej zaś odpowiednio małe, by nie zmniejszyć własności samej żywicy. Nie można także pominąć zjawiska spadku sił adhezji w procesie deformacji kompozycji, tzn. faktu dalece różnej wytrzymałości połączenia włókno—żywica w stanie zerowego odkształcenia od wytrzymałości przy odkształceniach niszczących, jak również dodatkowych czynników, takich jak: skurcz żywicy w procesie utwardzania, różne rozszerzalności cieplne składników itp. Chodzi tutaj o wytrzymałość adhezyjną w momencie niszczenia się kompozycji, a więc wówczas, kiedy żywica i włókna podlegają znacznym odkształceniom podłużnym, co oczywiście może być zupełnie różne od wyniku, jaki otrzymuje się w normalnej próbie ścinania czy odrywania.

Wytrzymałość adhezyjna uwidoczni się szczególnie jasnowo przy ściskaniu próbek, gdzie z reguły otrzymuje się o wiele niższe wyniki aniżeli przy rozciąganiu. Głównym powodem tego jest występujące zjawisko odrywania włókna od żywicy (składowa σ_r), co w połączeniu z defektami wewnętrznymi (spiętrzenie naprężeń τ'_x i σ_r) przyspiesza dekohezję i zmniejsza wytrzymałość próbki, ponieważ możliwość wyboczenia się cienkich włókien zatopionych w elastycznym polimerze praktycznie nie zachodzi. Mówią o tym obliczenia i eksperymenty zawarte w pracy [15], z których wynika, że nawet dla bardzo elastycznych żywic wyboczenie takie nie ma miejsca. Tak więc wytrzymałość na ściskanie w głównej mierze zależy od własności adhezyjnych żywicy i niewątpliwie wyjaśnienie tutaj problemu zmiany sił adhezji w funkcji odkształcenia pozwoliłyby określić bardziej właściwe optymalne współpracy włókno—żywica, a tym samym uzyskanie maksimum wytrzymałości kompozycji.

Jak dotąd jednak, zagadnienia tego typu nie znalazły jeszcze odpowiedniego odbicia w praktyce badawczej i brak jest na ten temat konkretnych opracowań.

Generalnie rzecz biorąc, dobór żywicy do danego zbrojenia powinien iść w kierunku maksymalnego ograniczenia jej udziału w przenoszeniu obciążeń. Główne parametry tego doboru z punktu widzenia mechaniki deformacji ustroju stanowią stałe sprężyste ε i ν oraz wydłużenie ε_{niszcz} . Pożądane jest, by stałe te były jak najmniejsze, a wydłużenia możliwe duże, przy jednoczesnym zachowaniu wysokich właściwości adhezyjnych żywicy do włókna.

Ograniczanie do minimum udziału żywicy w przenoszeniu obciążeń jest także korzystne z punktu widzenia reologii tworzywa, gdyż lepkosprężystością charakteryzuje się tylko środek wiążący.

Dokończenie na str. 30

W tej sytuacji badania prognostyczne powinny uwzględniać specyfikę obszarów zacofanych i rozwiniętych. Rozgraniczenie badań wytworzy nam właściwy obraz racjonalnych proporcji pomiędzy standardem usługi, jej ceną i możliwościami finansowymi podróżujących.

Przewiduje się, że w ciągu najbliższych 20 lat nastąpi podwojenie dochodu indywidualnego na głowę ludności. Podobnie, przewiduje się, że wzrośnie długość odcinka podróży lotniczej. Czy jednak pojęcie wzrostu można jednoznacznie potraktować w odniesieniu do całego świata? Z całą pewnością nie i dlatego badania muszą mieć charakter cząstkowy, to jest odnosić się do poszczególnych krajów lub ich zespołów. W programie techniczno-ekonomicznym na plan pierwszy wysuwa się jednak produkcja. Powszechnie uważa się, że produkcja lotnicza przeżywa głęboki kryzys, a niektórzy specjaliści amerykańscy uważają, iż okres ostatniego roku jest pod tym względem gorszy aniżeli depresja w 1932 r. Obroty w przemyśle lotniczym i kosmicznym spadły o 15% w 1970 r, a zatrudnienie aż o 25%. Sam tylko Boeing zwalnia tysiąc osób miesięcznie. Na rynku pracy znalazło się tysiące inżynierów i doktorów nauk ścisłych. Podobną sytuację obserwuje się w przemyśle lotniczym Europy zachodniej. Czy to jednak oznacza, że zmniejszy się podaż sprzętu lotniczego i że za kilka lat będziemy oczekiwać w kolejce możliwości nabycia biletu lotniczego? O to możemy być spokojni.

Produkcja lotnicza podporządkowana jest nowym prawom technologicznym. Zwiększona trwałość samolotu ogranicza pojemności handlowe, a przede wszystkim rezerwy przewozowe gwarantują utrzymanie istniejącego tempa przyrostu przewozów.

Wzrastające koszty zakupu samolotów stwarzają inne, poważne obawy. Nie wszystkie przedsiębiorstwa mogą pozwolić sobie na zakup nowoczesnego sprzętu. Obserwujemy to już na przykładzie Boeinga 747, złożonych ofert na inne autobusy powietrzne lub samolot naddźwiękowy „Concorde”. Należy się spodziewać, iż na rynku lotniczym dokonany zostanie generalny rozdział na kilka grup. Do pierwszej wejdą przedsiębiorstwa dysponujące nowoczesnym sprzętem, tanią w eksploatacji i obsługującym najaktywniejsze grupy. Do drugiej grupy wejdą przedsiębiorstwa, które rozpoczną proces łączenia się w różnych formach (wspólne szkolenie, serwisy techniczne, akwizycje itp.). Wreszcie trzecia grupa obejmująca przedsiębiorstwa małe, nie wytrzymujące konkurencji i ograniczające swoje usługi do bardzo zawężonego obszaru terytorialnego. W kontekście tych czynników zagadnienie marketingu stanowi niezmiernie ważny problem.

Dla stworzenia właściwego obrazu potrzeb marketingu, w pierwszej części artykułu chciałbym zatrzymać się przy dwóch obszarach geograficznych i dokonać wstępnej oceny rozwoju przewozów lotniczych.

Kraje rozwijające się

Jeśli dla konfrontacji zawartych w tym artykule twierdzeń czytelnik weźmie do ręki mapę połączeń lotniczych Afryki, to łatwo się przekona, że: podstawę połączeń stanowią linie międzynarodowe łączące główne ośrodki miejskie z Europą; szlak główny rozciąga się od Kairu przez Nairobi do Johannesburga; pozostały obszar Afryki stanowi białe plamy. Ozna-

cza to, że transport lotniczy w krajach rozwijających się jest luksusem i długo jeszcze nim będzie. Jeśli mówimy o podwojeniu dochodu na głowę w ciągu 20 lat, to wskaźnik taki nie rozwiąże problemu w Azji czy Afryce. Nie będzie stanowił on dostatecznej podstawy dla rozwoju przewozów lotniczych na miarę potrzeb.

Problem polega na tym, że producenci samolotów znajdują się w krajach o najwyższym standardzie ekonomicznym. Starają się oni prześcigać w produkcji samolotu luksusowego, a jednocześnie bardzo kosztownego. Przemysł zupełnie ignoruje klienta w krajach rozwijających się. W tym zakresie nikt nie podjął się konkretnych badań, jaki np. typ samolotu zastąpi wysłużony DC-3 w krajach, gdzie jest on jeszcze podstawowym sprzętem.

Wg poglądów niektórych przedsiębiorstw Afryki czy Azji samolot dla ich rynku powinien być prosty, niezawodny i uniwersalny, a ponadto tani w eksploatacji i przystosowany do lądowania na dowolnym lotnisku, niezależnie od warunków klimatycznych.

Na marginesie analizy marketingowej przypomnijmy, że kraje rozwijające się zajmują blisko 65% powierzchni globu ziemskiego, zamieszkałej przez około 75% ludności. Ten olbrzymi potencjał demograficzny korzysta zaledwie z 10% lotniczych przewozów światowych, a tempo rocznego wzrostu przewozów wynosi 6%. Luka w przewozach wzrasta więc bardzo szybko, a rynek pasażerski ogranicza się jedynie do wielkich ośrodków miejskich.

O ile w krajach Europy zachodniej czy Ameryki Północnej istnieje nie tylko tłok w powietrzu, ale i w każdym dostępnym ośrodku wypoczynku, o tyle tam istnieją ogromne rezerwy turystyczno-wypoczynkowe. Turystyka nie rozwiązuje jednak problemu, bowiem korzystać będą z niej mieszkańcy obszarów rozwiniętych. Ludność miejscowa w dalszym ciągu pozostanie na uboczu. Turystyka ożywi jednak działalność gospodarczą i spowoduje napływ środków finansowych. Wymienione czynniki stwarzają odpowiednie podłoże dla gruntownych badań perspektywicznych na olbrzymim obszarze globu ziemskiego.

Europa — Ameryka Północna

Obszar Europy można podzielić również na dwie części, jak tego dokonał zresztą podział polityczny. Europę zachodnią, która stanowi najaktywniejszy rynek lotniczy panujący nieomal nad częścią globu ziemskiego, zamieszkuje zaledwie 10% ludności świata. W szczegółowej analizie przestrzennej tej części kontynentu można wyodrębnić obszar o szczególnym zagęszczeniu ruchu lotniczego. Sześć krajów EWG oraz Wielka Brytania, Szwajcaria i Dania skupiają na obszarze 1,5 mln km² około 250 mln mieszkańców. Jednocześnie dysponują one nowoczesnymi przedsiębiorstwami lotniczymi obejmującymi swoim zasięgiem cały świat i konkurującymi z powodzeniem z przedsiębiorstwami amerykańskimi.

Mimo doskonale rozwiniętego konkurencyjnego transportu lądowego dla transportu lotniczego wyznaczone zostało trwałe miejsce. Wewnątrz kontynentu średnie odległości przewozu (720 km w relacjach międzynarodowych i 400 km w relacjach krajowych) są wyjątkowo małe i wg opinii sceptyków nieopłacalne. Tymczasem przedsiębiorstwa lotnicze Europy zachodniej osiągają wysokie zyski. Czynnikiem sprzyjającym rozwojowi przewozów lotniczych w Europie jest konfiguracja geograficzna, a szczególnie oddzielenie aktywnych obszarów przegrodami morskimi od stałego kontynentu europejskiego, np. Wielka Brytania i Irlandia, Skandynawia, Finlandia, Islandia itp. Pewnym zagrożeniem dla samolotu może być budowa tunelu pod kanałem La Manche czy też mostu nad cieśninami duńskimi. To jednak daleka przyszłość.

Na wzrost znaczenia samolotu w Europie zachodniej nie pozostaje bez wpływu gwałtowny kryzys kolei, która w niektórych państwach przynosi duży deficyt. Niewygodny dla dalekich podróży stał się również samochód ze względu na zatłoczone szosy.

W obliczu tych dwóch konkurentów samolot wbrew pozorom wchodzi na czołowe miejsce. W odróżnieniu od bardzo kosztownej infrastruktury kolejowej, w lotnictwie mimo absolutnej nowoczesności jej koszty są umiarkowane. Ujemnym zjawiskiem infrastruktury lotniczej jest jednak szybki proces starzenia się samolotów.

Wszystko wiemy o poszczególnych środkach transportu, znany jest szczegółowo ich udział w przewozach pasażerskich i towarowych, relatywne koszty, nie we wszystkich rodzajach transportu natomiast sprezyzowane zostały docelowe formy rozwojowe.

W miarę doskonalenia systemów zarządzania przedsiębiorstwami przemysłowymi i handlowymi ograniczane będą kosztowne podróże służbowe. Podróże dyplomatów stanowią margines w przewozach, liczyć trzeba i to przede wszystkim na klienta indywidualnego, głównie turystę. Jeśli chodzi o przewozy towarowe, to należy poszukiwać producentów i przekonywać ich o korzyściach transportu lotniczego, by nie doprowadzić do kryzysu w gigantycznej dziedzinie produkcji lotniczej przewozów.

Częstokroć jesteśmy przesadni w ocenie niepowodzeń. Otóż w „Trybunie Ludu” z dnia 6.III.71 r. w artykule pt. *Awantura o SST* czytamy: „TWA miała rekordowy deficyt — 64 mln dolarów w 1969 r. «Pan American» poniosła straty rzędu 26 mln, a w ubiegłym roku 48 mln dolarów... Pozornie wszystko idzie gładko, w USA funkcjonuje 20 przedsiębiorstw lotniczych, wyłącznie prywatnych, które prześcigają się w reklamowaniu usług. Są one rentowne, gdy pasażerowie wypełniają zaledwie 16—25% miejsc. Jeśli samolot zawiera pełny ładunek poczty i przesyłek, lot może być opłacalny bez żadnego pokrycia”.

Oto przykład dezinformacji, jaka w badaniach marketingowych powinna być brana pod uwagę. Jeśli w przewozach międzynarodowych rzeczywiście taka

sytuacja istnieje, to najaktywniejszy rynek amerykański może być niedostępny. Tymczasem wiele przedsiębiorstw lotniczych usilnie stara się o wejście na ten właśnie rynek. Jeśli to dotyczy tylko rynku wewnętrznego, to zdobędzie go ten, kto zaoferuje sprawniejsze i tańsze usługi. Wszelkie chwytliwy i dozwolone, lecz i one są do uniknięcia, bowiem ośrodki badawcze dostarczają szczegółowych informacji co do obciążenia, które nie powinno kształtować się na poziomie 10—25%.

