



**technika
lotnicza
i astronautyczna**

6
1970

1. Na podstawie uchwały Zarządu Głównego APRL redakcja „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” znalazła się na liście instytucji wyróżnionych Medalem „50-lecia Polskiego Lotnictwa Sportowego”. Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP i Kolegium Redakcyjne organu Sekcji serdecznie dziękują Aeroklubowi PRL za to zaszczytne odznaczenie.

2. Odbyło się ostatnio w Warszawie wspólne posiedzenie zarządów Sekcji Lotniczej SIMP i Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK, poświęcone współpracy obu sekcji.

Na zebraniu postanowiono dążyć do dalszego zintegrowania społecznych sił w naszym świecie lotniczym, co przejawiać się będzie we wprowadzaniu w życie działalności wymienionej w umowie, podpisanie przez obie strony, a w szczególności:

▼ w stałej współpracy zarządów obu sekcji,

▼ we współdziałaniu przy redagowaniu miesięcznika „Technika Lotnicza i Astronautyczna” oraz staraniach o zwiększenie objętości i uatrakcyjnienie czasopisma,

▼ we współpracy w prowadzeniu imprez i akcji związanych z lotnictwem,

▼ w trosce o społeczne zorganizowanie terenu oraz przeniesienie w teren współpracy między sekcjami.

3. Na zaproszenie kierownictwa resortu — koledzy Kostia i Borodzik z ramienia Zarządu Głównego SIMP — wzięli udział w posiedzeniu kolegium Ministerstwa Przemysłu Maszynowego, poświęconym omówieniu projektu planu branży lotniczej.

W życzliwej atmosferze i w ramach rzeczowej dyskusji rozpatrzono projekt planu pięcioletniego, zgłoszony przez Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego.

Przedstawiciele Sekcji Lotniczej SIMP postulowali m. in. konieczność wzmocnienia bazy silnikowej i nowoczesnego osprzętu oraz potrzebie rozwoju współpracy w ramach RWPG. Gorącą dyskusję wywołała sprawa braku dostatecznego zabezpieczenia APRL w samoloty do szkolenia.

Zostało ustalone, że dalsze etapy uzgadniania planów na lata 1971—1975 winny również odbywać się przy udziale przedstawicieli SIMP.

Należy wyrazić żal, że wartościowa inicjatywa MPM nie została wcześniej podjęta — na niższym szczeblu — przez kierownictwo ZPLIS. Zarząd naszej Sekcji poczynił w tym kierunku starania — niestety, jak dotychczas — bez pozytywnego odzewu ze strony Zjednoczenia.

1. W pasjonującą pracowników naszej branży dyskusję z „Polityką” na temat lotnictwa, które jakoby stanowi „podrzedną gałąź w polskiej gospodarce” — włączyli się już liczni członkowie Sekcji Lotniczej SIMP *).

Ostatnio Zarząd Sekcji otrzymał kopie pism skierowanych w tej sprawie na ręce naczelnego redaktora „Polityki”. Scharakteryzujemy dwa z nich.

Pracownik Instytutu Lotnictwa — kolega Tadeusz Chyliński — w swoim piśmie prostuje zło i nierzetelne informacje red. Szeliği, daje wyraz oburzeniu na podrywanie z AMBICJI pracowników lotnictwa (którą — szczególnie w naszym kraju — powinno się cenić i szanować), wreszcie wymienia kilka przyczyn niezadowolającej lotniczej działalności konstrukcyjno-doświadczalnej i przemysłowej w Polsce.

Kolega Stanisław Orczykowski z wstępu w Mielcu prostuje elementarną nieścisłość, której dopuścił się red. Szeliğa: podstawowa produkcja Mielca — to lotnictwo i to w wielkim wymiarze eks-

portowym 191 mln złotych dewizowych w ub. roku; pozostałe wyroby stanowią nikły procent tej produkcji zasadniczej, zaś eksport silników wysokoprężnych stanowił 1 egzemplarz (!) (sprzedając z targów w Zagrzebju). Redaktor Szeliğa dezinformuje społeczeństwo o poniesionych kosztach na lotnictwo, podając z fantazji pochodzące nakłady 300 do 500 mln dolarów na mały samolot (!). Wreszcie kol. Orczykowski rozprawia się z mitycznymi stwierdzeniami redaktora „Polityki”, dotyczącymi:

— przekonania o niewykorzystaniu potencjału przemysłu lotniczego,

— przekonania, że produkcja narzędzi jest w stanie zastąpić produkcję lotniczą.

— przeświadczenia, że nie zbudowano dotychczas w kraju żadnego wartościowego sprzętu lotniczego.

W piśmie swym mgr inż. Orczykowski daje prawdziwą lekcję ekonomicznego myślenia w duchu II i IV Plenum KC PZPR.

5. W Ministerstwie Rolnictwa, pod przewodnictwem inż. F. Dębskiego, naczelnika Wydziału w Departamencie Produkcji i Ochrony Roślin, odbyło się w lutym pierwsze robocze zebranie zespołu pracującego nad wnioskami z Konferencji: *Stan obecny i rozwój lotnictwa rolniczo-gospodarczego w PRL* (Poznań, listopad 1969 r.).

W skład zespołu weszli: mgr inż. Szczawiński (PUL APRL), mgr Bojarski (IOR), mgr Tkaczyk (LZUG — Gdańsk), inż. Klus (WSO i KR — Wrocław); inż. Kubitsch (WSO i KR — Koszalin), inż. Lejbrant (WZPGR — Olsztyn) oraz mgr inż. Borodzik (z ramienia Komitetu Organizacyjnego Sekcji Lotniczej SIMP). Na posiedzeniu wstępnie przedyskutowano wnioski oraz przydzielono poszczególne zagadnienia do rozpracowania członkom zespołu.

6. Zarząd Sekcji Lotniczej poparł wniosek Zarządu Koła Zakładów Lotniczych SIMP przy Szybocowym Zakładzie Doświadczalnym o przyznanie za opracowanie szybowca „Cobra” 15 wojewódzkiej nagrody NOT „Za wybitne osiągnięcie w dziedzinie techniki” w 1969 r.

7. Plenum Zarządu Głównego Aeroklubu PRL powołało komisję specjalistyczną. W skład Komisji Samolotowej APRL weszli członkowie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP koledzy A. Misiorek i F. Borodzik.

8. Przypomnijmy tu nazwiska kolegów — członków przedwojennego Związku Polskich Inżynierów Lotniczych (ZPIL) — współorganizatorów Aeroklubu Gdańskiego, który obecnie obchodzi swój jubileusz 40-lecia. Byli nimi:

Kazimierz Dzwonkowski

Rudolf Płoszek i

Wiktor Leja

Z wymienionych inżynierów pierwsi dwaj byli w 1939 r. pracownikami Państwowych Zakładów Lotniczych — Wytwórni Płatowców Nr 2 w Mielcu: kol. Dzwonkowski prowadził Wydział Prób i Badań w „Locie” zaś kol. Płoszek produkcyjny Wydział Blacharski. Obydwu kolegów nie ma w naszym gronie: K. Dzwonkowski pracuje w budownictwie, a R. Płoszek przebywa w Anglii. Mgr inż. Wiktor Leja jest członkiem SITK i od niepamiętnych czasów działaczem APRL na stanowisku skarbnika. Od niedawna kol. Leja został opiekunem Aeroklubu Ostrowskiego.

9. Zarząd Główny SIMP — w uchwale Prezydium z dnia 12 marca br. — dał wyraz stanowisku, że obowiązkiem wszystkich członków naszego Stowarzyszenia i wszystkich ogniw organizacyjnych jest udział w dyskusjach, mających na celu ustalenie prawidłowych kryteriów stanowiących bazę do wprowadzenia nowego systemu premiowego. Podstawowym obowiązkiem członka SIMP jest w pierwszym rzędzie — włączenie się do dyskusji, w następnym etapie — opracowanie potrzebnych materiałów, zaś ostatecznym celem — jest realizacja ustalonych zasad nowego systemu premiowania.

W artykule *Wyprawa „Apollo” 13* dr inż. A. Marks przedstawia zadania, jakie mieli wykonać astronauta J. Lovell i F. Haise po lądowaniu na górzystej części Księżyca, na terenie mogącym dostarczyć wielu cennych informacji naukowych. Przypomiano budowę statku „Apollo”, opisano przebieg awarii, sytuację zaistniałą na statku po awarii i środki, jakie zastosowano w celu zabezpieczenia powrotu astronautów na Ziemię. Wyrażono przypuszczenia na temat wpływu awarii „Apollo” 13 na dalszy przebieg programu.

Problematykę polityczno-prawną międzynarodowego transportu lotniczego w zakresie zainteresowań Polski, która zamierza dopiero teraz rozwijać tę dziedzinę działalności przedstawia dr M. Zylicz w artykule *Prawo dostępu do rynku międzynarodowych przewozów lotniczych*. Uzasadnia celowość rozwijania przez Polskę międzynarodowego transportu lotniczego z uwagi na jego samodzielną funkcję, tym bardziej że stanowi on w naszych warunkach opłacalną formę uzyskiwania dewiz. Rozwój ten jest hamowany m.in. przez bariery prawne, które można ominąć jedynie przez uruchomienie linii dalekiego zasięgu.

Krótką charakterystykę spieków aluminiowych, tzw. SAP, ich podstawowe właściwości fizyczne, wytrzymałościowe i technologiczne na tle najważniejszych konstrukcyjnych stopów Al typu durali i stopów specjalnych, przeznaczonych do pracy w temperaturach podwyższonych omawia J. Czapliski w artykule *SAP — nowy lotniczy materiał konstrukcyjny*. Autor wskazuje kierunki i perspektywy zastosowań SAPów w budowie współczesnych samolotów.

Dr inż. J. Lewitowicz w artykule *Niektóre problemy zastosowania izotopów promieniotwórczych w badaniach sprzętu lotniczego* omawia prace dotyczące stosowania izotopów promieniotwórczych w badaniach sprzętu lotniczego, które idą w dwóch kierunkach. Pierwszy wykorzystuje izotopy do badania procesów termodynamicznych i mechanicznych, a drugi — to stosowanie izotopów jako źródeł promieniowania w defektoskopii i diagnostyce uszkodzeń i zużycia części mechanicznych poszczególnych agregatów i całych zespołów sprzętu oraz wyposażenia lotniczego. W artykule przedstawiono wyniki wybranych prac z dorobku Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych

* Prosimy porównać polemiczne wypowiedzi w „Polityce” nr 9, w „Kierunkach” nr 8 jak też notatkę w naszych łamach; tematowi temu poświęcono również artykuł w „Sztandarze Młodych” z 17 marca br.

technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXV Czerwiec Zeszyt 6

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,
tel. 27-01-75

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

SPIS TREŚCI

	Str.
Z. Jethon: Podstawowe elementy zabezpieczenia ekologicznego astronautów	1
W. Kordziński: Tendencje w budowie turbiny- wych silników śmigłowych o małej i średniej mocy	4
B. Dostatni: „Konteneryzacja” w transporcie lotniczym	7
H. Ostromecki: Nowa metoda ustalania zdatno- ści instalacji samolotów	11
H. Oltarzewski: Niektóre zagadnienia badań wy- trzymałościowych tworzyw zbrojonych	14
Z. Jakubisiak: Wpływ warunków pracy i stop- nia wykorzystania na trwałość samolotu rolni- czego typu „Gawron”	18
J. Wyganowski: Baza techniczna przedsiębior- stwa „Air Canada”	21
Gustaw Andrzej Mokrzycki — odcinek 6 —	
W. Zaremba	24
NOWOŚCI TECHNICZNE	25
WIADOMOŚCI Z TERENU	31
KRONIKA	32
NOTATKI ZE ŚWIATA	32
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP II okł.	
WIADOMOŚCI Z TERENU	III okł.
LOTNICZE PRZEDSIĘBIORSTWA ŚWIATA	
ČSA — Czechosłowackie linie lotnicze	IV okł.
CO PISZĄ INNI	IV skrz.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. Stefan Sulikowski
Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak
Redaktorzy działówi:
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołędzi-
nowski, inż. A. Hadrawa, mgr inż.
W. Kordziński, mgr inż. S. Lassota,
inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Za-
remba
Rada Programowa:
Prof. dr inż. W. Fiszdon, dr inż. H.
Grzegorzczak, mgr inż. E. Kolodziński,
mgr M. Kowleski, red. Jerzy R. Ko-
niecny, mgr inż. J. Kucharski, mgr
inż. A. Lewkowicz, prof. mgr inż. H.
Muster, mgr inż. W. Nowakowski, mgr
inż. W. Pietrzak, gen. dyw. pil. J.
Raczkowski, mgr inż. M. Sikorski,
mgr inż. S. Sulikowski, prof. dr
I. Tarski, mgr inż. W. Witanowski.

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 418/C — C-3
Nakład 1800 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.— Prenumerata roczna zł 144.—
INDEKS 38006

Основные проблемы экологического обеспечения космонавтов

В статье обсуждены проблемы связанные с обеспечением космонавтов во время путешествия в космосе соответствующего количества кислорода, воды и продовольствия. Представлены способы повторного получения кислорода и воды во время продолжительных полетов, описаны виды пищи применяемой в космических полетах и обсуждены работы направленные к самообеспечению системы космический корабль-космонавты в отношении обеспечения в пищевые материалы.

KORDZIŃSKI W.

629.7.035.3

Тенденции в постройке турбовинтовых двигателей малой и средней мощности

Турбовинтовые двигатели малой и средней мощности, а особенно двигателя мощности 550—850 л.с. находят сейчас широкое применение к приводу диспозиционных и многоцелевых самолетов, на местные авиалинии и разных типов боевых самолетов. Они строятся так в системе одного вала как и двух валов, при чем наиболее выгодные особенности показывают двухваловые двигатели типа ПТВ. Турбовинтовые двигатели малой и средней мощности имеют как и вертолетные двигатели осевую-центробежный компрессор с 2 или 3 осевых ступенями, а также камеру сгорания с реверсивным течением. Современные двигатели отличаются большой оборотной скоростью, малым удельным весом ниже 0,20 кг/л.с. и малым удельным расходом топлива — ниже 0,30 кг/л.с. В будущем нужно ожидать дальнейшего развития турбовинтовых двигателей, которые во время семидесятих лет будут вероятно составлять всеобщий привод самолетов укороченного взлета и посадки (СТОЛБ) на местных авиалиниях, а в восьмидесятих годах найдут одновременно применение к приходу самолетов с вертикальным взлетом и посадкой (ВТОЛБ).

DOSTAŃNI B.

656.7.073.235

„Контейнеризация“ в авиационном транспорте

Контейнеризация транспорта дает в мире все больший прогресс, во всех видах транспорта, в том числе и в авиационном транспорте. В Польше этот процесс находится лишь только в первоначальном периоде развития. В этой статье указано экономические выгоды текущие из применения в транспорте контейнеров и подчеркнута факт, что эти выгоды в авиационном транспорте значительно больше чем в наземном и морском транспорте, а также обсуждено некоторые проблемы связанные с контейнеризацией в авиационных перевозках, как например система принятия и загрузки товаров, а также нормализация и приспособление контейнеров к транспорту наземными средствами.

OSTROMEŃSKI H.

629.7.017.06

Новый метод определения пригодности самолетных систем

В статье представлен предлагаемый Air Registration Board новый метод испытания пригодности к работе в полете бортовых самолетных систем, обсуждены появившиеся в этом методе новые понятия вероятности событий и способы их интерпретации а также приведены примеры требований установленных согласно с новым методом.

OLTARZEWSKI H.

678.029.5:620.17

Некоторые проблемы испытания прочности армированных материалов

В связи из некоторыми особенностями армированных материалов, главным образом анизотропией, серьезной трудностью в прочностных испытаниях этих материалов является то же закрепление образцов в скобах машины для прочностных испытаний, так чтобы не имело это влияния на прочность испытанных образцов. Для этого полезно применить для испытаний армированных материалов метод, полагающийся на изгибе образцов составленных из двух поясов материала. В представленной работе предложены теоретические основы метода прочностных испытаний армированных материалов с применением изгиба в отношении к статическим и динамическим испытаниям, а также предел применения этого метода.

JAKUBISIAK Z.

Влияние условий работы и степени использования на долговечность сельскохозяйственной самолетов типа „Гаврон“

В этой работе приведены результаты анализа времени работы на протяжении года сельскохозяйственных самолетов PZL IOJA (Гаврон) использованных в Авиационном соединении хозяйственного обслуживания в Ольштыне. Этот анализ указывает малую степень использования самолетов, что вызывает необходимость применения добавочных ремонтов перед полетом предусмотренных часов до первого главного ремонта, увеличивает собственные расходы летного часа и задерживает амортизацию самолетов. Самолеты „Гаврон“ пока не остаются заменены современными сельскохозяйственными самолетами, требуют модернизации оборудования кабины и опрыскивательных устройств.

ZESZYT 6

CZERWIEC

1 9 7 0

ROK XXV



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Dr med. habil. ZBIGNIEW JETHON

629.78.007:613.693

W artykule omówiono zagadnienia związane z zapewnieniem astronautom w czasie podróży kosmicznych odpowiedniej ilości tlenu, wody i pożywienia. Przedstawiono sposoby odzyskiwania tlenu i wody w czasie długotrwałych lotów (ponad 3—4 tygodnie), opisano rodzaje stosowanych w wyprawach kosmicznych pokarmów i omówiono prace zmierzające do zapewnienia samowystarczalności układu statek kosmiczny — astronauty pod względem zabezpieczenia w substancje odżywcze.

PODSTAWOWE ELEMENTY ZABEZPIECZENIA EKOLOGICZNEGO ASTRONAUTÓW

Lot w przestrzeni kosmicznej wymaga wielu przygotowań, zwłaszcza wówczas gdy w locie bierze udział człowiek jako integralna część wyprawy kosmicznej. Zabezpieczenie jego życia i umożliwienie mu pracy w niewielkiej objętościowo kabine kosmicznej jest warunkiem podstawowym powodzenia lotu i wykonania postawionych przed astronautą zadań.

Utrzymanie odpowiednich warunków bytowania we wnętrzu statku kosmicznego jest problemem skomplikowanym. Astronauty należy zapewnić nie tylko odpowiedni mikroklimat wewnątrz kabiny statku, lecz również dostateczną ilość wody i pożywienia. Należy zabezpieczyć odpowiednią ochronę przeciw napromienieniu, a w przypadku utraty szczelności kabiny odpowiednią dodatkową osłonę przed ujemnym oddziaływaniem czynników przestrzeni kosmicznej. W szerokim rozumieniu warunków bytowania mieszczą się tu również wszelkie problemy natury psychologicznej związane z pracą myślową astronauty, a zwłaszcza zakres i natężenie bodźców dopływających do ośrodkowego układu nerwowego, oraz odpowiednie rozmieszczenie aparatury pomiarowej i kontrolnej wewnątrz statku.

Wielokompleksowość problemu zabezpieczenia życia i pracy astronauty wymaga podziału wchodzących w skład tego problemu zagadnień. Zazwyczaj wydziela się z tej grupy zagadnienia związane z zabezpieczeniem podstawowych funkcji życiowych, to znaczy z zapewnieniem odpowiedniego mikroklimatu kabiny oraz wody i pożywienia. Zagadnienia te, będące pod-

stawową składową ekologicznego zabezpieczenia astronautów, są przedmiotem niniejszego opracowania.

Sposób zabezpieczenia podstawowych funkcji życiowych zależy przede wszystkim od czasu lotu i ciągu rakiet nośnych. Ten drugi czynnik warunkuje wielkość ładunku zabranego w statku, zawierającego urządzenia utrzymujące właściwy mikroklimat kabiny oraz zapasy substancji pokarmowych, wody i tlenu. Czas lotu jest natomiast determinantą określającą rodzaj rozwiązania zabezpieczenia ekologicznego, które zastosowano w danym locie.

Przykładem powyższych zależności mogą być wyliczenia potrzeb astronautów w zakresie podstawowego zabezpieczenia warunków bytowania. Niezależnie od urządzeń utrzymujących odpowiedni mikroklimat wewnątrz kabiny statku każdy astronauta musi otrzymać odpowiednią ilość wody, tlenu i pożywienia o łącznym ciężarze 5,5—6,0 kG na dobę. Z tej ilości około 1,7 kG przypada na pożywienie, a około 1 kG na tlen. Pozostała część, czyli około 4,0 kG, to woda dla celów spożywczych i higienicznych.

Jak łatwo stąd obliczyć, dla 5-osobowej załogi i 5-letniej podróży ciężar startowy samego tylko pożywienia wraz z opakowaniem będzie wynosił 15,5 T. Ponadto należy dodać, że nie wszystkie substancje odżywcze nadają się do długotrwałego przechowywania. Mimo postępu technologii wyjąłowania i konserwowania produktów spożywczych czas ich przechowywania jest ściśle określony.

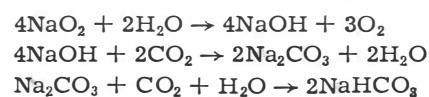
Analiza opłacalności zabierania zapasów dla zabezpieczenia warunków bytowania wskazuje, że ten spo-

sób zabezpieczenia korzystny jest na czas przelotu około 3—4 tygodni. W miarę wydłużania czasu lotu koszt każdego kilograma ładunku statku proporcjonalnie wzrasta. Po zużyciu zapasów pozostają w statku puste, bezużyteczne przestrzenie, a na wydzwignięcie ładunku z zapasami trzeba odpowiednio zwiększyć ciąg rakiet. Wydłużenie więc lotu ponad miesiąc wymaga (według obecnego stanu wiedzy i poglądów w tej sprawie) innego rozwiązania, które pozwalałoby wyeliminować kłopotliwą sprawę zapasów. Należy więc przeanalizować, czy są inne możliwości zabezpieczenia podstawowych warunków bytowania w długotrwałych lotach kosmicznych.

Tlen dostarczany organizmowi bierze bezpośredni udział w przemianie materii jako zasadniczy składnik tej przemiany. Wchodząc w reakcje chemiczne z substancjami energetycznymi wyzwala z nich energię, wykorzystywaną przez organizm w procesach życiowych. Tkanki organizmu człowieka są różnie wrażliwe na niedobór tlenu. Największą wrażliwość stwierdza się w odniesieniu do komórek nerwowych, gdzie na przykład gwałtowne zahamowanie doprowadzania tlenu do mózgowia już w ciągu 12—15 sekund powoduje u człowieka utratę przytomności, a po 5—7 minutach śmierć wskutek powstania nieodwracalnych zmian w ośrodkowym układzie nerwowym.

Dotychczasowe loty kosmiczne były zabezpieczane zapasami tlenu zabieranymi na pokładzie statku. Tego rodzaju zabezpieczenie przewiduje się również w przyszłości dla lotów nie trwających dłużej niż 3 tygodnie, wyjątkowo 4 tygodnie. Zużywany przez astronautów tlen, zawarty w kabinie, uzupełniany jest z zabranych zapasów, gdzie znajduje się w odpowiednich zbiornikach w postaci sprężonej lub ciekłej. Jednakże nawet w tak krótkotrwałych lotach mieszanina gazowa wydychiwana przez astronautów nie jest usuwana na zewnątrz kabiny statku. Jest ona oczyszczana i uzdatniana do ponownego użycia. Proces uzdatniania polega, oprócz wzbogacania w tlen, na wychwytywaniu z mieszaniny wydechowej pary wodnej i dwutlenku węgla. Wykorzystywane są w tym celu przeważnie chemiczne absorbenty. Dwutlenek węgla wychwytywany jest przez wodorotlenki metali (KOH, NaOH, LiOH, Ca(OH)₂ i inne), a para wodna przez chlorek litu LiCl, nadtlenek potasu KO₂, nadchloran magnezu Mg(ClO₄)₂ lub siarczan wapnia CaSO₄. Oczywiście, wyżej podane absorbenty są tylko przykładami z licznej grupy tych środków.