Dla uniknięcia podobnych zjawisk powołano w Europie do życia Grupę Studiów Transportu Lotniczego (GETA), która w oparciu o badania określa z dużą dokładnością popyt na przewozy lotnicze. W swoich badaniach opiera się GETA na czterech parametrach, a mianowicie: liczbie ludności, poziomie dochodu rzeczywistego na głowę (charakteryzującym poziom życia przy podróżach osobistych oraz poziom rozwoju ekonomicznego — przy podróżach zawodowych), realnej cenie transportu lotniczego, i wreszcie całkowitym czasie trwania podróży.

W oparciu o te parametry ustalono np., że jeśli realna cena podróży zmniejsza się o 10%, to popyt zwiększa się o 16%. Jeśli w przedziale 15 lat liczbą ludności w Europie będzie się zwiększać o 0,9% rocznie, objętość wymiany międzynarodowej o 1,2% rocznie, rzeczywisty dochód na głowę będzie wynosił 3,5%, a średnie czasy przelotów zmniejszą się średnio o 2% rocznie, to powyższe dane mogą posłużyć do precyzyjnego ustalenia rynku lotniczego.

Wymienione parametry różnią się jednak w poszczególnych strefach globu ziemskiego. Szczegółowe badania potwierdzają, że najkorzystniejsze warunki rozwoju posiadają Stany Zjednoczone i Związek Radziecki. Wynika to z jednolitego i niezależnego rynku oraz dużych obszarów, w pokonywaniu których samolot jest bezkonkurencyjny.

Dokończenie ze str. 27

Chociaż zdolność układu do pełzania w praktycznie ważnym kierunku, tj. w kierunku zbrojenia jest niewielka (rys. 4) i duże skłonności materiału do pełzania należy tłumaczyć jedynie obecnością mikro- i makrodefektów w tworzywie, to jednak małe ε'' żywicy jest zawsze korzystne, gdyż daje niski poziom składowej σ_x'' , a co za tym idzie mniejszą skłonność polimeru do pełzania. Łagodzi to także strefy spiętrzenia naprężeń τ_{rx} i σ_r . Spadek wytrzymałości ustroju w podwyższonych temperaturach, gdzie następuje wzrost elastyczności żywicy, należy tłumaczyć głównie spadkiem sił adhezji na powierzchniach przylegania ciał, różną rozszerzalnością cieplną tych ciał (powstawaniem naprężeń σ_r), tzn. niewłaściwie przeprowadzonym doбором składników lub nieprawidłowym zbrojeniem.

Reasumując, przebieg procesu deformacji w ustroju rzeczywistym obciążonym osiowo w kierunku zbrojenia, ogólnie scharakteryzować można w sposób następujący:

„Wskutek peknięcia najbardziej wyciężonych włókien oraz obecności defektów w strukturze materiału występują strefy spiętrzenia naprężeń stycznych τ_{rx} działających na powierzchniach przylegania ciał i normalnych σ_r skierowanych prostopadle do tych powierzchni. Powstające w ten sposób ogniska spiętrzeń są zaczątkiem dekohezji wewnętrznej ustroju, co szczególnie niekorzystnie przejawia się przy ściskaniu ustroju, gdzie naprężenia σ_r zmniejszają siły wiązań adhezyjnych. Te ujemne zjawiska wynikają głównie z niewłaściwego doboru żywicy do danego zbrojenia.

Z punktu widzenia mechaniki deformacji ustroju główne parametry tego doboru stanowią stałe sprężyste ε i ν oraz wydłużenie ε_{niszcz} . Pożądane jest, by stałe te były jak najmniejsze, a wydłużenia możliwe duże, przy jednoczesnym zachowaniu wysokich właściwości adhezyjnych żywicy do włókna”.

Literatura

1. Lechnicki: *K rasczotu na procznost sostawnych baltok*, „Wiestnik inzenierow i technikow”: 1935 nr 9.
2. Muscheliszwili: *K zadacz kruszenije uprugich brusjew, sostawnych iz rozlicznych matieriatow*, Izd. A.N. SSSR 1932.
3. Hoff: *The strength of laminates and sandwich structural elements*, „Engineering laminate”, N. Y. 1949.
4. Goldfarb, Stiepanow: *Ob uprugich miechanicznych swoistwach nieodnorodnych sried*, PMTE 1963 nr 2.
5. Muscheliszwili: *Niekatoryje osnovnyje zadacz matematiczeskoj teorij uprugosti*, Izd. A. N. SSSR. M. 1954.
6. Szerman: *Staticzeskaja ploskaja zadacza teorij uprugosti dla mnogosujaznych oblastej*, „Trudy Siejsmologičeskoj Institutu” A.N. SSSR 1935, 34.
7. Timoszenko: *Teoria sprężystości*, Arkady, W-wa 1962.
8. Bous C. A.: *Microscopic study of mode of fracture in filament wound glass-resin composites*, TAM Report, 234. University of Illinois, November 1962.
9. McAbee E., Chmura M.: *Proc. of 16 Annual SPJ Conference*, „Reinforced Plastics Divis”, 1961.
10. Desai M. B., McCarry F. J.: *Failure mechanism in fiberglass reinforced plastics*, Proc. of 14 „Annual SPJ Conference”, Reinforced Plastics Divis, Chicago 1959.
11. Outwater J. O.: *In the fundamental mechanics of reinforced plastics*, ASME papers. 56-A-201, 1956.
12. Tarnopolski J. M., Kincis T. J.: *O miechanizmie pieriedaczj usilej pri dieformirowanij orientirowanych stiekloplastikow*, „Miechanika polimierow” 1965 nr 1.
13. Strelajew W. S.: *Staticzeskaja konstrukcionnaja procznost orientirowanych siekloplastikow*, Kand. Diss. M. 1963.
14. Oltarzewski H.: *Anizotropia i sprężystość tworzyw zbrojonych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1967 nr 12.
15. Rabinowicz A. L.: *Wwiedienije w miechaniku armirowanych polimierow*, Izdatielstwo „Nauka”, Moskwa 1970.
16. Borzowa T. B.: *O raspriedelenij napriazhenij pri rostiazenij wotoknistych plastikow*, „Wiestnik MGU” 1966 nr 2.

WIATR A SPRZĘT LOTNICZY

W artykule przedstawiono uszkodzenia i zniszczenia samolotów na lotniskach powodowanych przez wiatr oraz podano wnioski, które wskazują, jak uchronić samoloty przed niszczycielską działalnością wiatru i gradobicia.

Wiadomo, że wiatr wraz z innymi czynnikami i elementami meteorologicznymi decyduje o tym, jaka będzie widzialność pozioma i podstawa chmur, a tym samym — czy będzie pogoda lotna, czy też nie.

Bywa, że przy dobrej pogodzie występuje gwałtowny wiatr — o prędkości powyżej 15 m/s, który utrudnia lądowanie, a niekiedy czyni je nawet niemożliwym. Wiatr o sile niszczycielskiej — wichura o prędkości powyżej 22 m/s występuje na naszych lotniskach średnio raz na 10 lat i przychodzi zazwyczaj z kierunków zachodnich (W) lub z południowego wschodu (SE).

Na lotnisku Warszawa-Okęcie gwałtowne wiatry notowane są w 7 miesiącach roku, a mianowicie:

Miesiąc	I	II	IV	V	VI	VII	XII
Srednia liczba dni z wiatrami powyżej 15 m/s	1	1	2	1	1	1	1

Odchylenia od podanej średniej liczby dni z gwałtownymi wiatrami wahają się w różnych latach od 3 do 11 dni w roku.

Co prawda na obszarze Polski nie występują tajfuny czy tornado, których niszczycielska siła jest tak wielka, że znosi z powierzchni ziemi nawet betonowe budowle. Zniszczony przez tornado samolot i rozrzucone jak liście potężne płyty hangaru ilustruje rys. 1.

Zdarzenie to miało miejsce 1 września 1952 roku na lotnisku w stanie Texas (USA), gdzie uległo zniszczeniu

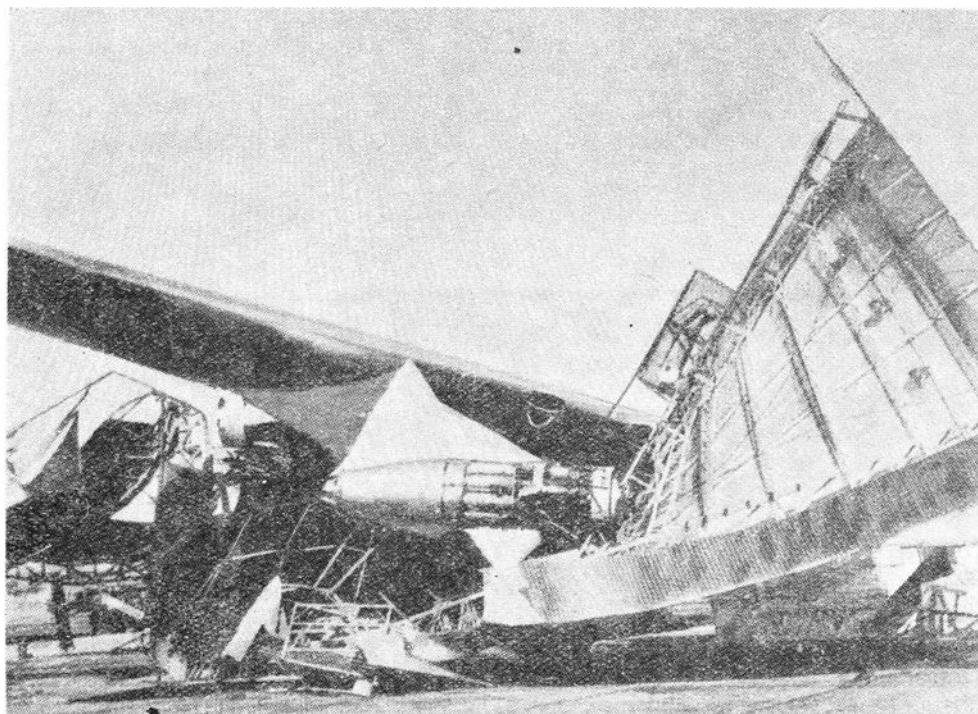
75 samolotów i wszystkie urządzenia naziemne wraz z hangarami.

Niszczycielskiej sile wiatru towarzyszy przeważnie gradobicie. Przykład zniszczeń spowodowanych przez grad przedstawia rys. 2.

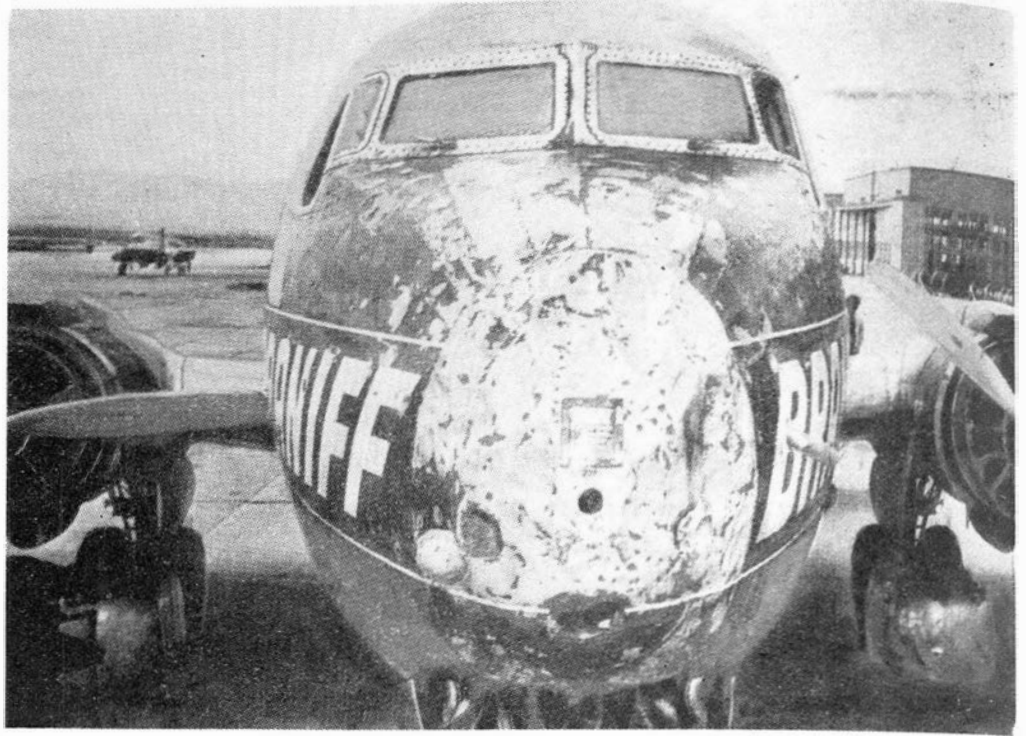
Straty, jakie wyrządziły huragany i gradobicia na obszarze USA w latach 1944—1953 wyniosły 101 377 900 dolarów.

Na obszarze Polski huragany występują znacznie rzadziej i mają mniejszą siłę, lecz mimo tego przynoszą znaczne straty lotnictwu, a tym samym ekonomice kraju. Zazwyczaj huragany przechodzą wąskim pasmem, natrafiając na swoim szlaku niekiedy i na lotniska. W ogólnym zarysie gwałtowne wiatry w ciągu roku występują z kierunku zachodniego (W) — rys. 3.

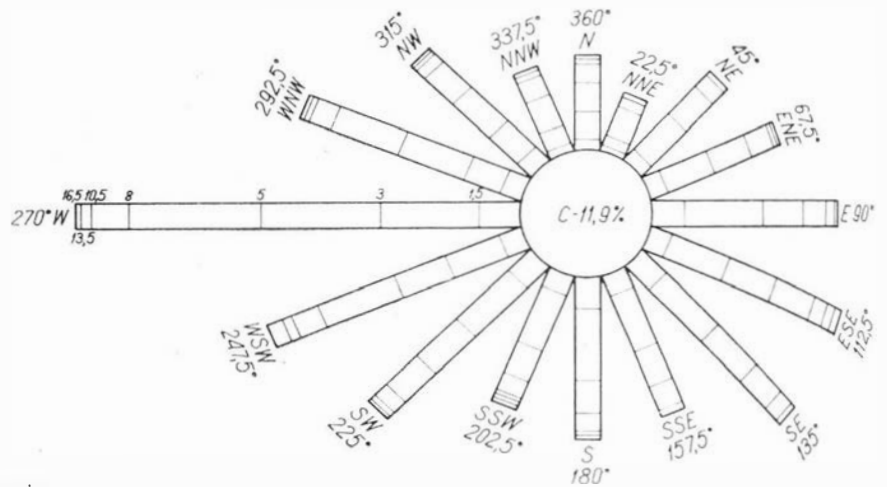
* Artykuł jest dalszym ciągiem opracowania: *Wskazówki ułatwiające prognozę pogody dla lotniska Warszawa-Okęcie*, opublikowanego w TLiA 1970 nr 12. Omówione w poprzednim artykule zagadnienie dotyczy wpływu kierunku wiatru na widzialność poziomą i podstawę chmur na lotnisku Warszawa-Okęcie oraz wskazuje, jak należy postępować podczas złą pogody. Przypomina się, że za złą pogodę przyjęto takie warunki, gdy widzialność pozioma jest mniejsza od 1500 m, a podstawa dolnej warstwy chmur niższa od 150 m. Rozważanie na temat: *Wiatr a sprzęt lotniczy* jest bezwzględnie konieczne ze względu na ochronę sprzętu lotniczego przed niszczycielską działalnością wiatru. Ważne jest to szczególnie dla lekkiego sprzętu lotniczego używanego w lotnictwie gospodarczym, częściowo komunikacyjnym oraz sanitarnym i sportowym.



1. Jeden z 75 samolotów zniszczonych przez huragan na lotnisku w stanie Texas (USA)



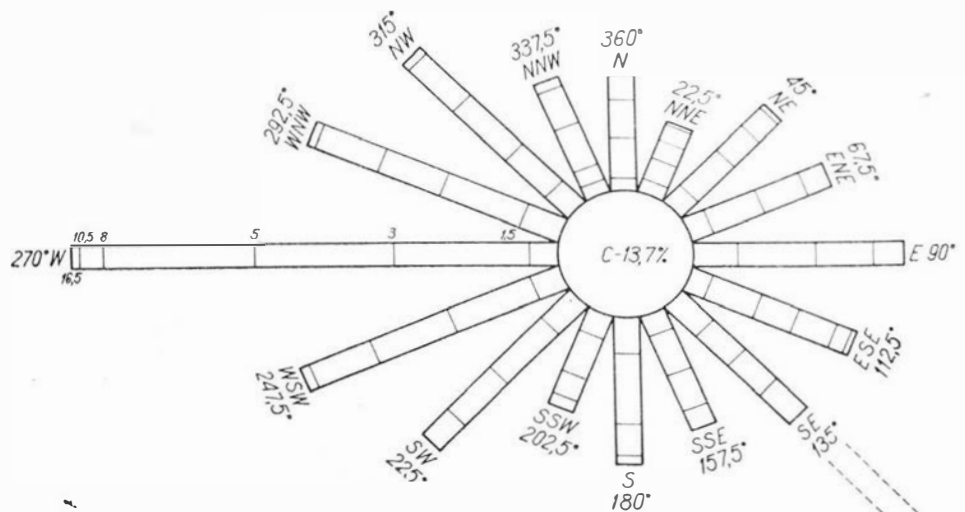
2. Uszkodzony przez grad samolot towarzystwa lotniczego Braniff (USA)



15; 3; 5; 8; 10.5; 13.5; 16.5 prędkość m/s

Częstotliwość wiatru: 1cm = 2%

3. Kierunki wiatru i częstotliwość występowania wiatru z danego kierunku, prędkości wiatru i częstotliwość występowania poszczególnych prędkości wiatru w ciągu roku dla lotniska Warszawa-Okęcie (wartości średnie)

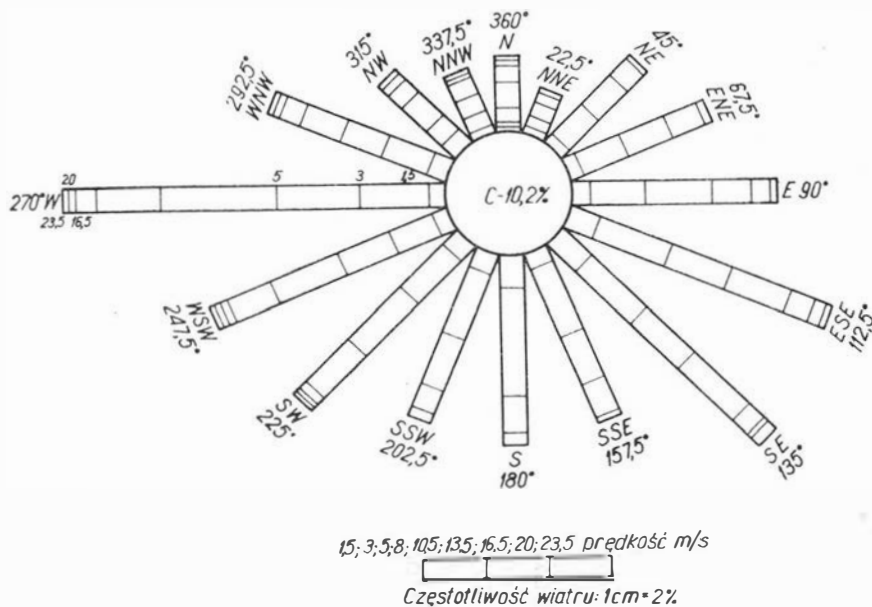
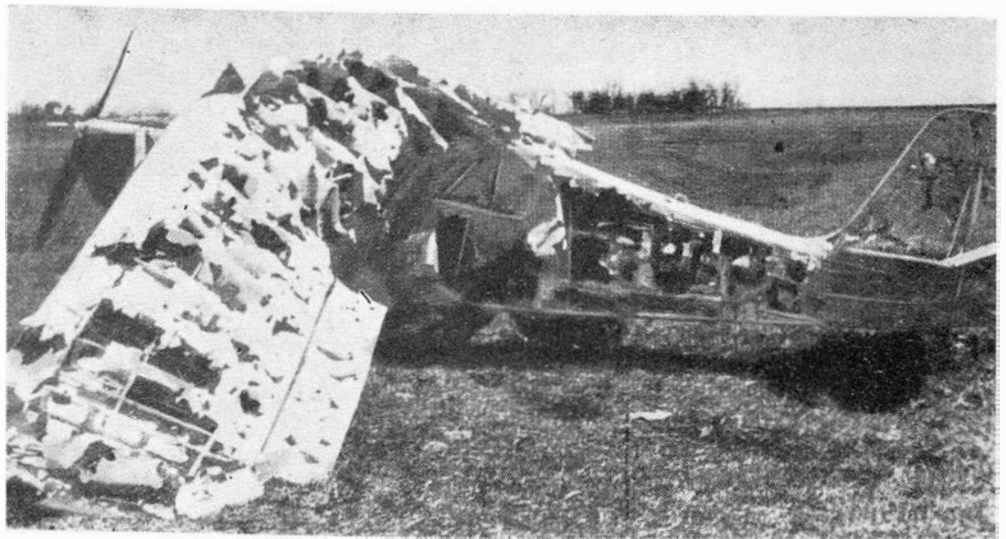


15; 3; 5; 8; 10.5; 13.5; 16.5; 22 prędkość m/s

Częstotliwość wiatru: 1cm = 2%

4. Kierunki wiatru i częstotliwość występowania z danego kierunku, prędkości wiatru i częstotliwość występowania poszczególnych prędkości w półroczu letnim dla lotniska Warszawa-Okęcie (wartości średnie)

5. Zniszczony przez huragan gradobicie lekki samolot lotnictwa gospodarczego



6. Kierunki wiatru i częstotliwość występowania wiatru z danego kierunku, prędkości wiatru i częstotliwość występowania poszczególnych prędkości w półroczu zimowym dla lotniska Warszawa-Okęcie (wartości średnie)

Szczególnie groźne są huragany w półroczu letnim, mogące wystąpić w miesiącach czerwcu i lipcu przy wiatrach południowo-wschodnich (SE), jak to pokazano na rys. 4.

Niebezpieczeństwo jest tym większe, że huraganowy wiatr zjawia się niespodziewanie, przeważnie po długotrwałej, pięknej pogodzie. Właśnie wtedy sprzęt lotniczy znajduje się na zewnątrz hangarów, gdzie przeprowadzana jest obsługa techniczna, usuwanie usterek itp. czynności. Po przeglądach samoloty pozostają na zewnątrz hangarów i przeważnie nie są zakotwiczone, a przy nich pozostawiony jest sprzęt pomocniczy. W takiej sytuacji, niespodziewanie zrywający się huragan, może wyrządzić znaczne szkody. Przeważnie po każdej klęsce żywiołowej zbierają się komisje, aby omówić przyczyny katastrofy, rozmiary strat, czy były możliwości zapobieżenia stratom i jak postępować w przyszłości, aby takich strat uniknąć. Niestety, szybko zapomina się nie tylko o stratach wyrządzonych przez klęski żywiołowe, ale i o postulatach — jak postępować, aby ich uniknąć lub ograniczyć do minimum. W efekcie samoloty i sprzęt na lotniskach narażone są potencjalnie na zniszczenie (rys. 5).

Zdarza się, że gwałtowne i huraganowe wiatry występują też w półroczu zimowym z kierunku zachodniego (W), co ilustruje rys. 6.

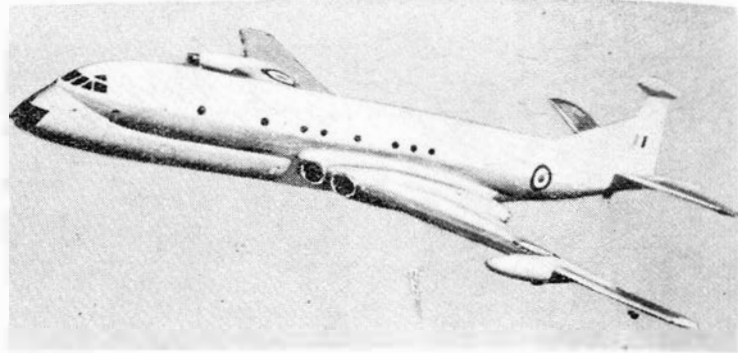
Jednakże wiatry o niszczyielskiej sile są w półroczu

zimowym zjawiskiem niezmiernie rzadkim. Ponadto, wtedy lekkie samoloty znajdują się najczęściej w hangarach, a tym samym nie są narażone na bezpośrednie zniszczenie.

Wnioski

1. Najważniejsza jest wnikliwa analiza wykresów aktualnych dla danego lotniska, np. Warszawa-Okęcie, obrazujących: kierunki wiatru i częstotliwość ich występowania z danego kierunku, prędkości wiatru i częstotliwości występowania tych prędkości w ciągu roku.
2. Ładując na lekkich samolotach przy gwałtownym wietrze, szczególnie na lotniskach polowych nie należy kołować do miejsc postoju, lecz po zwolnieniu wytyczonego do lądowania pasa, natychmiast zakotwiczyć samolot. Kołowanie lekkim samolotem przy gwałtownym wietrze prowadzi nieuchronnie do uszkodzenia płatowca.
3. Personel techniczny musi dbać, aby sprzęt pomocniczy nie znajdował się przy samolotach po zakończeniu na nich prac, gdyż wiatr może spowodować uszkodzenie konstrukcji płatowca.
4. Konieczne jest kotwiczenie lekkich samolotów, szczególnie w okresie letnim, gdyż przy nadejściu gwałtownego wiatru lub huraganu nie zakotwiczone samoloty w pierwszym rzędzie mogą ulec uszkodzeniu, a nawet zniszczeniu.
5. Gradobicie jest szczególnie niebezpieczne w powietrzu. Spotkanie samolotu lecącego z prędkością 300–500 km/h z ziarnami gradu uszkadza samolot, niszczy przede wszystkim krawędzie natarcia skrzydeł i usterzenia.
6. Na lotniskach polowych i tam, gdzie nie ma osłony meteorologicznej, konieczne jest stałe śledzenie komunikatów o pogodzie i pobieranie prognoz pogody z placówek PIHM.

Samolot „Nimrod” do zwalczania okrętów podwodnych



W czasie drugiej wojny światowej groźną bronią przeciw okrętom podwodnym były obok niszczycieli i fregat samoloty „Wellington” i „Liberator” wyposażone w urządzenia wykrywające. Po wojnie Amerykanie i Anglicy nadal rozwijali ten rodzaj samolotów. Obecnie dysponują oni łącznie 600 specjalnymi samolotami do zwalczania okrętów podwodnych i do pełnomorskiego rozpoznania. Jednym z najnowocześniejszych jest Hawker Siddeley „Nimrod” MR.Mk.1 przeznaczony dla Strike Command jako następcą samolotu Avro „Shackleton”.