Wzbogacenie atmosfery kabiny w tlen może się również odbywać z zapasów w postaci związków chemicznych, z których tlen jest uwalniany. Ten sposób wzbogacania atmosfery w tlen jest stosowany w niektórych typach łodzi podwodnych. Jest on bardzo wygodny w użyciu, a ponadto nie wymaga pojemników w postaci butli, co znacznie zmniejsza ciężar zabieranych zapasów. Spośród różnych substancji chemicznych najczęściej stosowane są nadtlenki, jak KO₂, NaO₂, LiO₂, CaO₄, H₂O₂, Na₂O₂, Li₂O₂, KO₃ i inne. Związki te mogą być również stosowane do usuwania dwutlenku węgla z atmosfery kabiny w myśl następującej przykładowej reakcji:

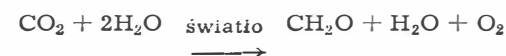


Długotrwałe loty muszą być zabezpieczone w oparciu o zasadę samowystarczalności statku pod względem ekologicznym. Zasada ta dotyczy również zaopatrzenia tlenowego. W wyniku reakcji tlenu z substancjami energetycznymi w organizmie powstają końcowe produkty, wśród których na pierwszym miejscu znajdują się dwutlenek węgla i woda. Wzbogacanie atmosfery kabiny w tlen powinno się więc odbywać poprzez jego odzysk z powyższych produktów przemiany materii. Można do tego celu zastosować elektrolizę wody i fotolizę dwutlenku węgla. Powstający w elektrolizie wodór może być użyty do produkcji wody z dwutlenku węgla w myśl reakcji:



Fotoliza dwutlenku węgla, zachodząca przy współudziale katalizatorów, jest szczególnie ekonomiczna, gdyż nie wymaga dodatkowych substancji dla przeprowadzenia reakcji rozczepienia na węgiel i tlen.

Odrębnym zagadnieniem jest utylizacja dwutlenku węgla drogą biologiczną. W wyniku fotosyntezy roślin dwutlenek węgla jest w przyrodzie wychwytywany i wykorzystywany do budowy roślinnych substancji organicznych. Powstający w tym procesie tlen jest usuwany do atmosfery. W fotosyntezie substancji organicznych oprócz dwutlenku węgla zużywana jest również woda, co w lotach kosmicznych może mieć pewne znaczenie w przypadku nagromadzenia się wody metabolicznej. Ogólny schemat syntezy tej można więc przedstawić następująco:



Przydatność fotosyntezy dla astronautyki została sprawdzona doświadczalnie. Przyjmując, że ogniwnem biologicznym w utylizacji dwutlenku węgla będą glony, 20 litrów hodowli tych jednokomórkowców pokrywa zapotrzebowanie dzienne człowieka na tlen.

Możliwości regeneracji wody dla celów spożywczych i higienicznych zostały w zasadzie, podobnie jak „regeneracja” tlenu, opracowane w szczegółach technicznych. Skonstruowano już specjalne urządzenia, które regenerują wodę spożywczą z wydaliny i pary wodnej atmosfery i których zdolność została sprawdzona w wielotygodniowych doświadczeniach. Przewiduje się, że tego rodzaju urządzenia zostaną w najbliższych lotach kosmicznych sprawdzone praktycznie.

Regeneracja wody dla celów spożywczych odbywa się głównie w oparciu o metody fizyczne. Na drodze wymrożenia większa część substancji rozpuszczonych w wodzie ulega wydzieleniu z roztworu. Otrzymana tą drogą wstępnie oczyszczona woda zostaje następnie poddana odwirowaniu i plyn znad osadu przechodzi do filtrów. Układ filtracyjny zawiera również filtry molekularne, aby nawet najdrobniejsze cząstki substancji rozpuszczonych w wodzie mogły być wychwycone.

Inną metodą fizyczną, mającą zastosowanie w urządzeniach oczyszczających wodę dla celów spożywczych, jest liofilizacja. Tego rodzaju „odparowanie” wody w niskiej temperaturze uważane jest w chwili obecnej za najlepszy sposób jej oczyszczania.

Dla odzyskiwania wody z moczu Sendroy i Collison zaproponowali układ, w którym wstępnie mocz jest traktowany kwasem siarkowym. Po tym wstępnym oczyszczeniu powstała mieszanina jest oddestylowy-

wana i skondensowany destylat przepuszczany przez kolumnę z węglem aktywowanym. Obie powyższe części postępowania oczyszczającego mają na celu nie tylko oczyszczenie z rozpuszczonych w moczu substancji chemicznych, lecz również usunięcie lub zniszczenie bakterii, które w nim się zwykle znajdują. W późniejszych pracach wymienieni autorzy modyfikowali chemiczną część postępowania, stosując kwas siarkowy z dwuchromianem potasu lub kwaśny siarczyn sodu.

Najtrudniejszym zadaniem w zabezpieczeniu ekologicznym astronautów jest dostarczenie odpowiedniej ilości pożywienia. Organizm dorosłego człowieka może głodować do 50—60 dni, pod warunkiem jednak, że jest dostarczana woda. W zupełnym głodzie, bez wody człowiek ginie po około 10 dniach. Oczywiście, są to czasy wyliczone dla osób, które znajdują się w zupełnym bezruchu. W przypadku wykonywania pracy, zwłaszcza fizycznej, czasy te będą odpowiednio krótsze.

W krótkotrwałych lotach kosmicznych na pokład statku zabierane są odpowiednie zapasy żywności. W pierwszych lotach kosmicznych pożywienie było zabierane w postaci płynnej lub półpłynnej. Wymagania stawiane tego rodzaju pożywieniu były wysokie. Oprócz odpowiednich walorów smakowych, zapachowych i kolorystycznych oraz zachowanej kaloryczności i zawartości witamin pokarm ten był dodatkowo niemal całkowicie oczyszczany z substancji balastowych. Przystawalność jego wynosiła 96—98%, czyli tylko 2—4% było w nim substancji, które przez organizm człowieka były odrzucane jako bezużyteczne. Pokarm ten był również całkowicie sterylny i specjalnie zabezpieczony przed rozkładem odpowiednimi substancjami konserwującymi.

Stosowana w pierwszych lotach konsystencja pokarmu podyktowana była wnioskami, jakie wyciągnięto z pierwszych badań możliwości pobierania pokarmu w nieważkości. W badaniach tych, wykonanych w samolotach, które leciały po torze parabolicznym dla uzyskania krótkotrwałych stanów nieważkości, stwierdzono możliwość zanieczyszczenia atmosfery kabiny okruchami pokarmów stałych. Dostanie się takich okruchów do dróg oddechowych może grozić konsekwencjami w postaci zapalenia odoskrzelowego płuc, ropnia płuc, wyłączenia pewnych partii płuc z oddychania, a nawet śmiercią z uduszenia. W miarę rozszerzania badań nad wpływem nieważkości na organizm żywy stwierdzono jednak, że jest to obawa przesadzona. Ponadto skonstruowano specjalne „odkurzacze” które filtrują atmosferę kabiny, oczyszczając ją z cząstek pyłu i kurzu. Obecnie więc stosuje się już pokarm nie odbiegający konsystencją od zwykłego pożywienia, uwzględniając nawet wszystkie indywidualne upodobania smakowe astronautów.

Odpowiednie przygotowanie zapasów pożywienia dla obecnie realizowanych lotów kosmicznych wymagało rozszerzenia badań z zakresu technologii żywności. Najwięcej uwagi poświęcono problemowi opakowań, które zabezpieczają zabieraną w lotach żywność przed zanieczyszczeniami bakteryjnymi mogącymi spowodować jej rozkład. Opracowano cały system sposobów wyjąławiania i kontroli jakości produktów żywnościowych. Każdy rodzaj pożywienia wymaga ponadto zastosowania innych środków i sposobów przygotowania

oraz innych rodzajów opakowań, uwzględniających jego skład chemiczny.

Rozkład pokarmu odbywa się nie tylko po zakażeniu bakteryjnym, lecz również wskutek działania zawartych w nim enzymów komórkowych. Najprostszym i najbardziej skutecznym sposobem zahamowania aktywności enzymów jest usunięcie z ich środowiska wody. Odwodnienie substancji pokarmowych jako sposób ich konserwacji jest obecnie szeroko rozpowszechniony. Przywrócenie normalnych walorów organoleptycznych odbywa się na drodze prostego zabiegu kulinarnego z dodaniem wody. Wodę tę można będzie uzyskać z ogniwo układu ekologicznego, które ją regenerują. Odwodnienie substancji pokarmowych pozwala ponadto na zwielokrotnienie zapasów zabieranej żywności bez zwiększenia ciężaru startowego. Odwodniony pokarm jest bardzo odporny na działanie czynników, które powodują jego rozkład. Stosowana obecnie technologia pozwala na przechowywanie tak przygotowanych produktów żywnościowych do 1—3 lat bez objawów obniżenia jakości, a są wszelkie podstawy do stwierdzenia, że czas ten będzie wkrótce wydłużony do 5—10 lat.

Ostatnio dla celów astronautycznych coraz więcej prac z higieny żywienia prowadzonych jest nad syntezą środków spożywczych i sztucznym preparowaniem składu poszczególnych produktów. Ten sposób przygotowania zapasów pokarmu dla lotów kosmicznych ma wiele zalet, z których najważniejsze są następujące:

- duża wartość kaloryczna przy minimalnej objętości
- duża przystawalność
- możliwość dłuższego przechowywania substancji wyjściowych
- możliwość przygotowania składu pożywienia w zależności od indywidualnych potrzeb i wymagań zdrowotnych astronautów
- możliwość wzbogacenia pożywienia w składniki deficytowe.

Największy postęp uzyskano dotąd w syntezie węglowodanów i przygotowywaniu tego składnika pokarmowego dla celów spożywczych. Jednakże prace nad innymi składnikami pożywienia są również zaawansowane, co po ich pomyślnym zakończeniu może poważnie zrewolucjonizować sposób zabezpieczenia ekologicznego astronautów.

Uzyskanie samowystarczalności w zakresie zabezpieczenia w substancje odżywcze jest dotychczas zagadnieniem nie rozwiązany. Jest to niezbędny warunek realizacji długotrwałych lotów kosmicznych z człowiekiem na pokładzie statku.

Punktem wyjścia dla prac, których celem jest stworzenie powyższej samowystarczalności, są naturalne warunki krążenia substancji istniejące w przyrodzie na Ziemi. Wydaliny zwierząt i człowieka są pożywką dla drobnoustrojów gleby, które te wydaliny uzdatniają dla roślin. Te ostatnie z kolei są pokarmem dla zwierząt oraz wraz ze zwierzętami pokarmem dla człowieka. Utworzenie jednak na pokładzie statku warunków ekologicznych podobnych do ziemskich nie jest chwilowo możliwe, a nawet byłoby niecelowe przenoszenie wszystkich „błędów” przyrody.

TENDENCJE W BUDOWIE TURBINOWYCH SILNIKÓW ŚMIGŁOWYCH O MAŁEJ I ŚREDNIEJ MOCY

Turbinowe silniki śmigłowe o małej i średniej mocy, a w szczególności silniki o mocy 550–900 KM, są obecnie szeroko stosowane do napędu samolotów służbowych, wielozadaniowych, samolotów na linie lokalne i różnego rodzaju samolotów wojskowych. Buduje się je zarówno w układzie jedno- jak i dwuwalowym, przy czym najkorzystniejsze właściwości wykazują silniki w dwuwalowym układzie odwróconym typu silników PT6. Turbinowe silniki śmigłowe o małych i średnich mocach odznaczają się prostotą konstrukcji, co znajduje swój wyraz w stosowaniu w większości z nich sprzężarek osiowo-środkowych o 2 lub 3 stopniach osiowych. Współcześnie budowane silniki mają duże prędkości obrotowe, mały ciężar jednostkowy — poniżej 0,20 kG/KM — i małe jednostkowe zużycie paliwa — poniżej 0,30 kG/KMh, a trwałość międzynaprawcza niektórych z nich sięga 3000 h. W przyszłości należy oczekiwać dalszego rozwoju tego typu silników, które w latach siedemdziesiątych będą napędzać liczne samoloty pasażerskie STOL na linie lokalne, a w latach osiemdziesiątych zakres ich zastosowań rozszerzy się również na samoloty pasażerskie V/STOL.

Silniki śmigłowe o mocach od 400–500 KM w górę to obecnie prawie wyłącznie silniki turbinowe. W zakresie mniejszych mocy stosowane są, przynajmniej na razie, silniki tłokowe. Jedynym oferowanym przez przemysł silnikowy turbinowym silnikiem śmigłowym

o mocy poniżej 400 KM jest śmigłowa odmiana silnika Allison 250, 250-B15, o mocy 317 KM. Ten stan rzeczy wynika z faktu, że w zakresie mocy do ok. 400 KM silniki turbinowe są dla samolotów i są dalej obecnie prawie równoważne pod względem łącznego ciężaru silnika i paliwa oraz pod względem trwałości międzynaprawczej silnikom turbinowym o podobnej mocy, górują natomiast nad nimi mniejszymi kosztami produkcji oraz łatwiejszą i tańszą obsługą.