Samolot stanowi przeróbkę samolotu „Comet” 4C, wypróbowanego w ciągu wielu lat eksploatacji w ruchu pasażerskim i w wojsku. Jego kadłub został skrócony o 1,83 m i w swej dolnej części ukształtowany w nowy sposób. Część nosową kadłuba zastąpiono dużą, odchylaną do góry osłoną radaru wykonaną z tworzywa dielektrycznego. Za pomieszczeniem radarowym znajduje się przednie pomieszczenie wyposażenia elektronicznego oraz komora bojowa o długości 14,8 m z bronią do zwalczania okrętów podwodnych. Obok torped, min, bomb głębinowych i zwykłych bomb rozpryskowych w komorze bojowej mogą znaleźć pomieszczenie również dodatkowe zbiorniki paliwa. Ze względów wytrzymałościowych boczne ściany nie klimatyzowanej komory bojowej zostały wykonane z oddzielnych segmentów skorupowych o długości 1,20 m. Dzięki takiej konstrukcji nie uległy zmianie obciążenia właściwego kadłuba powodowane przez zginanie i skręcanie. Przednie i tylne klapy komory są zamocowane do dolnej krawędzi ścian; są one zamykane hydraulicznie. Zmienione zostało ustalenie kierunku: z przodu dodano pletwę, a na jego szczycie umieszczono kropłowy pojemnik z urządzeniami zakłócającymi. Pojemnik ten jest wykonany z dielektrycznego tworzywa i służy równocześnie jako stabilizująca kierunkowo płyta brzegowa. Część ogonowa kadłuba została zaopatrzona w długi wysięgnik z tworzywa sztucznego wyposażony w urządzenie MAD (Magnetic Anomaly Detector) do wykrywania okrętów podwodnych w zanurzeniu. Kabina załogi (dwóch pilotów i mechanik pokładowy) otrzymała większe okna boczne i dwa dodatkowe okna górne. Za kabiną załogi znajduje się centrala kierująca. Liczba okien kadłuba została zmniejszona do 11, łącznie z trzema bocznymi kopolkami obserwacyjnymi.

Do napędu samolotu zastosowano w miejsce silników Rolls-Royce „Avon” dwuprzepływowe silniki Rolls-Royce RB. 168-20 o ciągu 5200 kG, będące wojskową wersją silnika „Spey” Mk.250. Zostały one dostosowane do nowych warunków eksploatacyjnych przez użycie odpowiednich materiałów. Oba zewnętrzne silniki zaopatrzone w odwracające ciągu. Dostęp do silników zapewniają od dołu, podobnie jak w samolocie „Comet” 4C, duże pokrywy. Korystne charakterystyki silników umożliwiają wykonywanie zadań na małych wysokościach i z prędkością tylko 336 km/h. Wyląca się przy tym dwa silniki, co pozwala na przeprowadzanie patrolowania w ciągu 12–14 h.

Do wykrywania okrętów nawodnych służy zainstalowany w nosowej części kadłuba radar ASV 21D firmy EMI Electronics, używany również jako radar przeszkodowy i meteorologiczny. Może on wykrywać nawet tak małe obiekty, jak peryskop lub chwyt powietrza okrętu podwodnego. W przyszłości radar ten ma być zastąpiony jeszcze silniejszym urządzeniem, które obecnie znajduje się w stadium prób. Umieszczone w ogonowym wysięgniku urządzenie

MAD określa pozycję zanurzonego okrętu podwodnego na zasadzie wykrywania zakłóceń ziemskiego pola magnetycznego wywołanych przez okręt. Czujniki znajdującego się na stateczniku kierunku urządzenia ECM nie tylko wykrywają nieprzyjacielskie urządzenia radarowe, lecz również określają ich dokładne charakterystyki i mogą dzięki temu zakłócać ich działanie. Należy tu także tzw. Autolycus, urządzenie do wykrywania śladów gazów z rur wylotowych silników wysokoprężnych okrętów podwodnych. W tylnej części kadłuba znajduje się pomieszczenie boi dźwiękowych i boi znakujących wraz z ich wyrzutnikami. W tym samym pomieszczeniu znajdują się trzy kamery do zadań rozpoznawczych, przy czym w nocy zdjęcia są robione przy użyciu bomb błyskowych. Poza tym w prawym dodatkowym zbiorniku wmontowany jest reflektor przeszukujący. Zwalczanie okrętów podwodnych odbywa się głównie za pomocą samonaprowadzających się torped i bomb głębinowych. Do zadań specjalnych stosowane są dwa pociski kierowane Nord AS.12 lub HSD/Matra „Martel”, podwieszane pod skrzydłem.

Głównym urządzeniem centrali kierującej jest taktyczne urządzenie nawigacyjne z przelicznikiem cyfrowym Elliott MCS 920B. Na okrągłym ekranie o średnicy 610 mm lampy katodowej przedstawiona jest aktualna sytuacja taktyczna, na którą składa się własna pozycja samolotu, koła zakreślone przez boje dźwiękowe oraz pelengi urządzenia ECM i radaru. W przypadku awarii tej lampy może być wykorzystywany drugi, mniejszy ekran prostokątny, który poza tym służy do przedstawiania danych dotyczących warunków lotu. Głównym zadaniem przelicznika jest wyznaczanie pozycji celu, jego kursu i prędkości oraz określanie czasu wyzwolenia broni przez urządzenie nawigacyjne; kieruje on także samolotem za pośrednictwem automatycznego pilota Smiths. Poza taktycznym urządzeniem nawigacyjnym samolot jest wyposażony w klasyczny system nawigacji autonomicznej, składający się z platformy bezwładnościowej i radaru Dopplera (dokładność 0,1%) oraz wskaźnika prędkości i kierunku wiatru i pozycji samolotu w postaci szerokości i długości geograficznej. Do nawigacji w czasie dłuższych przelotów zastosowano urządzenie LORAN. Do rejestracji rozwoju sytuacji taktycznej oraz do zapisu różnego rodzaju danych i rozmów służy 18-kanalowy magnetofon.

Samolot „Nimrod” poza zwalczaniem okrętów podwodnych może być stosowany do osłony zespołów okrętów, do patrolowania wybrzeży i do dalekiego rozpoznania oraz do celów transportowych (45 żołnierzy z pełnym uzbrojeniem lub spaletyzowane ładunki). W stadium rozwoju znajdują się nowe urządzenia wykrywające, które pracują na zasadzie podczerwieni i techniki laserowej.

Do końca 1971 r. ma być dostarczonych dla RAF-u 38 samolotów „Nimrod”. Samolotem interesują się również Indie, Kanada i Afryka Płd.

Dane techniczne: rozpiętość 35,00 m; długość 38,63 m; wysokość 9,01 m; powierzchnia skrzydła 197 m²; ciężar startowy 77 000 kG; obciążenie powierzchni nośnej 395 kG/cm²; obciążenie ciągu 2,9 kG/kG; prędkość przelotowa na wysokości 10 000 m 850 km/h; prędkość patrolowania 336 km/h; pułap praktyczny > 12 000 m; zasięg 4220 km.

W.K.

nowości techniczne

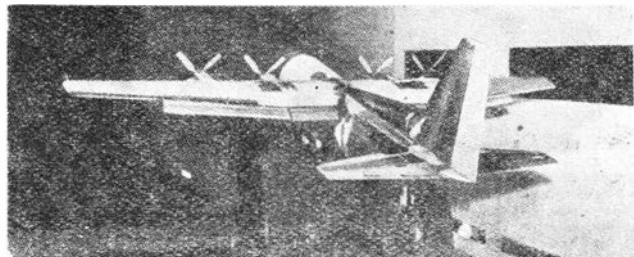
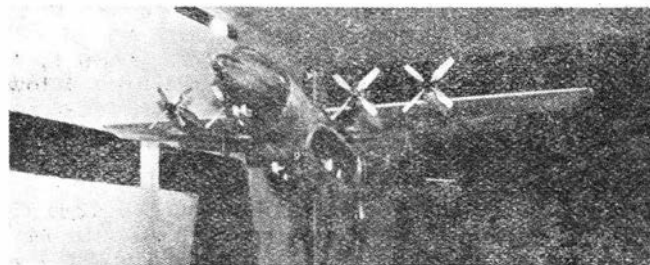
Wersja STOL samolotu „Hercules”

Amerykańskie siły powietrzne już od pięciu lat domagają się samolotu transportowego skróconego startu i lądowania, jednak ze względu na ograniczenia budżetowe dopiero w 1972 r. mają być przyznane pewne środki na ten cel. Nie będzie to zupełnie nowy samolot, lecz raczej odpowiednio zmodyfikowany samolot już istniejący. Bierze się przy tym pod uwagę następujące samoloty: Breguet Br.941, Fairchild-Hiller C-123K, De Havilland of Canada C-8D „Buffalo” i Lockheed C-130 „Hercules”. Największe szanse mają dwa ostatnie, z tym że C-8D „Buffalo” znajduje się już w fazie prób w locie, natomiast wersja STOL samolotu „Hercules”, nosząca oznaczenie C-130S, jest dopiero w stadium projektowania i badań tunelowych.

Samolot C-130 „Hercules”, używany w ilości ponad 1100 egzemplarzy, jest jak dotychczas najbardziej efektywnym samolotem transportowym. Wykazał on b. dużą wydajność, niezawodność i podatność eksploatacyjną. Przy projektowaniu wersji C-130S postawiono sobie za cel zmniejszenie długości startu i lądowania do 600—750 m przy możliwie małych zmianach wersji podstawowej.

Do skrócenia startu samolotu C-130S mają się przyczynić silniki Allison T56-A-15 o mocy 4910 KM, te same, które są stosowane do napędu cywilnej wersji samolotu „Hercules” (silniki te mają chłodzone łopatkami turbiny) oraz nowe śmigła o średnicy 4,6 m, wykonane z tworzywa zbrojonego włókniem szklanym. Aby możliwe było wykorzystanie pełnej mocy silników, konieczne jest wprowadzenie licznych modyfikacji do płatowca. Zmianie muszą ulec przede wszystkim klapy skrzydła — zostaną mianowicie zastosowane dwuszczelinowe klapy systemu Lockheed-Fowler. W związku z tym wzmocnione zostanie skrzydło, aby mogło przenieść zwiększone obciążenie. Dzięki nowym kłapom samolot będzie mógł szybować po torze nachylnym pod kątem 6° z prędkością 145 km/h w porównaniu do 190 km/h w przypadku dotychczasowych wersji samolotu.

Dalsze zmiany polegają na zwiększeniu usterzenia kierunku w celu zwiększenia jego skuteczności przy mniejszych prędkościach lotu oraz zastosowaniu płetw



u nasady usterzenia kierunku i wysokości. Ma być również zastosowany nowy układ sterowania, z pełnym wzmocnieniem i symulacją nacisku na stery, i spoilery do polepszenia sterowania poprzecznego. Skuteczność hamowania ma być zwiększona przez urządzenia przeciwpoślizgowe Hytrol Mk.III, a własności przy kołowaniu — przez nowy rodzaj opon Goodrich, które mogą pracować nawet bez powietrza. Wyposażenie samolotu będzie uzupełnione przez integralny układ regulacji pochyleń samolotu i ciągu śmigieł, który zapewni optymalną siłę nośną, opór i ciąg śmigieł przy podchodzeniu do lądowania, na kręgu i przy wznoszeniu. Wysyłane przez przelicznik sygnały pochyleń samolotu będą przedstawiane na wskaźniku lotu (Flight Director), a do dokładnego sterowania kątem natarcia będzie służył wskaźnik zerowy.

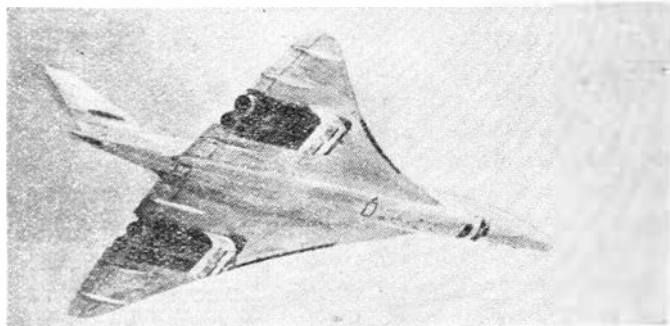
W wyniku tych wszystkich zmian ciężar samolotu zwiększy się o 958 kG, co spowoduje zmniejszenie udźwigu do 16 730 kG (obecnie wynosi on 17 690 kG) i zasięgu do 6437 km (obecnie 6920 km).

W.K.

Próby prototypu „Concorde” z prędkościami $Ma = 2$

4 listopada 1970 r. prototyp 001 samolotu „Concorde” po raz pierwszy osiągnął $Ma = 2$ i leciał z tą prędkością przez 53 min. W następnych trzech lotach latał on łącznie przez 3 h z prędkością $Ma = 2,00-2,05$. 12 listopada również prototyp 002 osiągnął $Ma = 2$.

Loty z prędkościami $Ma = 2$ stanowią czwartą fazę prób samolotu „Concorde”. Przed ich rozpoczęciem prototypy zostały odpowiednio zmodyfikowane. Modyfikacje polegały



przede wszystkim na zastosowaniu wlotów silnikowych o zmiennej geometrii i zabudowaniu silników „Olympus” 593-3B o ciągu 15 700 kG z dopalaniem. Czwarta faza prób ma wykazać, że samolot ma zadowalające własności aerodynamiczne, że automatycznie sterowane wloty silników pracują w sposób niezawodny i że zużycie paliwa odpowiada wynaganiom przedsięwzięciom lotniczym.