Turbinowe silniki śmigłowe o małej i średniej mocy (do ok. 1400 KM) stanowią obecnie większość produkowanych i eksploatowanych typów turbinowych silników śmigłowych. Silniki o większych mocach to prawie wyłącznie silniki starszej generacji: Rolls-Royce „Dart” i „Tyne”, Allison T56 (501D), General Electric T64 oraz silniki radzieckie NK-14, AI-20 i AI-24. Nie oznacza to jednak, że śmigłowe silniki turbinowe o większych mocach nie mają przed sobą żadnych perspektyw rozwoju (prawdopodobnie nowa generacja tych silników znajdzie zastosowanie do napędu dużych samolotów V/STOL z przestawialnym skrzydłem).

Zakres zastosowań

Na obecnym etapie rozwoju turbinowe silniki śmigłowe znajdują najszersze zastosowanie w zakresie mocy od 550 do 850 KM. Wśród samolotów napędzanych silnikami turbinowymi o tej mocy znajdują się zarówno samoloty przerobione z samolotów tłokowych, np. Pilatus „Turbo-Porter”, Saunders ST-27 (De Havilland DH. 114 „Heron”), De Havilland of Canada „Turbo-Beaver”, Aero Commander „Commander”, Antonow An-14M i in. *, jak i samoloty nowo budowane. Szczególnie dużo buduje się obecnie samolotów

wielozadaniowych, samolotów na linie lokalne i samolotów służbowych z dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi. Wymienić tu można angielskie samoloty Short „Skyvan” i Handley Page „Jetstream”, francuski Marcel Dassault MD320 „Hirondelle”, amerykańskie Beechcraft 99 „Airliner”, „King Air” 90 i „King Air” 100, Swearingen „Merlin” 2 i „Metro” oraz Sunrise Aircraft S-1600, kanadyjski De Havilland of Canada DHC-6 „Twin Otter”, czechosłowacki Let L-410, hiszpański CASA 212, japoński Mitsubishi MU-2, argentyński Turbay T-4, brazylijski IPD-6504 „Bandeirante” i izraelski IAI „Arava” (we Francji budowany z licencji jako „Sherpa”).

Projektuje się poza tym samoloty napędzane czterema silnikami turbinowymi (o średniej mocy), jak np. De Havilland of Canada DHC-7 i SAAB 1071, przy czym stosowanie czterech silników zamiast dwóch o większej mocy wynika z dążenia do skrócenia startu samolotów, co łatwiej jest osiągnąć w przypadku samolotu 4-silnikowego **.

Wśród zbudowanych ostatnio samolotów turbinowych są także jednosilnikowe — Helio „Stallion” i SIAI-Marchetti SM-1019 (ten ostatni z silnikiem Allison 250-B15).

Turbinowe silniki śmigłowe o rozpatrywanym zakresie mocy stosowane są również do napędu samolotów wojskowych. Należy do nich samolot obserwacyjny Grumman „Mohawk”, samoloty łącznikowe Beechcraft U-21C i wersja wojskowa Mitsubishi MU-2, samoloty typu COIN — Hiller/Pilatus „Heli-Porter”, North American Rockwell OV-10 „Bronco” i DINFIA IA-58 (Argentyna) — samolot transportowy Nord 262 (odmiana samolotu na linie lokalne starszej generacji) i holownik latających celów C-3605 (Szwajcaria).

* Ostatnio mówi się o zastosowaniu silnika Allison 250-B15 o mocy 317 KM do napędu samolotów Cessna 310 i 320 oraz Beechcraft 402 (przyp. autora).

** Dzięki temu, że większa powierzchnia skrzydła jest namuchiwana strumieniami zaśmigłowymi (przyp. autora).

W USA opracowuje się samolot szturmowy AX napędzany dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi o mocy ok. 800 KM. Zarysowują się duże możliwości zakupienia przez siły powietrzne Belgii i Włoch oraz przez armię amerykańską samolotów transportowych STOL Breguet Br. 941.

W celu próbnej eksploatacji turbinowe silniki śmigłowe zabudowano na samolotach rolniczych Fletcher FU-24 (chodzi tu o silniki UACL PT6A-20 i AiResearch TPE 331), a samolot Pilatus „Turbo-Porter” z silnikiem PT6A-20 pomyślnie wykonywał zadania rolnicze w Sudanie (ostatnio dwa samoloty rolnicze „Turbo-Porter” zakupiła Grecja).

Ogólny układ silników

Pod ogólnym układem silnika rozumie się tu przede wszystkim układ jedno- lub dwuwałowy, tzn. układ silnika ze związaną lub oddzielną turbiną napędową, oraz wynikający z tego sposób wyprowadzenia napędu.

Budowane obecnie turbinowe silniki śmigłowe o małej i średniej mocy rozwiązywane są zarówno w jednym, jak i drugim układzie. Ogólnie rzecz biorąc, silniki, które były projektowane głównie do napędu samolotów, mają układ jednowałowy. Są to różne wersje silników „Bastan” i „Astozou” firmy Turbomeca oraz silniki AiResearch TPE 331 (oznaczenie wojskowe — T76). Jednowałowy jest również radziecki silnik Izołowa GT-550 o mocy ok. 700 KM. Natomiast silniki przeznaczone w pierwszym rzędzie do śmigłowców mają oddzielną turbinę napędową. Są to: Allison 250 (oznaczenie wojskowe — T63), Lycoming T53 i Turbomeca „Turmo” 3D. Pewien wyjątek pod tym względem stanowią silniki PT6A firmy United Aircraft of Canada Ltd., które jakkolwiek budowane były z przeznaczeniem samolotowym zostały zaopatrzone w oddzielną turbinę napędową.

Układ jednowałowy odznacza się w porównaniu z układem dwuwałowym prostszą i lżejszą konstrukcją, ponieważ w układzie tym do wyprowadzenia napędu do przodu nie jest potrzebne stosowanie dodatkowego wału współśrodkowego, szczególnie trudnego do rozwiązania w przypadku małych silników, lub wału zewnętrznego. Poważną zaletą jest również większa łatwość w zapewnieniu odpowiedniego zapasu statecznej pracy sprężarki, ponieważ możliwe jest oddziaływanie za pomocą skoku śmigła na przebieg linii współpracy sprężarka-turbina. Do wad wynikających z mechanicznego związania śmigła ze sprężarką zaliczyć należy przede wszystkim brak możliwości niezależnej zmiany prędkości obrotowej śmigła i sprężarki, wskutek czego we wszystkich warunkach lotu śmigło pracuje z prędkością obrotową zbliżoną do maksymalnej lub maksymalną w przypadku sterowania silnikiem przy stałej prędkości obrotowej — przy tym systemie sterowania, ze względu na czasy przejść stosowanym prawie wyłącznie, zmniejszanie mocy silnika odbywa się przez obniżanie temperatury przed turbiną i sprężu, przy stałym wydatku powietrza, co odbija się niekorzystnie na jednostkowym zużyciu paliwa; większą moc potrzebną do rozruchu i dłuższy czas przyspieszania silnika do maksymalnej prędkości obrotowej, przy czym istnieją ostre wymagania co do warunków sterowania skokiem śmigła; konieczność b. szybkiego automatycznego ustawie-

nia śmigła w chorągiewkę w przypadku wyłączenia się silnika w locie.

Układ dwuwałowy ma w zastosowaniu do napędu samolotów dosyć poważne zalety, które dopiero obecnie zaczyna się w pełni doceniać. Są to:

- możliwość wyboru najkorzystniejszej prędkości obrotowej śmigła dla danych warunków lotu (dla warunków przelotowych wynosi ona 70—80% prędkości maksymalnej);
- możliwość zmniejszenia prędkości obrotowej śmigła w czasie kołowania do ok. 20% prędkości maksymalnej, dzięki czemu uzyskuje się zmniejszenie hałasu wytwarzanego przez śmigło, zmniejszenie erozji łopat śmigła i zmniejszenie ilości zanieczyszczeń dostających się do silnika;
- mniejsze zapotrzebowanie mocy do rozruchu silnika, a w związku z tym mniejszy ciężar rozrusznika, akumulatora i całej instalacji elektrycznej. Poza tym niepotrzebna jest pompa do ustawiania śmigła w czasie rozruchu na zerowy ciąg. Wyposażenie silnika PT6A tylko dzięki właściwościom rozruchowym układu dwuwałowego jest o ok. 23 kg lżejsze od wyposażenia silnika jednowałowego;
- dzięki mniejszemu oporowi wiatrakowania niepotrzebny jest czujnik ujemnego momentu obrotowego i automatyczne urządzenie do ustawiania śmigła w chorągiewkę. W przypadku samolotu jednosilnikowego silnik dwuwałowy zapewnia — w związku z mniejszym oporem wiatrakowania — większy zapas bezpieczeństwa w razie wyłączenia się silnika;
- łatwiejsza obsługa z uwagi na prostszy układ sterowania i z uwagi na fakt, że niektóre czynności kontrolne można przeprowadzać na pracującym silniku, gdyż istnieje możliwość zahamowania śmigła;
- mniejszy zakres uszkodzeń silnika w przypadku zaczepienia śmigłem o ziemię lub uszkodzenia turbiny napędowej.

Istniejącą w przypadku układu dwuwałowego trudność wyprowadzenia napędu do przodu silnika można pokonać stosując, podobnie jak to zrobiła firma UACL w silniku PT6, odwrócony układ silnika. Jak wiadomo, układ taki charakteryzuje się promieniowym, integralnym wlotem, pozwalającym na doprowadzanie powietrza do sprężarki z dowolnego kierunku, oraz zwrotnym układem wylotowym, zapewniając dzięki temu możliwość zabudowy silnika na płatowcu turbinę napędową — i połączoną z nią bezpośrednio przekładnią śmigła — do przodu.

Odwrócony układ silnika ma wiele zalet wynikających ze swobody w zabudowie silnika oraz z właściwości promieniowego wlotu i zwrotnego układu wylotowego.

Swoboda w zabudowie silnika polega na tym, że może on być zastosowany — bez potrzeby wprowadzania jakichkolwiek zmian konstrukcyjnych — zarówno do napędu śmigła ciągnącego, jak i śmigła pchającego. Poza tym przez dokonanie pewnych zmian związanych wyłącznie z przekładnią i układem sterowania można silnik przerobić na wersję śmigłową, przy czym również w tym przypadku istnieje swoboda w wyborze sposobu zabudowy silnika — przed lub za wirnikiem śmigłowa.

Promieniowy wlot zapewnia:

- bezwładnościowe oddzielanie kropli wody, śniegu, pyłu, piasku i, w przypadku samolotu rolniczego, środków chemicznych;
- możliwość zastosowania siatki ochronnej, którą można umieścić w obszarze małych prędkości przepływu i zmniejszyć w ten sposób do minimum powodowane przez nią straty ciśnienia (stwierdzono, że zablokowanie 75% powierzchni siatki daje tylko 4% spadek mocy silnika);
- wyrównanie przepływu powietrza, m. in. przez siatkę ochronną, dzięki czemu sprężarka jest niewrażliwa na zaburzenia strumienia wlotowego (ważne ze względu na zapas statecznej pracy);
- obniżenie poziomu hałasu, ponieważ wytwarzany przez wirnik sprężarki hałas wielkiej częstotliwości jest tłumiony we wlocie sprężarki;
- możliwość zabudowy osprzętu na ścianie czołowej wlotu, co ułatwia wyprowadzenie napędu osprzętu, pozwala na zastosowanie dwuściennej obudowy sprężarki (obudowa taka zmniejsza zakres uszkodzeń sprężarki powstających w przypadku urwania się łopatki) oraz ułatwia dostęp do sprężarki.

Wbrew pozorom wlot promieniowy, ze zmianą kierunku przepływu powietrza o 180° , nie powoduje zwiększonych strat ciśnienia, ponieważ prędkości przepływu w kanale doprowadzającym i w samym wlocie są b. małe.

Zwrotny układ wylotowy sprawia, że hałas wielkiej częstotliwości wytwarzany przez turbiny jest silnie stłumiony przed wydostaniem się na zewnątrz oraz zmniejsza promieniowanie ciepła.

Warto tu podkreślić, że zbudowany w przedstawionym powyżej układzie silnik PT6A jest obecnie najbardziej popularnym na świecie turbinowym silnikiem śmigłowym. Napędza on 30 typów samolotów w 48 krajach, m. in. 78% wszystkich lekkich samolotów służbowych, a jego produkcja miesięczna wynosi ok. 100 sztuk. Taki sam układ zastosowano również w czechosłowackim silniku M-601.

Nietypowy pod względem ogólnego układu jest silnik Allison 250, którego walcowa przekładnia pierwszego stopnia jest zabudowana na miejscu przeniesionej na tył silnika komory spalania, między sprężarką a turbiną napędową. Dzięki umieszczeniu przekładni prawie w środku silnika łatwiejsze jest wyprowadzenie wału napędzającego przekładnię śmigła.

Układ zespołów

Zagadnienie układu poszczególnych zespołów turbiniowych silników śmigłowcowych o małej i średniej mocy zostało omówione w sposób dosyć wyczerpujący w [2]. Podane tam informacje w dużym stopniu odnoszą się również do turbinowych silników śmigłowych rozpatrywanej klasy mocy.

Tak więc w silnikach tych nie stosuje się sprężarek osiowych (jedynym wyjątkiem jest znajdujący się jeszcze w próbach radziecki silnik Izotowa GTD-550 o mocy ok. 700 KM), lecz sprężarki mieszane, osiowo-odśrodkowe, przy czym liczba stopni osiowych we współcześnie budowanych silnikach wynosi najczęściej 2 lub 3. W przypadku nowszych silników „Astazou”

firmy Turbomeca są to dwa stopnie przydźwiękowe o sprężu 1,7:1, umożliwiające zmniejszenie obciążenia stopnia odśrodkowego, a tym samym zwiększenie jego sprawności. Przydźwiękowe przednie stopnie zastosowano również w 5-stopniowej osiowej części sprężarki silnika Avco Lycoming T53-L-15 (zwiększając w ten sposób ogólny spręż z 6,1:1 do 7,4:1), a przydźwiękowy pierwszy stopień w nowszych wersjach silników PT6A. Przydźwiękowe przednie stopnie mają tę dodatkową zaletę, że eliminując kierownicę wlotową sprężarki ułatwiają znacznie zagadnienie walki z oblodzeniem silnika i zmniejszają hałas wytwarzany przez sprężarkę. Wadą tych stopni jest większa wrażliwość na zanieczyszczenia i erozję. Silnik AiResearch TPE 331 jako jedyny spośród stosowanych obecnie małych turbinowych silników śmigłowych ma dwustopniową sprężarkę odśrodkową. Wyjaśnienie przyczyn stosowania w małych silnikach turbinowych sprężarek osiowo-odśrodkowych można znaleźć w [2].

Komory spalania są zwrotne pierścieniowe lub typu Turbomeca. Tylko silnik Allison 250 ma zwrotną komorę dzbanową, co wynika z ogólnego układu tego silnika.

W silnikach jednowałowych stosuje się z reguły turbiny trzystopniowe, jakkolwiek w niektórych z nich („Astazou” 2 i „Bastan” 6 o sprężu ok. 6:1) możliwe było zabudowanie turbin dwustopniowych, tym bardziej że układ jednowałowy daje pewną swobodę w rozkładzie obciążenia między poszczególne stopnie turbiny. Nie zrobiono tego prawdopodobnie ze względu na sprawność turbiny, której obciążenie w przypadku wspomnianych silników może być dosyć znaczne w wyniku stosunkowo małej sprawności sprężarki z silnie obciążonym stopniem odśrodkowym.

W przypadku silników dwuwałowych turbiny wytwornicy wykonuje się jako jedno- lub dwustopniowe. Zależy to oczywiście przede wszystkim od sprężu i sprawności sprężarki, tj. od obciążenia turbiny, nie bez znaczenia jest jednak również umiejętność poszczególnych firm projektowania turbin o dużych sprawnościach. Często poza tym trzeba dokonać wyboru między prostotą konstrukcji, mniejszym ciężarem i mniejszą długością silnika, co uzyskać można przez zastosowanie turbiny jednostopniowej, a większą sprawnością i, według niektórych, większą trwałością turbiny dwustopniowej.

Na ogół konieczność stosowania dwustopniowych turbin napędowych zachodzi tylko wówczas, gdy w wyniku rozwoju silnika jego moc została tak zwiększona, że ze względu na ograniczenia gabarytowe i ograniczenia prędkości obrotowej nie można było dostosować jednostopniowej turbiny do nowych parametrów gazodynamicznych (przykładem tego może być silnik Avco Lycoming T53-L-15). Ograniczenia gabarytowe mogą istnieć już w fazie projektowania silnika, jak to miało np. miejsce w przypadku silnika Allison 250.

Podobnie jak w przypadku silników śmigłowcowych o małej i średniej mocy, nie stosuje się chłodzenia łopatek wirnikowych turbin silników śmigłowych. Jedynym jak dotychczas wyjątkiem jest opracowany ostatnio silnik Turbomeca „Astazou” 16. Chłodzone łopatki kierownicze mają tylko silniki z komorą typu Turbomeca, co wynika z konstrukcji tej komory. Na-

leży tu podkreślić, że zapewnienie prawidłowego chłodzenia łopatek, szczególnie łopatek wirnikowych, turbin małych silników jest szczególnie trudne ze względu na małe wymiary łopatek.

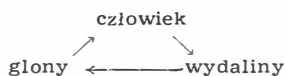
Literatura

1. Kordziński W.: *Kilka uwag na temat turbinowych silników śmigłowych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1967 nr 12.
2. Kordziński W.: *Tendencje w rozwoju napędów śmigłowych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969 nr 10.
3. W. K.: *Prace doświadczalne w dziedzinie silników śmigłowych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969 nr 3, str. 28.
4. *Ausgereift und vielseitig — der leichte Turbomotor PT6*, „Interavia” 1969 nr 8.
5. *Prospekty silników UACL PT6, Turbomeca „Astazou” i „Bastan”*, Allison 250, AiResearch TPE 331 i in.
6. Wilkinson P. H.: „Aircraft engines of the World” 1966/67.

Dokończenie w następnym numerze

Dokończenie ze str. 3

W pierwszych pracach nad stworzeniem zamkniętego cyklu krążenia substancji posłużono się układem glonowym w myśl schematu:



Wymiennik glonowy okazał się jednak niewystarczający dla zabezpieczenia organizmu ludzkiego w substancje odżywcze. Najwięcej zastrzeżeń budzi rodzaj białek produkowanych przez glony. Są to białka tzw. niedoborowe, czyli pozbawione składników, które organizm człowieka umie syntetyzować. Ponadto nawet dobrze kulinarnie przygotowane pokarmy glonowe są przez większość ludzi źle znoszone. Długotrwałe ich przyjmowanie powoduje różnego rodzaju zaburzenia żołądkowo-jelitowe.

Obecnie prowadzone są prace nad rozszerzeniem powyższego układu ekologicznego o inne ogniwa. W Związku Radzieckim udało się W. G. Czuczkinowi i współpracownikom utworzyć działający w warunkach laboratoryjnych układ, który zawierał ogniwo w postaci wyższych roślin. Prowadzone są obecnie prace nad włączeniem do tego układu ogniwa w postaci zwierząt hodowlanych. Jeśli układ ten zda egzamin w warunkach kosmicznych, powstaną realne szanse zapewnienia astronautom pełnej samowystarczalności w zabezpieczeniu w pożywieniu.

Tak więc chwilowo opracowane są metody ekologicznego zabezpieczenia podstawowych funkcji życiowych na stosunkowo krótki czas lotu. Czas ten jest zależny od technicznych możliwości napędu raketowego. Znaczniejsze jego wydłużenie będzie możliwe dopiero po opracowaniu metod zabezpieczających w układzie statek — astronauta samowystarczalność ekologiczną. W tym celu niezbędne wydaje się dokładne zbadanie współzależności różnych ogniw układu, a zwłaszcza warunków bytowania drobnoustrojów i niższych organizmów roślinnych (glony, mchy, porosty) z uwzględnieniem czynników środowiska kosmicznego. Przydatne jest tu badanie tych współzależności na prostych modelach ekologicznych. Modelem takim może być zaproponowany przez van Niela układ, w którym poszczególnymi ogniwami są bakterie, glony i krawetki *Artemia Salina*. Układ ten w warunkach doświadczalnych jest całkowicie samowystarczalny. Opracowanie takiego układu dla człowieka jest jednak nadal sprawą przyszłości.

Konteneryzacja transportu czyni na świecie coraz większe postępy obejmując wszystkie gałęzie transportu, w tym również transport lotniczy. W Polsce proces ten znajduje się dopiero w początkowej fazie rozwoju. W artykule wskazano na korzyści ekonomiczne płynące z zastosowania w transporcie pojemników, podkreślając fakt, że korzyści te w transporcie lotniczym są znacznie większe niż w innych gałęziach transportu, oraz omówiono niektóre zagadnienia związane z konteneryzacją w przewozach lotniczych, jak np. system przyjęcia i załadunku towaru oraz normalizacja pojemników i dostosowanie ich do transportu środkami naziemnymi.

„KONTENERYZACJA” W TRANSPORCIE LOTNICZYM

Coraz częściej na łamach naszej prasy technicznej i ekonomicznej spotykamy się z pojęciem „kontener”. Zarówno prasa codzienna, jak i pisma naukowe zamieszczają artykuły w rodzaju *Przyszłość przewozów towarowych to kontenery* lub też *Bez kontenerów coraz trudniej*. A że trudniej to niech nam powie fragment artykułu zamieszczonego w „Trybunie Ludu” 1969 nr 336: „Jesteśmy opóźnieni i to niemało. Co gorsza skutki tego techniczno-organizacyjnego opóźnienia zaczynamy odczuwać poważnie nie tylko w trudnej sytuacji przewozowej w kraju, ale przede wszystkim w handlu zagranicznym i transporcie morskim. Tak np. armator szwedzki „Swedish American Line” poinformował Hartwiga w Gdyni, że jego statki nie będą przewoziły polskich towarów do USA, ponieważ wprowadził on kontenerowce, do obsługi których port w Gdyni nie jest przygotowany. Nie jest to przykład odosobniony. Statki kontenerowce omijają nasze porty z braku odpowiednich urządzeń. Nie wykorzystujemy również, mimo świetnych warunków geograficznych, naszych możliwości tranzytowych. Powód? Brak pociągów przystosowanych do przewozu wielkich kontenerów.

Zdaniem specjalistów istnieje pilna potrzeba włączenia Polski do międzynarodowego systemu kontenerowego. Jest to nie tylko potrzeba, ale konieczność wobec szybkiego postępu i rozwoju tego transportu na świecie. W jakim miejscu się znajdujemy? Co się robi w tym zakresie?

Wielka „konteneryzacja” to jednocześnie wielkie nakłady inwestycyjne z tym związane. A każda decyzja gospodarcza musi być poprzedzona pracą naukowo-badawczą uzasadniającą jej celowość i efekty ekonomiczne, wszechstronna analiza potrzeb i możliwości”.

Inwazja „kontenerowa” objęła wszystkie rodzaje transportu, w tym i lotniczy, jakkolwiek na samym końcu. Wiemy jednak z praktyki, że nowoczesność w transporcie lotniczym przyjmuje się bardzo szybko. Dlatego też o konteneryzacji należy mówić w sposób kompleksowy, obejmujący wszystkie gałęzie transportu.

Samolot zajmuje już bardzo ważne miejsce w przewozach towarowych i na dużych odległościach z powodzeniem konkuruje z innymi rodzajami transportu. Nim jednak przejdziemy do szczegółowego omówienia konteneryzacji w transporcie lotniczym, sięgnijmy do doświadczeń w innych rodzajach transportu.

W początkowej fazie zastosowania kontenera-pojemnika postawiono określone wymagania a mianowicie, że musi on zabezpieczyć towar przed uszkodzeniem, kradzieżą, wpływami atmosferycznymi, a ponadto musi być łatwy w przeładunkach. Pojemnik ma tę zaletę, że nie wymaga krytych jednostek transportowych. Towar może być w określonej ilości szczelnie zamknięty u nadawcy i pod gwarancją przesłany do odbiorcy.

W odróżnieniu od pojemników, palety (które mają powszechne zastosowanie w lotnictwie) wymagają już krytych jednostek transportowych, o ile towar narażony jest na uszkodzenia mechaniczne. Oczywiście w każdej sytuacji towar na palecie musi być odpowiednio zabezpieczony, ażeby tworzył jednorodną całość.

Przewozy towarów w pojemnikach są już tak ogromne, że wydziela się specjalne dworce wyspecjalizowane i odpowiednio urządzone wyłącznie dla tego typu transportu. Przewozy te zwane też bezprzeładunkowymi rewolucjonizują transport i wyznaczają dla niego nowe zasady organizacyjne. Konteneryzacja jest ze wszech miar uzasadniona ze względu na olbrzymie oszczędności finansowe oraz zmniejszenie zakresu robocizny przy pracach przeładunkowych. Nie bez znaczenia jest również bezpieczeństwo ładunków, rytmiczność dostaw oraz oszczędność kosztów opakowania.