Po zakończeniu prób z prędkościami $Ma = 2$ oba prototypy będą poddane następnym badaniom, które będą obejmować:

- loty z małymi prędkościami
- loty na dużych kątach natarcia
- pomiary długości startu i lądowania
- pomiary hałasu
- uzupełniające badania urządzeń pomocniczych wyposażenia kabiny załogi.

Poza tym prototypy będą wykorzystywane do lotów pokazowych i do oceny ich własności przez pilotów linii lotniczych.

Niedługo do programu prób zostaną włączone oba samoloty przedprodukcyjne (informacyjne), które wykazują już pewne zmiany w stosunku do prototypów.

W.K.

Próby w locie samolotu SNIAS „Corvette”

W lipcu 1970 r. rozpoczęto próby w locie odrzutowego samolotu służbowego SNIAS SN-600 „Corvette”. Pierwszy lot trwał 54 min. 31 lipca odbył się 16 lot, który zakończył pierwszą fazę prób, przy czym łączny czas lotów wyniósł 22 h. Podczas tych lotów przebadano wszystkie instalacje pokładowe samolotu. W końcu sierpnia miała się rozpocząć druga faza prób, polegająca na sprawdzeniu osiągnięć obliczeniowych.

Prototyp samolotu „Corvette”, o rozpiętości 12,80 m, długości 12,79 m i ciężarze startowym 5670 kg, jest napędzany silnikami UACL JT15D-6 o ciągu 1000 kg.



W kwietniu 1971 r. silniki te miały być zastąpione francuskimi silnikami SNECMA/Turbomeca „Larzac” o ciągu 1050 kg.

W.K.

Pierwszy prototyp samolotu AMD „Falcon” 10

W Bordeaux-Merignac zbudowany został pierwszy prototyp samolotu służbowego Marcel Dassault „Falcon” 10 („Minifalcon”). Jego próby w locie miały się rozpocząć w końcu ub. roku.

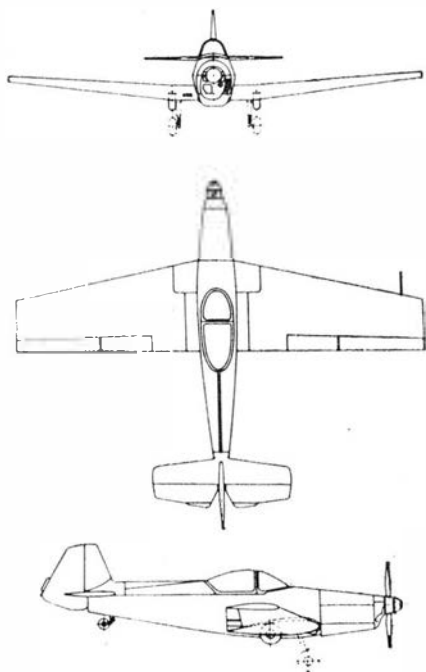
Samolot „Falcon” 10 może być napędzany, w zależności od życzenia odbiorcy, silnikami General Electric CJ610, SNECMA/Turbomeca „Larzac” lub Garrett/AI-Research TFE731 (prototyp jest napędzany silnikami CJ610). Kabina mieści 7 pasażerów; prędkość przelotowa wynosi ok. 900 km/h ($Ma = 0,83$), a zasięg 3700 km. Do startu samolotu wystarcza pas o długości 900 do 1200 m, może jednak korzystać również z lotnisk trawiastych.



Dotychczas zamówiono 55 samolotów „Falcon” 10, z tego 40 Pan American Business Jet Division, a na dalszych 122 złożono opcje. Dostawy mają się rozpocząć w końcu 1972 r.

Należy przypomnieć, że firma Avions Marcel Dassault sprzedawała do końca 1970 r. 268 samolotów „Falcon” 20 („Fan Jet Falcon”, „Mystere” 20), z czego dostarczyła 229; na dalsze 163 zostały złożone opcje.

W.K.



Najnowsza wersja samolotu Z-526

W wytwórni Moravan opracowano nową wersję sportowego i akrobacyjnego samolotu Z-526 będącą pochodną wersji F i noszącą oznaczenie AFS. Odznacza się ona mniejszym ciężarem własnym i zwiększoną prędkością wznoszenia. Poza tym dzięki większej skuteczności lotek ma zwiększoną o 35% prędkość kątową względem osi podłużnej. Samolot ma być dopuszczony do lotów przy obciążeniach w zakresie od +7 do -4,5 g. Napęd stanowi silnik Avia M-137 o mocy startowej 180 KM przy 2750 obr/min. Jest to silnik z bezpośrednim wtryskiem paliwa i ze śmigłem Avia V503A o stałej prędkości obrotowej.

Dane techniczne: rozpiętość 8,84 m; długość 7,33 m; wysokość 2,06 m; powierzchnia skrzydła 13,81 m; ciężar własny 605 kg; ciężar startowy do akrobacji 740 kg; prędkość maksymalna 244 km/h; prędkość przelotowa 210 km/h; dopuszczalna prędkość w locie nurkowym 315 km/h; prędkość przeciągnięcia 100 km/h; prędkość wznoszenia 8 m/s; długość startu na 15 m ok. 220 m (wszystkie osiągi odnoszą się do ciężaru startowego 740 kg, poziomu morza i atmosfery wzorcowej).

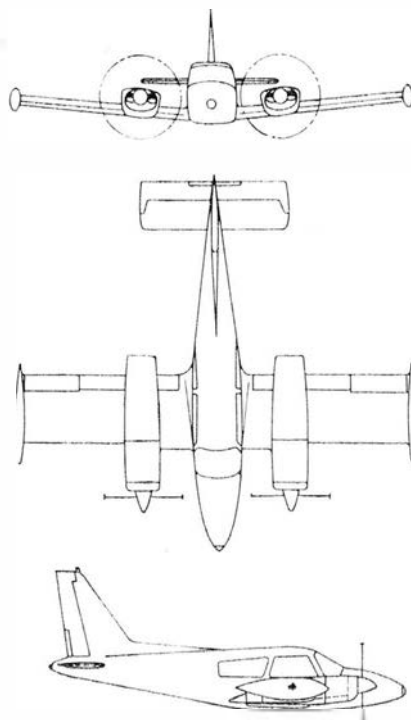
W.K.

Nowy włoski samolot turystyczny

Niedawno utworzona firma Italtair, Costruzioni Meccaniche Aeronautiche, w Mediolanie rozpoczęła budowę trzech prototypów samolotu F.20 „Pegaso”. Jest to całkowicie metalowy, dwusilnikowy, pięciomiejscowy samolot turystyczny i służbowy. Ma on podwójne sterowanie, elektromechanicznie chowane przednie koło, stosunkowo duże kłapy dwuszczelinowe, zbiorniki paliwa w skrzydle i na końcach skrzydła o łącznej pojemności 600 l. Napęd stanowią silniki Continental IO-520-F o mocy 300 KM z przestawialnymi śmigłami Hartzell.

Dane techniczne: rozpiętość łącznie ze zbiornikami 9,50 m; długość 8,18 m; wysokość 3,50 m; powierzchnia skrzydła 14,3 m²; ciężar własny z wyposażeniem 1200 kG; ciężar startowy 1950 kG; prędkość maksymalna npr 430 km/h; prędkość przelotowa na 75% mocy nominalnej 390 km/h; prędkość przelotowa na 60% mocy nominalnej 360 km/h; prędkość przeciągnięcia z wysuniętymi kłapami 110 km/h; prędkość wznoszenia npr 11,2 m/s na dwóch silnikach i 2,5 m/s na jednym silniku; pułap praktyczny 7160 m na dwóch silnikach i 3000 m na jednym silniku; rozbieg 250 m; dobieg 1220 m; zasięg 1800 km na 75% mocy nominalnej i 2250 km na 60% mocy nominalnej.

W.K.



Próby wodnopłotowca z poduszką powietrzną

W końcu października 1970 r. wystartował z Jeziora Bodeńskiego jednomiejscowy wodnopłotowiec, który został opracowany przez prof. A. Lippischa i zbudowany przez firmę Rheinflugzeugbau (RFB). Wodnopłotowiec ten, X-113, napędzany dwusuwowym silnikiem Nelson o mocy 48 KM i wykonany z tworzywa sztucznego metodą, jaką zastosowano przy produkcji samolotu turystycznego LFU-205, ma skrzydło o ujemnym kącie V z końcami ukształtowanymi w formie pływaków. Już przy stosunkowo małej prędkości samolot unosi się nad wodę i może lecieć na małej wysokości na małej mocy silnika z prędkością 70—80 km/h, wykorzystując poduszkę powietrzną, jaka tworzy się między skrzydłem a wodą. Na większej mocy

silnika może on oczywiście lecieć jak normalny samolot. W czasie pierwszych lotów X-113 osiągnął wysokość 100 m.

X-113 jest drugim samolotem tego rodzaju zbudowanym przez Lippischa. Pierwszy, X-112, zbudował on już dosyć dawno w USA. Przed przystąpieniem do budowy wodnopłotowca X-113 w RFB przeprowadzono badania tunelowe i próby w locie dużych modeli. W czasie prób modeli wystąpiła pewna niestacjonarność poduszki powietrznej do normalnego lotu. Podczas prób X-113 zjawiska tego nie zaobserwowano.

W.K.

Szybki śmigłowiec „Turbodyne” 740



Przeprowadzane są próby w locie doświadczalnego śmigłowca z dodatkowym ciągiem (tj. śmigłowca sprzężonego), który jest zmniejszoną wersją śmigłowca „Turbodyne” 740, zaprojektowanego przez Stanleya Bachwansky’ego. Bachwansky już od 1958 r. pracuje nad różnymi rodzajami śmigłowców. Postawił on sobie za cel opracowanie systemu współosiowych wirników, który pozwoliłby na zwiększenie prędkości śmigłowców do 740 km/h. Bachwansky zastosował do napędu wirników układ transmisyjny umożliwiający zmianę prędkości obrotowej na wyjściu przy stałej prędkości obrotowej na wejściu układu i pozwalający w ten sposób na dobór optymalnej prędkości obrotowej wirników dla danej fazy lotu. Do sterowania prędkością obrotową wirników służy układ sterowania Advanced Rotor Control System, a do cyklicznej zmiany skoku łopaty — układ Blade Differential Cyclic Phasing Control System, który w locie z dużą prędkością steruje skokiem łopaty w sposób różnicowy, zmniejszając dzięki temu opór szkodliwy wirników. Wytwarzające dodatkowy ciąg śmigło jest typu pchającego i jest zabudowane na ogonowej części kadłuba. Śmigłowiec „Turbodyne” 740 będzie napędzany dwoma silnikami Allison 250-C18 o mocy 330 KM.

W.K.

Sprzężony śmigłowiec Bell 204 B

Firma Fuji Heavy Industries rozpoczęła próby w locie śmigłowca sprzężonego XMH rozwiniętego ze śmigłowca Bell 204B, który w Japonii jest budowany z licencji. Ocenia się, że śmigłowiec ten, wyposażony w małe skrzydło, osiągnie prędkość maksymalną wynoszącą 280 km/h.

W.K.



Śmigłowiec LAMPS firmy Kaman

Firma Kaman Aerospace Corp. przystąpiła do konkursu na śmigłowiec LAMPS (Light Airborne Multi-Purpose System) dla amerykańskiej marynarki wojennej oferując śmigłowiec „Sealite”. W wersji do zwalczania okrętów podwodnych jest on wyposażony w boje dźwiękowe, urządzenia do wykrywania zakłóceń pola magnetycznego i w samonaprowadzającą się torpedę. Napędzany jest prawdopodobnie dwoma silnikami Allison 250-C18 lub 250-C20. Warto przypomnieć, że jednym z konkurentów śmigłowca „Sealite” jest niemiecki śmigłowiec Bo-105.

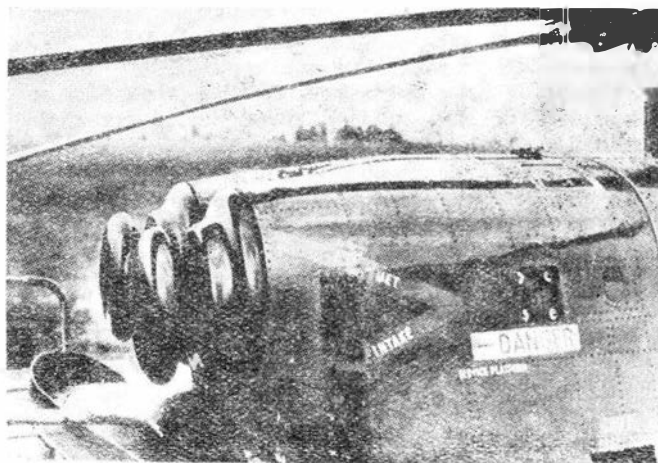
W.K.



Urządzenie do odładzania wlotów silników śmigłowca „Sea King”

Wydział lotniczy firmy Dunlop Co. otrzymał zlecenie na dostarczenie 10 prototypowych urządzeń do odładzania wlotów silników śmigłowca do zwalczania okrętów podwodnych Westland „Sea King”. Urządzenia te zostały opracowane na podstawie doświadczeń, które firma zebrała w czasie rozwoju urządzeń przeciwoblodzeniowych do silników „Dart” i „Tyne” i przystosowane do nowego typu wlotów śmigłowca „Sea King”. Są to maty grzejne składające się z elementów foliowych umieszczonych między warstwami z syntetycznej gumy, które z kolei wulkanizowane są do metalowych powierzchni wlotów. Do urządzenia należy regulator temperatury wykonany również przez firmę Dunlop. Jak widać ze zdjęcia, wloty silnikowe śmigłowca, opracowane na zlecenie Westland Helicopters Ltd. przez firmę Rolls-Royce, są typu promieniowego.