Według oceny Ośrodka Badań Ekonomiki Transportu przewóz w kontenerach każdego 5 mln T ładunków w komunikacji wewnętrznej oraz 1 mln T w eksporcie dałby w obecnych warunkach naszego kraju oszczędność na opakowaniach około 2,8 mld złotych rocznie oraz 930 tys. m³ drzewa.

Ładunki towarowe kwalifikujące się do przewozów kontenerowych stanowią w naszym kraju coraz większą masę. Dotyczy to również i przewozów lotniczych. Prace badawcze nie mogą w tej sytuacji pominąć lotnictwa.

Co z konteneryzacją w Polsce?

Dużo jak na początek, lecz za mało jak na potrzeby, szczególnie w kontaktach międzynarodowych. Konteneryzacja i paletyzacja w Polsce w porównaniu z krajami Europy zachodniej czy USA znajduje się dopiero w początkowej fazie rozwoju. Dla likwidacji istniejącego dystansu w lutym 1968 r. Komitet Ekonomiczny Rady Ministrów zobowiązał specjalną uchwałą Ministerstwo Przemysłu Maszynowego do wyznaczenia zjednoczenia wiodącego w produkcji pojemników. Pierwszy etap obejmować miał opracowa-

nie pojemników na podstawie przedstawionych planów perspektywicznych Ministerstwa Komunikacji i Żeglugi.

Uchwała ta poprzedzona była aktem prawnym KERM z 1965 r., gdzie sprecyzowano konkretne zadania do wykonania w sprawie przewozu towarów na paletach i w pojemnikach w transporcie zewnętrznym w latach 1966—1970. Uchwała nie precyzowała jednak, o jakie pojemniki chodzi, pozostawiono to do decyzji ministra komunikacji. Jednak rok 1970 nadszedł, a w konteneryzacji mało uczyniono.

W 1968 r. liczba użytkowanych pojemników transportowych w naszym kraju wynosiła 20 tys., w tym znajdowały się głównie pojemniki małe — 1-tonowe. Problem konteneryzacji naszego transportu jest sprawą wagi państwowej. Wiele towarów eksportujemy w pojemnikach dzierżawionych. Jeszcze gorszym rozwiązaniem jest przeładunek towarów z wagonów kolejowych do pojemników w porcie morskim.

Proces konteneryzacji nie może rozwijać się sam dla siebie. Istnieje tu potrzeba unifikacji środków przewozowych, obejmujących w równej mierze i samolot. Kolejno, rozwiązania wymaga mechanizacja procesów załadunku i rozładunku, budowa nowoczesnych zautomatyzowanych magazynów itp.

Zatrzymajmy się jeszcze nad efektami ekonomicznymi konteneryzacji. Do tego celu wykorzystany przykład opracowany przez Stanisława Teskiego i zamieszczony w „Zeszytach Problemowych” NOT 68 nr 3. Autor zaznacza, że przykład ten stanowi materiał dyskusyjny, jednakże nawet jeśli przyjmie się duży margines błędu, to efekty są aż nadto przekonujące:

W przykładzie przyjęto następujące założenia:

- wszystkie ładunki roku 1966 zostały przewiezione w pojemnikach zaopatrzonych w podwozie „transkontenery” o nośności 10 T
- pomija się koszt pierwszego wyposażenia w urządzenia przeładunkowe
- pomija się koszt nabycia „transkontenerów”, uważając, że przy ich masowej produkcji suma kosztów podwozia i odpowiadającego im pojemnika jako nadwozia nie będzie większa od ceny obecnego taboru, w związku z czym wykazana dla roku 1966 ich wartość netto nie ulegnie zmianie
- pomija się różnice w strukturze taboru w wyniku jego różnorodnej ładowności i nośności
- obliczenia dokonano dla wartości przewozów, które wg danych GUS wyniosły w roku 1966 — 1 001 250 tys. T (transport uspołeczniony) nie uwzględniając obrotu zagranicznego, wewnątrzzakładowego, możliwości ograniczeń inwestycyjnych w związku z zastępowaniem magazynów przez „transkontenery” itp.

Przejdźmy do obliczeń. Jeżeli w 1966 r. przewieziono łącznie 1 001 250 tys. T, to natężenie przewozów w ciągu doby wynosiło 2 743 000 T, co oznacza, że przeładunków było dwukrotnie więcej, czyli 5 486 000 T.

Zakładając, że do tej pory przewożone ładunki nie były przeładowywane w większych jednostkach niż o ciężarze 5 T, to przy prowadzeniu obliczeń dla 10-tonowych pojemników można przyjąć, że czas zużyty na czynności przeładunkowe ulegnie skróceniu o 50%. Przyjmując, że czas jazdy równa się 3/4 czasu trwania całej operacji przewozu, to czas czynności przeładunkowych wynosi ok. 46 dni, a natężenie prze-

ładunków w ciągu roku 268 916 000 T, co oznacza wzrost zdolności przewozowej o 134 458 000 T w skali rocznej.

W roku 1966 w transporcie było zatrudnionych 830 000 osób, z czego 70% stanowili pracownicy fizyczni. Przyjmując, iż $\frac{3}{4}$ tej ostatniej liczby stanowią pracownicy ruchu, którzy musieliby być zatrudnieni także i w przypadku stosowania pojemników, to liczbę ładowaczy (dokerów) można oszacować na 145 000 osób. Oznacza to, że armia ta może być skierowana do innych prac.

W ten sposób zmniejszyć można również liczbę środków przewozowych. Zamiast 196 792 samochodów ciężarowych w roku 1966 wystarczyłoby tylko 172 209 zamiast 987 barek — tylko 859, zamiast 211 statków pełnomorskich — tylko 184.

Przykład rzeczywiście jest dyskusyjny. Ważna jednakże jest olbrzymia oszczędność środków przewozowych i siły żywej. Odczuwane trudności taborowe zostałyby znacznie złagodzone, trudności kadrowe rozwiązane. Wymaga to niezwłocznego i całkowitego skonteneryzowania ładunków towarowych. Proces ten jest jednak bardzo długi i kosztowny, lecz niezbędny.

Celowo omówione zostały korzyści, jakie płyną z konteneryzacji przewozów towarowych środkami naziemnymi. Wiadomo bowiem że proces ten ma jeszcze większe znaczenie w przewozach lotniczych. W transporcie lotniczym istnieją zasadnicze różnice w charakterze ładunku, a także w funkcjonowaniu samego środka przewozowego. Nowoczesny samolot powinien latać jak najwięcej i jak najdalej oraz powinien tracić jak najmniej czasu na operacje naziemne związane z załadunkiem i rozładunkiem. Oszczędności płynące z przewozów kontenerowych w transporcie lotniczym są znacznie większe aniżeli w transporcie naziemnym.

Niektóre zagadnienia konteneryzacji ładunków w przewozach lotniczych

Organizacja czynności związanych z załadunkiem i rozładunkiem w porcie lotniczym wygląda zupełnie odmiennie aniżeli w naziemnych środkach transportu. Wynika to przede wszystkim z wielkości zaplecza magazynowego rozmieszczonego na lotnisku oraz określonego ściśle czasu postoju samolotów na płytach dworcowych.

Wprowadzenie nowych, dużych samolotów towarowych oraz wyposażenie centralnych lotnisk w odpowiednie urządzenia przeładunkowe całkowicie zmienia zasady współpracy przewoźnika z klientem. Dostarczanie przesyłek drobnych na lotnisko stanowi już margines potencjału przewozowego. Wymagania przewoźników są już ściśle sprecyzowane. Ładunki dostarczane są głównie w formie spaletyzowanej lub w pojemnikach dostosowanych do określonych typów samolotów.

W tej sytuacji system przyjęcia i przygotowania ładunku ma sprecyzowane formy. Przyjęto w tym względzie pewne zasady, że nadawca dostarcza ładunek nie wcześniej niż na godzinę przed odlotem samolotu, a odbiorca otrzymuje ten sam ładunek nie później niż po 1—1,5 godziny po wylądowaniu.

W okresie nie dłuższym niż 20 lat rozwoju samolotu towarowego obserwujemy również olbrzymi postęp w

obsłudze naziemnej. Załadunek samolotu DC-6, który zabierał na pokład 13,5 T, trwał około 3 godzin, przy zatrudnieniu 8—10 pracowników. Samolot Boeing 707 lub DC-8F potrzebuje na załadowanie mechaniczne 30 T ładunku skonteneryzowanego zaledwie 25 minut, przy zatrudnieniu tylko 3—4 pracowników.

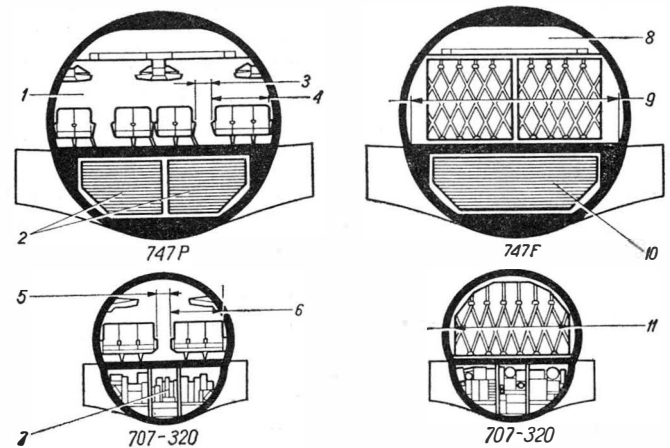
Długo jeszcze dla wielu przedsiębiorstw lotniczych synonimem nowoczesności będzie samolot Boeing 707, tymczasem 28 przedsiębiorstw przygotowuje się do eksploatacji Boeinga 747, a w przyszłości jeszcze większych samolotów typu Lockheed L-500. W porozumieniu z producentem Boeinga 747 ustalono już ściśle kryteria wyposażenia naziemnego dla załadunku i rozładunku tego samolotu. Większość urządzeń ma jednak charakter uniwersalny dostosowany do różnych typów samolotów.

W odniesieniu do Boeinga 747 przyjęto następujące założenia:

- czas pełnego rozładunku i załadunku samolotu nie może przekroczyć 47 minut
- minimalne wykorzystanie tradycyjnych form pracy ręcznej
- całkowita obsługa 2 osoby
- wyposażenie podłogi samolotu w wersji towarowej w rolki ułatwiające manewrowanie pojemnikiem lub paletą.

W przypadku Boeinga 747 producent ściśle określił wymiary pojemników w wersji towarowej.

Boeing 747C zabiera na pokład górny 28 pojemników o wymiarach 3170 × 2438 × 2438, natomiast pokład dolny mieści 15 pojemników o wymiarach 1536 × 4724 × 1625 lub też 30 pojemników o wymiarach 1536 × 2336 × 1625 (rys. 1).



1. Porównanie sposobu załadunku samolotów Boeing 707 i 747 w wersji pasażerskiej i towarowej: 1 — kabina pasażerska w samolocie Boeing 747 w wersji na 446 pasażerów, 2 — pomieszczenie na pojemniki — 148 m³ oraz na ładunek luźny — 28 m³, 3 — przejście między fotelami w samolocie Boeing 747 (50 cm), 4 — rząd trzech foteli w samolocie Boeing 747 o szerokości 1,65 m, 5 — przejście między fotelami w samolocie Boeing 707 (45,7 cm), 6 — rząd trzech foteli w samolocie 707 o szerokości 1,49 m, 7 — pomieszczenie na przesyłki, 8 — pomieszczenie w samolocie Boeing 747 na 28 pojemników — 789 m³, 9 — szerokość ładowania w samolocie Boeing 747 — 5,80 m, 10 — pomieszczenia dolne w samolocie Boeing 747 — 176 m³, 11 — szerokość ładowania w samolocie Boeing 707 — 3,20 m

Pojemniki przeznaczone do przewozów lotniczych mają jednak pewne ujemne cechy. Otóż wymiary samolotów pod względem powierzchni załadunkowej są

bardzo zróżnicowane. W celu maksymalnego wykorzystania powierzchni handlowej przedsiębiorstwa przyjmowały różnorodne ładunki, których obróbka następowała dopiero na dworcu towarowym. W przypadku ładunku typu drobnicy najczęściej dokonywano jedynie paletyzacji.

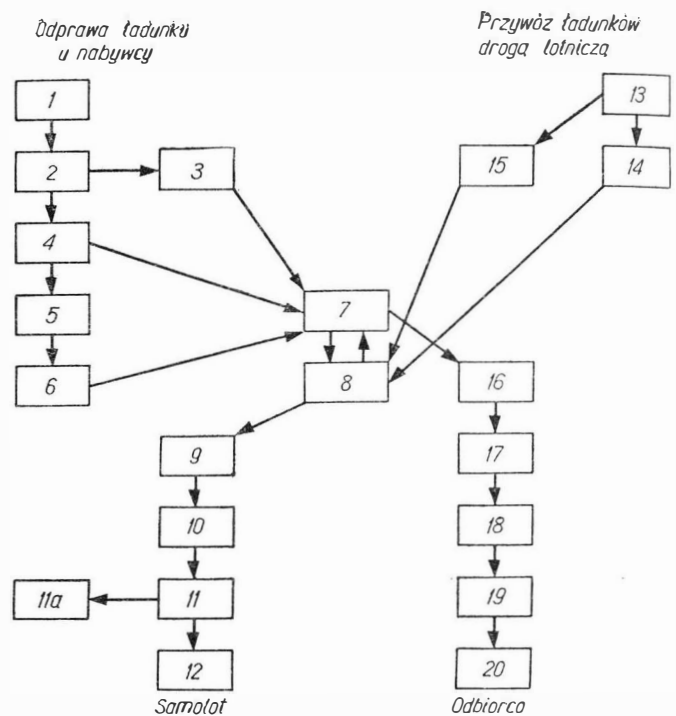
Dopiero ostatnie lata przyniosły pewne zmiany. W ramach działalności IATA dokonano normalizacji pojemników i palet. Ołbrzymia jednak liczba propozycji, jaka napłynęła od poszczególnych przedsiębiorstw, spowodowała konieczność rozdziału produkcji określonych pojemników.

W przypadku Boeinga 747 zagadnienie konteneryzacji ma ścisły związek z produkcją samego samolotu. Analogią w tym względzie mogą być statki kontenerowce. Wytwórnia Boeing ma w tej chwili zamówienia na ponad 200 samolotów, w liczbie tej część to samoloty o przeznaczeniu towarowym, pozostałe w wersji mieszanej. W samolotach pasażerskich Boeing 747 dolny pokład jest całkowicie przeznaczony na pojemniki. Część tych pojemników wykorzystuje się na osobisty bagaż pasażerów.

Należy się spodziewać, że wszystkie trasy dalekiego zasięgu już w roku 1972 obsługiwane będą przez samoloty towarowe Boeing 747. Natomiast główne lotniska będą dysponowały znormalizowanymi pojemnikami. W przypadku Europy zamówienia na samoloty Boeing 747 złożony: Air France, Alitalia, BOAC, Iberia, KLM, Lufthansa, Sabena, SAS, Swissair. Oznacza to, że lotniska tych przedsiębiorstw dostosują swoje zaplecze do potrzeb Boeinga 747.

Rozwiązania wymaga jeszcze problem dostosowania pojemników do innych rodzajów transportu, a przede wszystkim do transportu samochodowego. Samochód będzie bowiem głównym łącznikiem między dostawcą i odbiorcą a lotniskiem. Konteneryzacja ładunku powinna mieć miejsce nie na lotnisku, a u nadawcy. Takie przebieg ładunku znacznie usprawni pracę dworca towarowego a — co najważniejsze — ograniczy jego powierzchnię magazynowaną.

Część jednak ładunków podlegać będzie „konteneryzacji i paletyzacji” na lotnisku, a konkretnie na dworcu towarowym. W tym przypadku obróbka to-



2. Schemat obiegu ładunku między nadawcą a odbiorcą: 1 — odprawa ładunku i załadunek na samochód lub inny środek transportu naziemnego (u nadawcy), 2 — przeładunek na ruchome przenośniki na dworcu lotniczym, 3 — podział przesyłek wg kierunków lotu, 4 — oznakowanie przesyłek (kody magnetyczne), 5 — transport do magazynów w celu dalszej „obróbki”, 6 — przygotowanie i zestawienie dokumentacji przewozowej, 7 — transport przygotowanego ładunku (np. spaletyzowanego) do pomieszczeń sortowniczych, 8 — skierowanie ładunku do magazynu przewoźnika, 9 — ładunek w magazynie przewoźnika, 10 — ochrona ładunku do czasu odlotu samolotu (w magazynie przewoźnika), 11 — przygotowanie transportu w celu załadunku na samolot (konteneryzacja lub paletyzacja), 11a — skierowanie ładunku drobnicowego przenośnikami do samolotu, 12 — skierowanie pojemnika lub palet do samolotu i ich załadunek, 13 — rozładunek samolotu, 14 — przeładunek palet i pojemników na przenośniki i transport do magazynu przewoźnika, 15 — rozładunek drobnicy i załadunek na wózki lub przenośniki i przewóz do magazynu przewoźnika, 16 — skierowanie ładunku do strefy obróbki w celu przekazania odbiorcy lub na inny kierunek przewozów lotniczych, 17 — segregacja ładunków wg odbiorców lub kierunków przewozu naziemnymi środkami transportu, 18 — ochrona dostarczonego ładunku, 19 — załadunek na naziemne środki transportu, 20 — przewóz ładunku do odbiorcy

waru ma ściśle sprecyzowane formy. Na rysunku 2 zamieszczono schemat obiegu ładunku od nadawcy do odbiorcy.

BIBLIOTEKA NAUKOWA INŻYNIERA

R.P. Haviland

NIEZAWODNOŚĆ URZĄDZEŃ TECHNICZNYCH

Państwowe Wydawnictwa Naukowe. Warszawa 1968. Wydanie I. Nakład 3200 egz. Ark. wyd. 16,5. Cena zł 37.

Książka przedstawia pojęcia i metody niezbędne do rozwiązywania zagadnień niezawodności produktów technicznych. Prawa i pojęcia podane stanowią jedynie wskazówki działania. Działanie to musi być podjęte przez projektantów, wytwórców, personel przeprowadzający badania oraz inne osoby. Ponieważ zagadnienia niezawodności muszą być rozwiązywane dla różnych dziedzin techniki, materiał przedstawiony w książce ujęto w formie ogólnych wskazań i metod, unikając matematyki a kładąc nacisk na metody graficzne.

PROBLEMY I METODY TECHNIKI

J. Konieczny, E. Olearczuk, W. Żelazowski

ELEMENTY NAUKI O EKSPLOATACJI

601.001.1

Wydawnictwa Naukowo-Techniczne. Warszawa 1969. Wydanie I. Nakład 2205 egz. Ark. wyd. 7,9. Cena zł 15.

Autorzy próbują ująć w pewną teorię występujące w praktyce problemy, związane z eksploatacją wszelkiego rodzaju urządzeń technicznych.

Książka jest wynikiem prac badawczych prowadzonych od kilku lat w Wojskowej Akademii Technicznej i zawiera próbę formalizacji ogólnej teorii działania oraz elementy ogólnej teorii urządzenia z punktu widzenia potrzeb teorii eksploatacji. Autorzy dokonują próby uporządkowania słownictwa eksploatacyjnego, korzystają z terminów zaczerpniętych z prakseologii, cybernetyki, ekonomii, a przede wszystkim z praktyki eksploatacyjnej.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów wszystkich specjalności, a zwłaszcza dla inżynierów organizatorów.

NOWA METODA USTALANIA ZDATNOŚCI INSTALACJI SAMOLOTÓW

W artykule przedstawiono proponowaną przez Air Registration Board nową metodę badania zdatności do pracy w locie pokładowych instalacji samolotów, omówiono występujące w niej nowe pojęcia prawdopodobieństwa zdarzeń i sposoby ich interpretacji oraz podano przykłady wymagań ustalonych zgodnie z nową metodą w zastosowaniu do instalacji samolotów.

Pierwsze wymagania w zakresie zdatności do lotów statków powietrznych były opracowane przy wykorzystaniu pojęć opartych na rachunku prawdopodobieństwa.

Na przykład wymagano stosowania w dwupłatowcach podwójnych linek nośnych, ponieważ sądzono, że prawdopodobieństwo uszkodzenia linki jest zbyt duże. Te sposoby podejścia prowadziły do ocen raczej jakościowych niż ustaleń ilościowych.

Na początku lat pięćdziesiątych zastosowano ilościowe metody prawdopodobieństwa przy ustalaniu wymagań w zakresie osiągnięć. Opierając się o statystykę w zakresie częstotliwości uszkodzeń silników oraz zmienności w zależności od prędkości lotu takich wielkości jak moc i opór aerodynamiczny zostały ustalone wymagania dla kąta nachylenia toru lotu w czasie wznoszenia na podstawie założonego „prawdopodobieństwa zdarzenia”.

Później, w początkach lat sześćdziesiątych, z chwilą pojawienia się układów złożonych, takich jak np. urządzenie do automatycznego lądowania, nie było już można stosować podwójnych lub potrójnych części składowych. Stało się jasne, iż przy wzroście liczby niezależnych kanałów w układzie zmniejsza się prawdopodobieństwo wystąpienia niebezpiecznego uszkodzenia całego układu.

Należało więc ustalić uznawalne prawdopodobieństwo niebezpiecznego uszkodzenia pozostawiając konstruktorowi swobodę spełnienia tego za pomocą odpowiedniego powiększenia liczby kanałów. Wniosek z tego był taki, że powinno się ustalić prawdopodobieństwo uszkodzenia pojedynczej części oraz przeprowadzić analizę układu z uwzględnieniem wszystkich przypadków uszkodzeń.

Metody wynalezione dla tych pierwszych zastosowań stawały się coraz bardziej przydatne w badaniach innych skomplikowanych układów lotniczych. Zdawało sobie sprawę, że opierając się o te stopniowe zmiany trzeba będzie opracować koncepcję obliczeniowego ryzyka. Ponieważ żaden samolot nie jest całkowicie wolny od ryzyka wypadku, więc zdatność do lotu jest właściwie kwestią prawdopodobieństwa.

Nie pozostawało więc nic innego, jak tylko starać się projektować możliwie najlepiej pod względem

technicznym, zakładając, że w ten sposób zostanie zmniejszona częstotliwość wypadków do uznawanego minimum.

W miarę rozwoju wiedzy okazało się celowe — w pewnych przypadkach określania zdatności do lotów — uzależnić poziom projektu od prawdopodobieństwa wystąpienia wypadku. Pociągnęło to za sobą konieczność podjęcia prób dla ustalenia prawdopodobieństwa wystąpienia wypadku.

W ten sposób zaczęto zdawać sobie sprawę z tego, że przepisy zdatności sprzętu latającego będą w coraz większym zakresie opierać się o prawdopodobieństwo zdarzeń, a konstruktorzy będą coraz częściej stosować metody analizy układów. Wprawdzie nie oczekuje się nagłej całkowitej zmiany przepisów, lecz w miarę powstawania nowych wymagań będzie konieczne ustalenie zakresu, w jakim może być stosowana nowa metoda określania zdatności urządzeń do pracy w powietrzu.

Zastosowania nowej metody

Na podstawie szczegółowej metody opartej o rachunek prawdopodobieństwa ustalono wymagany poziom bezpieczeństwa układów dla naddźwiękowego samolotu „Concorde”.

Ostatnio nową metodę zastosowano przy opracowywaniu wymagań w zakresie prędkości poddźwiękowych, przy czym ograniczono się jedynie do instalacji pokładowych z wyłączeniem konstrukcji samolotu, zaś niektóre nowe pojęcia zostały użyte w wymaganiach odnoszących się do:

- urządzeń wpływających na własności przeciągnięcia,
- lądowania w nienormalnych konfiguracjach,
- rezerw prędkości i lotu w górnym obszarze zakresu prędkości,
- wytycznych dla startu, przerwane podejścia do lądowania i nieudanego lądowania.

Niektóre z pojęć związanych z rachunkiem prawdopodobieństwa są od wielu lat stosowane w obowiązujących przepisach, np. określenie: „jak najbardziej odległe”. Zwroty tego rodzaju zostaną poddane rewizji z uwzględnieniem liczbowych zakresów wartości i nowych pojęć przytoczonych w niniejszym artykule.

Określenia

Dla ujęcia poszczególnych wymagań w zwarte ramy konieczne jest zdefiniowanie określonej liczby pojęć. Rozpatrzmy okoliczności, które mogą się przytrafić w czasie użytkowania samolotu, oznaczone jako "zdarzenia" (occurrences). Ujmują one: „uszkodzenia” (failures) części samolotu; „zjawiska” (events) powstające na zewnątrz samolotu, np. podmuchy, oraz „błędy” (errors) wynikające z działania obsługi naziemnej lub załogi samolotu.