W.K.

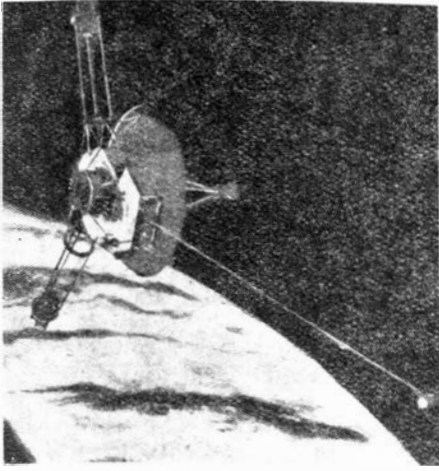


Nowa metoda utrzymywania w gotowości rakiet na stałe materiały pędne

Laboratorium napędów rakietowych (Rocket Propulsion Laboratory) amerykańskich sił powietrznych opracowało nowy sposób obróbki stałych materiałów pędnych do rakiet w celu zwiększenia czasu ich przechowywania w stanie gotowości. Jak wiadomo, podczas dłuższego magazynowania rakiet z silnikami na stałe materiały pędne zmiany temperatury powodują powstawanie pęknięć ładunków materiałów pędnych, które zwiększają powierzchnię spalania i w ten sposób zmieniają właściwości balistyczne silników. Z tego powodu trwałość dotychczas stosowanych silników na

stałe materiały pędne jest b. ograniczona. Opracowana przez RPL metoda polega na traktowaniu gotowych ładunków materiałów pędnych specjalną mieszaniną freonu i oleju. Próby wykazały, że tak obrabione ładunki chłodzone do temperatury -30°C , a następnie podgrzewane do normalnej temperatury spalają się w sposób zupełnie prawidłowy. Mieszanina ta może być również stosowana do zapobiegania propagacji już istniejących rys i pęknięć w ładunkach.

W.K.



Sondy do badania Jowisza

W 1972 i 1973 r. mają być wystrzelone dwie sondy kosmiczne „Pioneer” F i G — budowane przez TWR Systems Group — które przelecą w odległości 160 000 km od planety Jowisz. Będzie to przygotowanie do tzw. „Wielkiej Podróży”, która ma się odbyć w końcu lat siedemdziesiątych i w czasie której zostanie zbadaanych kilka planet za pomocą jednej lub dwóch sond kosmicznych. Będzie to możliwe dzięki korzystnej, zdarzającej się co 177 lat, konstelacji planet. Podstawowy dla celów nawigacyjnych czujnik dla sond „Pioneer” dostarczy Radiation Center firmy Honeywell.

W.K.

Plany BAC w dziedzinie transportowców kosmicznych

W jesieni ubiegłego roku firma BAC (British Aircraft Corp.) rozpoczęła rozmowy ze wszystkimi amerykańskimi firmami zajmującymi się zagadnieniem transportowców kosmicznych na temat włączenia się do tych prac. W końcu zdecydowano się na wysłanie do firmy North American Rockwell grupy inżynierów, którzy będą brać udział w opracowywaniu projektu transportowego statku kosmicznego.

Firma BAC interesuje się zagadnieniami aerodynamicznymi transportowców kosmicznych, ich konstrukcją, materiałami, wyposażeniem i urządzeniami telemetrycznymi, a także projektem ogólnym. Istnieją również możliwości włączenia się do prac w dziedzinie elektroniki. Według BAC transportowiec kosmiczny będzie można zbudować tylko wówczas, gdy we wszystkich dziedzinach techniki i nauki, nie tylko w lotnictwie, dokonany zostanie poważny postęp. Jeżeli chodzi o problemy aerodynamiczne transportowca kosmicznego, to są one znacznie poważniejsze od wszystkich tych, z którymi dotychczas zetknięto się lotnictwo. Statek musi mianowicie osiągać prędkości odpowiadające $Ma=10$, latać w sposób aerodynamiczny z prędkościami nad- i poddźwiękowymi i lądować z prędkościami mniejszymi od 330 km/h. Jednak budowa takiego transportowca jest uważana za możliwą.

Opracowywanie w Stanach Zjednoczonych założeń do projektu transportowca kosmicznego ma zostać zakończone w czerwcu 1971 r.; pierwszy lot przewidyuje się na 1975 r., a oddanie do użytku całego systemu — na koniec 1977 r., możliwe jest jednak przesunięcie tego terminu na lata 1978—1980. W fazie realizacji transportowca firma BAC zamierza przyłączyć się do każdej amerykańskiej firmy, lub grup firm, która otrzyma zamówienie na jego budowę. Początkowo BAC będzie uczestniczyć w pracach na własny koszt. Już obecnie otrzymała ona od NASA zamówienie na przeprowadzenie badań aerodynamicznych, które prawdopodobnie będą finansowane przez rząd angielski.

Koszty pierwszej fazy rozwoju transportowca mają wynieść 360 000 dol., podczas gdy koszty rozwoju całego systemu ocenia się na 24 mld dol. Jeżeli chodzi o rozwój w Europie małego transportowca kosmicznego, to BAC uważa takie przedsięwzięcie za nierealne. Łatwiej można by zrealizować europejski odzyskiwalny pojazd nośny. We współpracy z ELDO i ESRO grupa elektroniczna i kosmiczna firmy BAC opracowuje już studium takiego pojazdu.

W.K.

Szczegóły nieudanego angielskiego eksperymentu kosmicznego

Jak wiadomo, przeprowadzona 1 września 1970 r. w bazie Woomera w Australii próba umieszczenia na orbicie za pomocą rakiety „Black Arrow” angielskiego satelity ORBA nie powiodła się. Satelita nie został wprowadzony na orbitę z powodu niesprawnego działania silników drugiego stopnia rakiety; uniemożliwiło to nadanie satelicie, mającemu ciężar 32 kG, prędkości potrzebnej do umieszczenia go na orbicie o perigeum 350 km i apogeum 1000 km. Satelita ORBA — połączana kula o średnicy 0,76 m — miał mierzyć gęstość powietrza w górnych warstwach

atmosfery. Poza tym przyrządy miały przekazać dane z fazy startu rakiety.

W budowie rakiety nośnej „Black Arrow” brały udział m.in. firmy: Bristol Aerojet, British Hovercraft, Ferranti, Hawker Siddeley Dynamics, RPE Westcott i Rolls-Royce.

Następna próba umieszczenia za pomocą rakiety „Black Arrow” satelity (X-3) na orbicie ma być przedsięwzięta w połowie 1971 r.

W.K.

Holenderski satelita ANS

Wzmiankowany już w „Nowościach technicznych” holenderski satelita ANS (Astronautical Netherlands Satellite) ma wykonać dwa eksperymenty holenderskie i jeden amerykański. Eksperymenty te będą polegać na pomiarach gwiazdnych źródeł promieniowania nadfioletowego i rentgenowskiego. Holenderska część naukowego wyposażenia satelity składa się z teleskopu na nadfiolet i fotometru do badania promieniowania o zakresie długości fal od 1500 do 3300 Å oraz z przyrządów rejestrujących promieniowanie rentgenowskie w celu pomiaru widma źródeł promieniowania o niższym poziomie energii — w zakresie

od 0,2 do 4,0 keV. Amerykańskie przyrządy będą badać twarde promienie rentgena o poziomie energii od 2 do 40 keV.

Satelita ANS będzie miał ciężar 125 kG i będzie w całości zaprojektowany i zbudowany w Holandii, przez firmy Fokker i Philips. Będzie on zasilany przez ogniwa słoneczne umieszczone na dwóch wysuwanych wysięgnikach. Ma być wystrzelony w sierpniu 1974 r. z bazy Vandenberg za pomocą rakiety „Scout” i wprowadzony na synchroniczną względem Słońca orbitę odległą od Ziemi o 482 km.

W.K.

NASZE ŚWIDNICKIE XX-LECIE

Ośrodek Polskiej Techniki Śmigłowcowej, jakim obok Instytutu Lotnictwa staje się WSK Świdnik, szczególnie od chwili uruchomienia w nim Zakładu Doświadczalnego, przeżywa swój renesans.

XX-lecie istnienia świdnickiego zakładu pracy wiąże się z ważną datą 1956 r., kiedy to w WSK uruchomiono seryjną produkcję śmigłowców rodziny SM, opartą na licencji śmigłowca Mi-1. Była to konstrukcja wybitnego już wówczas specjalisty radzieckiego dra Mila. Pierwsze śmigłowce SM-1 posiadały rezerwę techniczną 300 h. Dalszą wersją rozwijaną był SM-1 o rezerwie 600 h, produkowany w kilku wersjach: transportowej sanitarnej, rolniczej oraz szkolnej. W roku 1957 przystąpiono do opracowania zmienionej konstrukcji SM-1, ze zwiększoną kabiną mieszczącą 5 osób. Nowe rozwiązanie wprowadzono do seryjnej produkcji jako SM-2. Śmigłowiec ten już wówczas świadczył o inicjatywie i rodzącej się własnej myśli konstrukcyjnej Biura Prototypowego Działu Głównego Konstruktora.

Prototyp SM-2 oblatany był w 1959 r., a wyprodukowana seria tych śmigłowców całkowicie zadowolili ich użytkowników.

Również oryginalną i własną konstrukcją kierownika ówczesnego biura konstrukcyjnego mgra inż. Jerzego Kotlińskiego i grupy konstruktorów tego działu stanowił kolejny prototyp SM-4 „Łątka”.

Lekki, jednowirnikowy śmigłowiec wielozadaniowy miał otwartą kratownicę o przekroju trójkątnym, wykonaną z rur stalowych. Z przodu kabina osłonięta płytami ze szkła organicznego zapewniała pilotowi bardzo dobrą widoczność. Znaczną część kabiny oraz łopaty wirnika nośnego i wirnika ogonowego wykonano z laminatu, co stanowiło wówczas nowość konstrukcji. Prototyp nie został jednak oblatany z powodu niedopuszczenia silnika przewidzianego do tego śmigłowca do użytkowania w locie i braku silnika zastępczego.

Do prawdziwych — i wysoko ocenianych — osiągnięć wytwórni świdnickiej i jej załoga doszła przy uruchamianiu produkcji, nowoczesnego pod względem osiągnięć i budowy, wielozadaniowego śmigłowca z napędem turbinowym Mi-2. Sukces wytwórni polegał m. in. i na tym, że pełne opracowanie dokumentacji produkcji seryjnej wykonano we własnych biurach konstrukcyjnych i technologicznych, jedynie na podstawie dostarczonej przez licencjodawcę prototypowej dokumentacji. Podobnie wyróżniły się załogi wydziałów produkcyjnych i pomocniczych w opanowaniu nowych procesów technologicznych, jakich wymagała nowoczesna konstrukcja Mi-2. W pracy tej pomocni byli załozdze WSK Świdnik specjaliści radzieccy.

Za uruchomienie produkcji Mi-2 załoga i kierownictwo wytwórni otrzymały Nagrodę Państwową II stopnia w zakresie nauki i techniki.

Aktualnie produkowany śmigłowiec Mi-2 o standardzie światowym posiada rezerwę 1000 godzin i może być użytkowany w kilku wersjach.

Zakład Doświadczalny WSK w Świdniku wciąż prowadzi prace badawcze nad dalszym rozwojem śmigłowca legitymując się już własnymi rozwiązaniami i uzyskanymi na nie patentami.

W okresie 20-lecia powstała w Świdniku nie tylko baza materialna, stanowiąca poważny potencjał przemysłowy, ale również wykształciła się znaczna liczba specjalistów lotniczych: inżynierów, techników, ekonomistów i robotników wysoko wykwalifikowanych.

Jedną z wypróbowanych form rozwijania technicznego załogi i jej aktywnego udziału w doskonaleniu zawodowym oraz formą kształcenia pilotażowo-nawigacyjnego pilotów i mechaników lotniczych — jest organizowanie w WSK zawodów samolotowych i śmigłowcowych.

Zespoły specjalistów pracują wówczas przy opracowywaniu warunków technicznych, dokumentacji techniczno-nawigacyjnej zawodów, przy przygotowaniu sprzętu lotniczego, a następnie w czasie trwania zawodów w komisjach technicznych i sędziowskich. Piloci i mechanicy mają okazję do dokonania weryfikacji produkowanego i montowanego sprzętu w warunkach trudniejszych, aniżeli to stwarzają normalne próby w locie gotowego wyrobu.

Z okazji roku jubileuszowego, jakim dla wytwórni świdnickiej jest 20 rok jej istnienia, przewidziano zorganizowanie wielu imprez w specjalnie starannie opracowanym programie. Taką imprezą ma być konferencja naukowo-techniczna organizowana przez Sekcję Lotniczą SIMP w drugim kwartale br. poświęcona tematyce śmigłowcowej.

Taką imprezą mają być I Krajowe Mistrzostwa Śmigłowcowe Polski przy udziale licznych załóg lotnictwa sportowego, sanitarnego i wojskowego, a także ekip zagranicznych. Zawody odbędą się na lotnisku fabrycznym WSK w Świdniku w dniach 4—9 września 1971 r. Organizatorami zawodów są Aeroklub Robotniczy i Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku pod patronatem Komitetu Honorowego Obchodów 20-lecia WSK w Świdniku.

Przewidziano konkurencje pilotażowe, wśród nich: ciekawie zaprojektowany slalom w locie nad ziemią po ustalonej trasie, konkurencja pilotażowa z przenoszeniem ładunku i lądowaniem na ograniczonej powierzchni, dzienna konkurencja pilotażowo-nawigacyjna w granicach półtorej godziny lotu oraz konkurencja zawodów pilotażowo-nawigacyjna w nocy.

W ramach organizowanych zawodów w piątym i szóstym dniu ich trwania odbędą się sympozjum popularnonaukowe poświęcone tematyce śmigłowcowej, połączone z wystawą osiągnięć nowych technologii w produkcji śmigłowca.

Podczas sympozjum znani specjaliści wygłoszą referaty na następujące tematy:

Nowości techniki śmigłowcowej w świetle — mgr inż. R. Witkowski (IL)

Perspektywy zastosowania śmigłowców w lotnictwie cywilnym — mgr inż. A. Glass (IL)

Światowe tendencje wykorzystania śmigłowców dla celów wojskowych — płk. mgr inż. A. Misiorek (DW Lot)

Właściwości eksploatacyjne śmigłowca Mi-2 — inż. K. Moskowiec (WSK)

Zastosowanie nowych technologii w produkcji śmigłowca Mi-2 — mgr inż. S. Trębacz — Zakład Doświadczalny (WSK)

Próby i kontrola jakości śmigłowców — mgr R. Kosiol (WSK)

Wasz korespondent
Adam Hadrawa

16 lutego odbyło się zebranie komitetu organizacyjnego zawodów śmigłowcowych, na którym omówiono szczegóły związane z opracowaniem graficznym wydawnictwa regulaminu zawodów.

27 lutego odbyło się zebranie Sekcji Lotniczej SIMP, na którym zatwierdzono plan pracy na rok 1971, omówiono braki w zorganizowanej prenumeracie czasopism technicznych oraz szczegóły organizacji planowanej konferencji śmigłowcowej.

Simpowcy stwierdzili konieczność przeprowadzenia pilnej interwencji w kierownictwie kolportażu prasy technicznej, z uwagi na istniejące opóźnienia wysyłki czasopisma. W odniesieniu do konferencji śmigłowcowej dokonano wyboru komitetu organizacyjnego, ustalono tematykę referatów i autorów opracowań.

W marcu odbyło się w Świdniku drugie, kolejne posiedzenie Komisji Branżowej d.s. Odkuwek z Metali Nieżelaznych, istniejącej przy WSK.

Przedstawiono osiągnięcia w zakresie organizacyjnym i w zakresie wdrażania postępu technicznego tej branży. Realizując cele związane z kształceniem aktywu technicznego WSK, zorganizowano prelekcję — połączone z przeglądem prospektów i czasopism — poświęconą tematyce nagrzewu indukcyjnego z zastosowaniem przekształtników tyrystorowych do kucia odkuwek z metali nieżelaznych. Referat opracował i wygłosił mgr inż. Marian Bedyński z Departamentu Techniki MPM.

Jednym z bardziej czynnych ośrodków w WSK w Świdniku jest Dział Przetwarzania Informacji (EPI). Wraz z rozwojem przedsiębiorstwa poszukiwano coraz to nowszych i lepszych metod organizacyjno-technicznych. Wiązało się to w dużym stopniu ze stosowaniem coraz to nowocześniejszych środków mechanicznego przetwarzania informacji. W WSK czynna jest stacja maszyn księgujących oraz stacja maszyn licząco-analitycznych.

Uporządkowanie dokumentacji i wprowadzenie pewnych zmian organizacyjnych było jednym z ważniejszych osiągnięć zastosowania tych nowych (aczkolwiek już nienowoczesnych) technik przetwarzania. Poważnym osiągnięciem będzie zainstalowanie jeszcze w br. elektronicznej maszyny cyfrowej do przetwarzania danych „Odra” 1304, produkcji Wrocławskich Zakładów Elektronicznych ELWRO.

Po wielu dokonanych lustracjach przeprowadzonych przez komisję: ZPLIS, MPM i PRETO, które zbadały zakres potrzeb i stan przygotowań organizacyjnych, podjęto decyzję o celowości przydziału komputera dla WSK w Świdniku. Decyzja ta jest dużym wyróżnieniem dla przedsiębiorstwa.

„Odra” znajdzie zastosowanie w wielu dziedzinach zarządzania, jak: techniczne przygotowanie produkcji, planowanie, sterowanie i rozliczanie jakości produkcji, gospodarka narzędziowa, gospodarka materiałowa.

Wasz korespondent
Adam Hadrawa

The prospects of the polish aviation industry

In this article the most desirable, according to the authors meaning, programmes of the polish aviation industry in developing aircraft, helicopters and aviation engines are discussed. The necessity of improving the methods of programmes realization and the methods of products purchase is emphasized.

JETHON Z.

629.78:257

Egzobiology in astronautics

In latest time it was developed a new science — the egzobiology. This science is efforting to investigate the possibilities of existing the life on other planets. There were carried-out the adaptation tests, that demonstrated the ability of the living organisms to adaptation for diametrically different conditions. There were made laboratory experiments under simulated martial conditions and investigations of preatmosphere models. The astronautics development offers the possibilities of carrying-out these experiments directly on the planets of our solar system. Already, there were developed the instruments for egzobiological experiments on the planets, but, of course, the definitive answer for egzobiological questions can give only the landing of astronauts on other planets.

SZCZECIŃSKI S., WIATREK R.

621.454

Reheat in modern turbojets

In this article the features of turbojet engines with reheat systems are discussed, the modern constructional forms of reheat systems and the control methods of their variable nozzles are presented, the exploitation and operational problems of engines with reheat systems are mentioned.

KOWALEWICZ A.

536.46:536.5

The methods of flame temperature measurements

In this article the principles of the fundamental methods of flame temperature measurements are explained, namely the methods based on radiation effects, thermoelectrical methods and gasdynamic methods. These methods may be used for investigating the burning processes in aviation engines, as well piston engines as well turbine engines.

HARAŻNY J.

551.507.18:629.765(438)

The sounding rocket Meteor-2

In this paper the development story of the polish sounding rocket Meteor-2K, that is a new version of the Meteor-2H rocket is presented in short, its basic data are given and its constructional features are described.

OŁTARZEWSKI H.

678.029.5:677

**A method of determining properties of reinforced resins as a function of components properties
Part I. Strength analysis**

An effort of finding the simple methods of determining the reinforced resins properties is presented. Considering the reinforced resin as a composite material author determines its properties as a function of its components properties. The processes arising during material deformation make possible to define the criterion of components choice.

OSOS J.

629.73.015.3:551.55

Wind and aircraft

In this paper the examples of aircraft destructions on aerodromes caused by wind are discussed. The conclusions concerning the methods of protecting the aircraft from wind and hail are given.

Co piszą inni...

Obciążenia sztywnego szybowca w locie holowanym w burzliwej atmosferze

W artykule podano analizę wpływu parametrów szybowca i holu na różnice, które występują między maksymalnym obciążeniem szybowca w burzliwej atmosferze w locie holowanym ze szczególnym uwzględnieniem warunków, kiedy obciążenia w locie holowanym są większe. Metoda obliczeniowa do wyznaczania przebiegu współczynnika obciążenia szybowca w locie holowanym przystosowana jest do prowadzenia obliczeń na maszynach analogowych. Na podstawie tej metody szczegółowej analizie poddano szybowiec wyczynowy „Zefir” 2, o typowych dla tej kategorii parametrach aerodynamicznych i konstrukcyjnych, holowany na linie o różnej długości i wydłużalności.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1970 nr 43

Start śmigłowca z wykorzystaniem energii kinetycznej inercyjnego układu wirnika nośnego

W artykule rozpatrzono możliwości zmniejszenia nadmiaru mocy rezerwowanej dla startu śmigłowca z zawisu i wykorzystanie energii kinetycznej inercyjnego układu wirnika nośnego śmigłowca w czasie rozpędzania nad ziemią. Wprowadzono zależności ogólne i podano analizy przykładowe.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1970 nr 3

Badania procesu niezupełnego spalania oleju napędowego w powietrzu

W artykule omówiono badania, których celem było określenie możliwości zorganizowania procesu niezupełnego spalania oleju napędowego w powietrzu przy wartościach współczynnika nadmiaru powietrza znacznie mniejszych od wartości stechiometrycznej. W wyniku badań określono rzeczywisty skład i temperaturę produktów niezupełnego spalania w funkcji współczynnika nadmiaru powietrza α -zmiennego w zakresie $\alpha = 0,4-1,1$ i temperatury powietrza pierwotnego w zakresie $t_1 = 25-600$ °C.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1970 nr 44

Wprowadzenie w ZSRR jednolitego systemu dokumentacji konstrukcyjnej

Umowa o dwustronnej współpracy normalizacyjnej między Polskim Komitetem Normalizacyjnym i Państwowym Komitetem Standardów Rady Ministrów ZSRR przewiduje m.in. wymianę artykułów opracowanych przez specjalistów polskich i radzieckich. W artykule J. D. Admirow omawia doświadczenia związane z wprowadzeniem w ZSRR jednolitego systemu dokumentacji konstrukcyjnej (JSDK), przedstawia prace poprzedzające opracowanie norm dotyczących dokumentacji, zbiór 100 norm z tego zakresu, które obowiązują od 1.1.1971 r. oraz program wprowadzania i doskonalenia JSDK. Na uwagę zasługują zagadnienia ujednoczenia zasad opracowywania układu, formy i zakresu dokumentacji konstrukcyjnej w celu jednoznacznej jej interpretacji przez wytwórców i użytkowników, zgodności dokumentacji z zaleceniami międzynarodowymi oraz ułatwienie jej wszechstronnego wykorzystania.

„Normalizacja” 1971 nr 2

Kierunki prac normalizacyjnych w defektoskopii

Na tle przeglądu norm polskich i zagranicznych z zakresu badań nieniszczących przedstawiono propozycje prac normalizacyjnych na najbliższe lata. Podano metody defektoskopii, które mają najszersze zastosowanie praktyczne i są ujęte w normach. Omówiono normy i wskazano potrzeby normalizacyjne z dziedziny radiografii, badań ultradźwiękowych, badań metodą magnetyczną proszkową, badań metodą prądów wirowych oraz badań metodą penetracyjną. W radiografii wyodrębniono następujące zagadnienia: ogólna metodologia wykonywania radiogramów, wyposażenie i źródła do radiografii, badania radiograficzne spoin, radiografia odlewów, wskaźniki jakości obrazu radiograficznego. Na zakończenie przedstawiono wnioski i propozycje prac normalizacyjnych na najbliższe lata.

„Normalizacja” 1971 nr 2

Możliwości wyzwania rezerw przez doskonalenie organizacji działalności normalizacyjnej (Artykuł dyskusyjny)

Skuteczność oddziaływania normalizacji należy mierzyć efektami społeczno-gospodarczymi. Uzależniona ona jest od zakresu wykorzystania możliwości, jakie daje normalizacja oraz od prawidłowości prowadzenia tej działalności. Organizacja wymaga doskonalenia a autor wskazuje prace, które jego zdaniem należałoby podjąć.

„Normalizacja” 1971 nr 2

Perspektywiczne kierunki prac normalizacyjnych organów RWPG na lata 1971—1975

W artykule przedstawiono główne tematy, nad którymi będzie pracowało piętnaście stałych komisji RWPG oraz Instytut Normalizacyjny RWPG w ciągu najbliższych pięciu lat. Prace te będą miały na celu przede wszystkim zabezpieczenie wysokiej jakości wyrobów produkowanych w krajach RWPG, efektywności produkcji oraz ułatwienie specjalizacji i kooperacji produkcji, a także wymiany towarowej. Omówiono też udział strony polskiej w realizacji nakreślonych zadań.

„Normalizacja” 1971 nr 3

Metody oceny skuteczności i poziomu normalizacji

W artykule omówiono najważniejsze problemy poruszone w referacie pracownika naukowego Politechniki Drezdeńskiej, wygłoszonym na spotkaniu ze specjalistami z NRD. Dokonano m.in. próby określenia struktury normalizacji, jej poszczególnych elementów i powiązań występujących między tymi elementami. Na tej podstawie przedstawiono kryteria oceny skuteczności oraz poziomu normalizacji.

„Normalizacja” 1971 nr 3

Wspólny lot pojazdu kosmicznego „Salut” i statku kosmicznego „Sojuz” 10

Nowe, drugie dziesięciolecie lotów kosmicznych Człowieka zapoczątkował lot statku „Sojuz”10 z astronautami i połączenie tego statku z bezzałogowym pojazdem kosmicznym „Salut”, a następnie wspólny ich 5,5-godzinny lot. Pojazd kosmiczny „Salut” wprowadzono na orbitę 19 kwietnia, a 23 kwietnia wystrzelono statek „Sojuz”10 z trzema astronautami: Władimirem Szatalowem, Aleksiejem Jelisiejewem i Nikołajem Rukawisznikowem. 24 kwietnia „Sojuz”10 połączył się z „Salutem”. Łączenie pojazdów odbywało się w dwóch etapach i różniło się sposobem sterowania. Pierwszy etap łączenia do zbliżenia na odległość 180 m sterowany był automatycznie, a następny ręcznie przez Szatalowa. Przeprowadzone próby dostarczyły danych o działaniu nowych rozwiązań technicznych systemu poszukiwania i śledzenia obiektu, podejścia statku do bezzałogowego pojazdu, nowych metod łączenia i rozłączania statków; sprawdzono również działanie

różnych przyrządów i urządzeń na pokładzie statku.

Można przypuszczać, że wspólny lot „Sojuza”10 i „Saluta” jest jednym z elementów składowych programu budowy na orbicie wokółziemskiej dużych obiektów, przeznaczonych do badań lub do załogowych lotów międzyplanetarnych.

Jak wiadomo, budowę stacji orbitalnych z załogą ludzką planuje zarówno ZSRR, jak i USA. Ze stacji takich będzie można prowadzić kompleksowe badania Ziemi, o wiele dokładniejsze i wszechstronniejsze niż te, które można wykonywać z bezzałogowych automatycznych satelitów. Znacznie posunie się wiedza w dziedzinie meteorologii, kontroli i poszukiwania bogactw Ziemi, hydrologii, geofizyki, geografii, astronomii i radioastronomii. Astronomowie będą mogli prowadzić obserwacje Wszechświata sponad atmosfery ziemskiej, która zatrzymuje niektóre rodzaje promieniowań ciał kosmicznych. W warunkach lotu kosmicznego przyrządy obserwacyjne nie będą mieć ciężaru, co umożliwi montaż bardzo dużych teleskopów i radioteleskopów. W stacji orbitalnej będzie można przeprowadzać nowe rodzaje doświadczeń fizycznych i technicznych ze względu na warunki nieważkości i niemal idealną próżnię oraz ze względu na łatwość otrzymywania wysokich temperatur (przez skupianie promieni słonecznych) i temperatur niskich (w cieniu stacji). Stacje te staną się pracowniami i klinikami bioastronautycznymi, w których będzie się przygotowywać ludzi do długotrwałych lotów poza Ziemią. Będą tam również ośrodki szkolno-treningowe dla astronautów. Stacje orbitalne umożliwią realizację wielkich załogowych wypraw na Księżyc, a zwłaszcza na inne planety. Potrzebne do tych wypraw duże statki kosmiczne będą montowane w charakterze sztucznych satelitów Ziemi z elementów oddzielnie wysyłanych w przestrzeń, następnie dostarczać się do nich będzie składniki materiału pędnego i załogę, po czym statki będą odlatywać ku celowi podróży.

żaru, co umożliwi montaż bardzo dużych teleskopów i radioteleskopów. W stacji orbitalnej będzie można przeprowadzać nowe rodzaje doświadczeń fizycznych i technicznych ze względu na warunki nieważkości i niemal idealną próżnię oraz ze względu na łatwość otrzymywania wysokich temperatur (przez skupianie promieni słonecznych) i temperatur niskich (w cieniu stacji). Stacje te staną się pracowniami i klinikami bioastronautycznymi, w których będzie się przygotowywać ludzi do długotrwałych lotów poza Ziemią. Będą tam również ośrodki szkolno-treningowe dla astronautów. Stacje orbitalne umożliwią realizację wielkich załogowych wypraw na Księżyc, a zwłaszcza na inne planety. Potrzebne do tych wypraw duże statki kosmiczne będą montowane w charakterze sztucznych satelitów Ziemi z elementów oddzielnie wysyłanych w przestrzeń, następnie dostarczać się do nich będzie składniki materiału pędnego i załogę, po czym statki będą odlatywać ku celowi podróży.

Dokończenie ze str. 15

Dokładność tej metody zależy od dokładności pomiaru współczynnika izentropii k dla gazu wypełniającego przestrzeń między elektrodami. Ze względu na wysoką temperaturę łuku nie istnieje w nim pełna równowaga termodynamiczna, co jest także źródłem błędów. Przy pomiarze temperatury łuku (ok. 5500 °C) oceniono błąd na ± 100 °C [3].

Literatura

1. Gaydon A. G.: *Spectroscopy and combustion theory*. Chapman Hall, London 1948.
2. Laidler K. J.: *Kinetyka chemiczna stanów wzbudzonych*, PWN 1963.
3. *Physical measurements in gas dynamics and combustion*, Vol. IX „High Speed Aerodynamics and Combustion”, Princeton, 1954.
4. Smoleński D., Seweryniak M.: O pomiarze temperatury płomienia metodą odwrócenia linii spektralnych. „Postępy fizyki” 1962 tom XIII, zeszyt 6.
5. Thomas L. D.: *Problems in applying the line reversal method of temperature measurement to flames*, „Combustion and Flame” 1962 vol. 12.
6. Bednarek K., Niedziałek B.: *Konstrukcja i wzorcowanie sond pomiarowych do badań komór spalania silników przepływowych*, „Prace Instytutu Lotnictwa” 1969 nr 37.
7. Grey J.: *Thermodynamic methods of high-temperature measurement*, „ISA Transactions” 1965 vol. 4 No. 2.

Dokończenie z IV str. okładki

zbudowana jest nowoczesnie. Poczekałnie oczekujących na odlot znajdują się na wysokości kabiny samolotu. Wydzielone są strumienie odlatujących i przylatujących, co znacznie usprawnia obsługę.

Poczekałnie te połączone są z kabinami samolotów za pośrednictwem mostków teleskopowych, ponadto system komunikacji wewnętrznej dysponuje ruchomymi schodami, windami, konwejerami bagażowymi i tzw. karuzelami bagażowymi.

Informatory elektroniczne przekazują wszystkie informacje na każde żądanie. Niezależnie od tego system foniczny na

bieżąco podaje niezbędne informacje. Sydney zatrudnia 160 spikerów.

Budynek dworcowy jest estetycznie wykończony, ma doskonałą wentylację i oświetlenie fluoryzujące.

System dróg i parkingów

W obrębie lotniska istnieje kompleksowy układ drogowy łączący dworzec krajowy z międzynarodowym, z zapleczem technicznym, a także z zespołem dróg publicznych. Kluczową częścią tego systemu stanowią drogi dwupoziomowe biorące swój początek przed budynkiem dworcowym i mające wejście na autostradę General Holmes Drive.

Parking publiczny i dla personelu przeznaczony jest dla 2000 pojazdów, z tym jednak, że zabezpieczono miejsce na dalszą jego rozbudowę.

Na zakończenie warto wspomnieć, że rząd Australii przywiązuje szczególną uwagę do rozwoju transportu lotniczego i w związku z tym wszelkie programy i plany rozbudowy charakteryzują się dużą elastycznością. Dlatego też lotnisko to nie miało większych komplikacji w dostosowaniu się do przyjęcia samolotu Boeing 747.

Lotnisko wyposażone jest w najnowocześniejsze urządzenia elektroniczne, systemy świetlne, automatycznego lądowania itp.

lotnicze porty świata



SYDNEY/ KINGSFORD SMITH

Australia, piąty i bardzo odległy od rozwiniętych obszarów Europy i Ameryki Północnej kontynent, dysponuje międzynarodowymi drogami morskimi i lotniczymi. Pierwsza jest zbyt uciążliwa i długa, druga sprawna i szybka. Samolot stał się niezastąpionym środkiem kontaktów międzynarodowych. Ten duży pod względem obszaru, a mały pod względem ludności kraj, przywiązuje do rozwoju lotnictwa szczególną uwagę.

Lotnisko Sydney usytuowane na skraju historycznej Zatoki Botany, w odległości 10 km od miasta jest centralnym portem międzynarodowym Australii. Nazwa portu pochodzi od nazwiska słynnego lotnika — pioniera Sir Charlesa Kingsforda Smitha.

Początek działalności lotniska sięga 1920 r., kiedy to na pastwisku o powierzchni 161 akrów wylądowały pierwsze samoloty. W roku 1924 uruchomiono pierwsze połączenia Sydney z Melbourne i Adelaidą. Skromne początki stworzyły podstawy do rozbudowy ogromnego portu na miarę dzisiejszych potrzeb. Sydney należy dzisiaj do najruchliwszych portów lotniczych w Australii, a jego powierzchnia wynosi 1520 akrów. Przewiduje się jego dalsze powiększenie o 140 akrów, co pozwoli na wydłużenie pasa startowego z 2800 do 4000 m. Obszar lotniska Sydney nie jest duży w porównaniu z innymi na świecie, a jednak jego budowa okazała się bardzo kosztowna z uwagi na konieczność zmiany koryta rzeki Cook's River, budowę podziemnych tuneli oraz regulacji zatoki Botany. W części tej zatoki znajduje się jedna z dróg startowych. Wymienione przedsięwzięcia, łącznie z budową międzynarodowego dworca lotniczego oddanego do użytku 3 maja

1970 r., pochłonęły sumę 83 mln dolarów. Przewidywana rozbudowa pasów startowych oraz inne urządzenia towarzyszące pochłoną dalsze 23 miliony dolarów.

Obok wymienionych nakładów linie lotnicze „Qantas”, inne linie krajowe oraz koncerny naftowe również ulokowały poważne kapitały w lotnisku.

Sydney stanowi kluczowe centrum krajowych dróg powietrznych, obsługiwanych przez takie przedsiębiorstwa, jak: „Ansett-Airlines of Australia”, „Trans Australia Airlines”, „Airlines of New South Wales”, „East-West Airlines”. Wymienione przedsiębiorstwa przewiozły 3160 tys. pasażerów w 1969 r. (tylko na liniach krajowych). W relacjach międzynarodowych Sydney przyjęło w tym samym roku 734 724 pasażerów.

Stale połączenia z Sydney utrzymuje aktualnie 16 przedsiębiorstw, a mianowicie: BOAC, KLM, „Air India”, PAN AM, „American Airlines”, „Canadian Pacific Airlines”, „Air New Zealand”, UTA, „Alitalia”, „Lufthansa”, „Philippine Airlines”, „Malaysia-Singapore Airlines”, „Garuda”, JAL, „South African Airways” i oczywiście „Qantas”.

Przedsiębiorstwa te łączą Australię ze wszystkimi kontynentami z wyjątkiem Ameryki Południowej. Poza wymienionymi przedsiębiorstwami połączenia utrzymują towarzystwa czarterowe.

Do Sydney docierają najnowocześniejsze samoloty do Boeinga 747 włącznie. Narastający ruch lotniczy dyktuje konieczność dalszej rozbudowy lotniska. Aktualnie czynne są dwa pasy startowe o długości 3000 i 2800 m. Czynne są dwa krajowe i jeden międzynarodowy dworzec lotniczy, które wymagają już dalszej rozbudowy.

Budynki dworcowe

Lotnisko Sydney w układzie przestrzennym ograniczone jest zarówno czynnikami naturalnymi, jak i istniejącą zabudową. W kierunku południowym ograniczenie stanowi Zatoka Botany i szesciopasmowa autostrada (General Holmes Drive). Od strony północnej i zachodniej ograniczenie stanowi koryto rzeki Cook i kanał Alexandra, północny wschód — linia kolejowa, a od wschodu wspomniana już autostrada.

Warunki przestrzenne zmuszają władze miejskie do jak najracjonalniejszego wykorzystania każdego skrawka ziemi. Zaznaczyć należy, że część obszaru lotniska należało podwyższyć kosztem kilkuset tysięcy m³ piasku wydobytego z Zatoki Botany.

W perspektywie przewiduje się, że dworzec lotniczy zostanie scentralizowany i pomieści ruch krajowy i zagraniczny. Ma to na celu zwiększenie operatywności działania, wykorzystanie tych samych urządzeń, a przede wszystkim uniknięcie przemieszczania pasażerów. Budynki dworcowe zbudowane były przed wejściem do eksploatacji samolotów Boeing 747, jednakże rozmach budowy pozwolił na bardzo łatwą adaptację.

Płyta przeddworcowa

Samolot po wylądowaniu prowadzony jest na miejsce postoju za pośrednictwem systemu świetlnego i sygnałów wizualnych.

Miejsca postojowe zabezpieczają jednocześnie obsługę 12 samolotów bezpośrednio z poczekalni. Oddzielne miejsce przystosowano do samolotu „Concorde”. Niezależnie od tego pozostała jeszcze pewna rezerwa na urządzenie dalszych trzech miejsc postojowych.

Każde miejsce postoju na płycie ma podziemne doprowadzenie paliwa oraz wody. W ten sposób do minimum zredukowano ruch pojazdów. Paliwo rurociągami doprowadzone jest z centralnej bazy, która znajduje się na obszarze lotniska.

Dworzec międzynarodowy

Budynek dworcowy składa się z części głównej oraz zespołu poczekalni wkomponowanych w płytę przeddworcową. Cały zespół o długości 220 m przystosowany do ewentualnego powiększenia. W budynku tym w sposób kompleksowy rozmieszczono wszystkie służby lotniskowe jak: meteorologiczna, pilotażowa, administracja, biura linii lotniczych, restauracje, cocktail-bary oraz pokoje recepcyjne na 400 osób.

Trzypiętrowy budynek podzielony jest funkcjonalnie dla określonych czynności. Czynności odlotowe oraz poczekalnie znajdują się na pierwszym piętrze. Tam też znajdują się służby celne, biura imigracyjne, sklepy bezcłowe itp.

Poczekalnie pasażerskie mogą pomieścić 2500 pasażerów, w tym 1000 siedzących. Sekcja odlotów jest w stanie załatwić 4—5 tys. pasażerów w ciągu godziny. Parter budynku przeznaczony jest dla osób odpowiadających oraz do załatwiania formalności końcowych.

W olbrzymich podziemiach budynku znajduje się cały system urządzeń do obsługi bagażu pasażerskiego. Całość

Dokończenie na III str. okł.