Zdarzenie ma różne potencjalne „skutki” (effects), które mogą być klasyfikowane w oparciu o związany z tym poziom bezpieczeństwa jako: „nieznaczne” „poważne”, „niebezpieczne” lub „katastrofalne”.

Wymagania powinny ustalać uznaną częstotliwość zdarzeń w zależności od wielkości skutku, przy czym częstotliwości mogą być opisane jako: częste, dość prawdopodobne, odległe, bardzo odległe itp.

Zadaniem więc konstruktorów jest ustalenie częstotliwości występowania zdarzeń (pojedynczych i złożonych) oraz skutków tych zdarzeń i określenie uznanego prawdopodobieństwa zaistnienia różnych skutków.

Tak wygląda ogólny schemat formułowania nowych wymagań.

Definicje nowych pojęć

● **Zdarzenia** (occurrences). Zdarzenie jest okolicznością wprowadzającą potencjalne zmniejszenie poziomu zdadności do lotów.

Uszkodzenie (failure) — zdarzenie, w którym część lub części samolotu ulegają uszkodzeniu, działając nieprawidłowo, lub zużywają się.

Uszkodzenie może być:

- pojedyncze
- złożone, występujące w jednym układzie
- złożone, działające na więcej niż jeden układ.

Zjawisko (event) — zdarzenie biorące swój początek na zewnątrz samolotu (np. podmuchy).

Błąd (error) — zdarzenie występujące w wyniku nieprawidłowego działania załogi lub personelu obsługi naziemnej.

● Prawdopodobieństwo zdarzeń

Częste (frequent) — prawdopodobieństwo większe niż 10^{-3} .

Dość prawdopodobne (reasonable probable) — nie zdarzające się często w normalnym użytkowaniu każdego samolotu danego typu, lecz mogące mieć miejsce parokrotnie w ciągu całego okresu użytkowania każdego samolotu danego typu (prawdopodobieństwo rzędu 10^{-3} do 10^{-5}).

Powtarzające się (recurrent) — termin obejmujący całkowity zakres pojęć „częste” i „dość prawdopodobne”.

Odległe (remote) — nie zdarzające się często w całym okresie użytkowania każdego samolotu, lecz mogące mieć miejsce parokrotnie w całym okresie użytkowania wszystkich samolotów danego typu (prawdopodobieństwo rzędu 10^{-5} do 10^{-7}).

Bardzo nieprawdopodobne (extremely improbable) — tak bardzo odległe, iż nie bierze się pod uwagę jako mogące się zdarzyć przez cały okres użytkowania wszystkich samolotów danego typu.

U w a g a: Podane wartości prawdopodobieństwa powinny odnosić się do jednego lotu lub godziny lotu — w zależności od tego co jest bardziej reprezentatywne w danych okolicznościach.

● **Skutki** (effects). Skutek jest to sytuacja powstała w wyniku zdarzenia.

Skutek nieznaczny (minor effect) — skutek, któremu załoga może łatwo przeciwstawić się; może on wywoływać:

- nieznaczny wzrost sił działających na załogę
- umiarkowane pogorszenie osiągow lub własności w locie,
- lekką zmianę obwiedni dopuszczalnych obciążeń.

Skutek poważny (major effect) — skutek powodujący:

- znaczny wzrost sił działających na załogę,
- znaczne pogorszenie osiągow lub własności w locie,
- znaczną zmianę obwiedni dopuszczalnych obciążeń — lecz nie zmniejszający zdolności do kontynuowania bezpiecznego lotu i lądowania bez wymagania od załogi nadmiernego doświadczenia.

Skutek niebezpieczny (hazardous effect) — skutek, który powoduje:

- niebezpieczny wzrost sił działających na załogę,
- niebezpieczne pogorszenie osiągow lub własności w locie,
- niebezpieczne zmniejszenie wytrzymałości samolotu,
- powstanie warunków do/lub obrażenia osób na pokładzie samolotu.

Skutek katastrofalny — skutek powodujący stratę samolotu i/lub obrażenia śmiertelne osób na pokładzie.

Przykłady wymagań w zastosowaniu do instalacji

● **Praca normalna.** Instalacje lub zespoły instalacji pracujące bez „uszkodzeń” lub „błędów” nie powinny być zdolne zaburzyć bezpiecznej pracy samolotu.

● Praca z uszkodzeniami

Ogólne. Przy rozpatrywaniu każdego przypadku uszkodzenia należy uwzględnić:

- każde nie wykryte uszkodzenie, które właśnie występuje,
- takie inne uszkodzenie, które mogłoby być następstwem rozpatrywanego uszkodzenia,
- bardziej ostre warunki pracy dla tych elementów, które nie zostały uszkodzone, przy czym warunki te mogą być wynikiem podanych wyżej uszkodzeń.

● **Instalacje.** Instalacje samolotu rozpatrywane oddzielnie i we współpracy z innymi instalacjami powinny być tak zaprojektowane, aby spełniały podane niżej wymagania:

- każde uszkodzenie nie zakwalifikowane jako „bardzo odległe” nie może wywołać „skutku katastrofalnego”,
- uszkodzenia „bardzo odległe” mogą wywołać „skutki katastrofalne” pod warunkiem, że całkowite ryzyko katastrofy jest „bardzo nieprawdopodobne”,
- „uszkodzenia odległe” nie mogą powodować większych skutków niż „skutek poważny”,
- „uszkodzenia powtarzające się” nie mogą powodować większych skutków niż „skutek nieznaczny”.

U w a g a: Rozpatrując podane wymagania należy przyjmować, że instalacja zawiera w sobie zarówno części i zespoły oraz elementy łączące (przewody rurowe i kable), jak i urządzenia napędowe i zespół napędzany przez te urządzenia, np. lotkę z jej zawieszeniem.

● Błędy

- a. Projekt instalacji w połączeniu z czynnościami dotyczącymi kontroli i obsługi powinien być taki, aby sprowadzał do minimum możliwość pomyłek personelu obsługi mogących zagrozić bezpieczeństwu.
- b. Powinny być zabudowane instalacje z urządzeniami do obserwacji i ostrzegania — w celu zmniejszenia możliwości wystąpienia błędów u załogi mogących spowodować dodatkowe niebezpieczeństwo.

● **Układy ostrzegawcze.** Powinny być przewidziane urządzenia ostrzegające załogę w przypadku niebezpiecznych warunków pracy instalacji i umożliwiające jej podjęcie odpowiedniej akcji zapobiegawczej.

● Dowód zgodności

- a. Zgodność z wymaganiami powinna być wykazana na drodze analizy popartej, jeżeli trzeba, odpowiednimi próbami na ziemi, w locie lub w urządzeniach odtwarzających warunki lotu. Analiza ta powinna uwzględniać możliwe sposoby normalnej pracy i pracy przy uszkodzeniu; końcowe skutki w odniesieniu do osób na pokładzie z uwzględnieniem stanu lotu i warunków eksploatacji; świadomość załogi zaistniałych uszkodzeń i wymagane czynności zapobiegawcze; możliwość wykrywania uszkodzeń oraz czynności związane z kontrolą i obsługą samolotu.

Przy rozpatrywaniu „uszkodzeń”, które pokrywają się ze „zjawiskiem”, należy wziąć pod uwagę prawdopodobieństwo wystąpienia takiego „zjawiska”.

- b. Zatwierdzenie wartości prawdopodobieństwa, które odnoszą się w wymaganiach do „skutków katastrofalnych”, nie może być uzyskane tylko na podstawie przyjętych wartości liczbowych, chyba że wartości te nie budzą uzasadnionych wątpliwości.

Dopuszczalne metody interpretacji

- a. Pojedyncze uszkodzenie instalacji lub części składowych może być uznane za odpowiadające „uszkodzeniu odległemu”, jeżeli instalacja lub jej część składowa ma wymagany rząd niezawodności

pracy oparty o doświadczenie eksploatacyjne podobnych konstrukcji oraz udowodniony analizą lub próbami danej instalacji.

- b. Podwójne uszkodzenie może być uznane za odpowiadające „uszkodzeniu bardzo nieprawdopodobnemu”, jeżeli:
 - uznano, że prawdopodobieństwo obu uszkodzeń jest nie większe niż „odległe”, lub
 - co najmniej jedno z nich jest „bardzo odległe” lub,
 - przy rozważaniu szczególnego odcinka lotu prawdopodobieństwo obu uszkodzeń w tym miejscu jest „bardzo nieprawdopodobne”.
- c. Pojedyncze uszkodzenie może być uznane za odpowiadające „uszkodzeniu bardzo nieprawdopodobnemu”, jeżeli dotyczy ono określonego rodzaju uszkodzeń części składowej (np. zacierania się) i jeżeli zostało wykazane próbami w sposób zadowalający konstruktora i ARB, że takie uszkodzenie nie może być traktowane jako możliwe w praktyce.

*

Wyraźną trudnością w omawianej metodzie jest sprawa dotycząca wykazania zgodności z wymaganiami w przypadkach, w których uszkodzenie lub zespół uszkodzeń mógłby spowodować katastrofę samolotu.

W takich przypadkach istnieje potrzeba opracowania dodatkowych kryteriów w uzupełnieniu lub zamiast kryteriów liczbowych (np. wykazanie, że uszkodzenie pojedynczego elementu instalacji nie powoduje nieprawidłowej pracy całej instalacji, zanim ustali się pojęcie „odległe”).

W praktycznych przypadkach zastosowania metody prawdopodobieństwa (np. urządzenie popychające wólan w czasie automatycznego lądowania) trudności te występują do dzisiaj.

Przy ustalaniu dowodów opartych na statystyce nie wymaga się takiego stopnia bezwzględności spełnienia wymagań, jak to ma miejsce w przypadku wymagań bardziej prostych.

W przypadku, jeżeli jest niemożliwe określenie prawdopodobieństwa wystąpienia uszkodzenia (np. uszkodzenia części mechanicznych), wówczas pozostaje oparcie się na technicznej analizie rozwiązania problemu jako metodzie uznanej.

Do zasadniczej części pracy konstruktora zalicza się przeprowadzenie analizy uszkodzeń instalacji. Jest to sam w sobie bardzo cenny udział przy badaniu zdolności do lotów, w ostatnich latach coraz powszechniej stosowany.

PRENUMERATĘ

TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT WARSZAWA, ul. Mazowiecka 12

telefon 26-80-16

NIKTÓRE ZAGADNIENIA BADAŃ WYTRZYMAŁOŚCIOWYCH TWORZYW ZBROJONYCH

W związku z właściwościami tworzyw zbrojonych, a głównie ich anizotropią, poważną trudność w badaniach wytrzymałościowych tych tworzyw stanowi takie zamocowanie próbki w uchwytach maszyny wytrzymałościowej, aby dośki boczne nie wpływały na jej wytrzymałość. Dlatego korzystne jest zastosowanie do badań wytrzymałościowych tworzyw zbrojonych metody polegającej na zginaniu próbek złożonych z dwóch pasów materiału. W artykule przedstawiono podstawy teoretyczne metody badań tworzyw zbrojonych za pomocą zginania tak w zakresie badań statycznych, jak i zmęczeniowych oraz omówiono zakres jej zastosowania.

Racjonalne metody wprowadzania tworzyw sztucznych na coraz to bardziej odpowiedzialne elementy wymagają pełnych informacji o nowym materiale, o jego właściwościach fizyko-mechanicznych, a przede wszystkim o własnościach wytrzymałościowych. Z tego też powodu na badania tworzyw sztucznych zwraca się wyjątkową uwagę. Szczególnie odnosi się to do tworzyw zbrojonych, gdzie brak pełnych danych z tego zakresu w znacznym stopniu wpływa hamująco na postęp prac w dziedzinie wprowadzania ich na elementy wysoko obciążone.

Potrzeba poszukiwania prostych i poprawnych metod badania tworzyw zbrojonych podyktowana jest zarówno koniecznością wyjaśnienia istotnych cech nowego materiału, jak i określenia jego podstawowych wskaźników wytrzymałościowych. Niniejsze opracowanie ma na celu przedstawienie jednej z takich metod, która, zdaniem autora, z uwagi na swoją prostotę może znaleźć zastosowanie nawet w małych zakładach wytwórczych, przyczyniając się znacznie do skrócenia cyklu prac związanych z opracowaniami konstrukcji laminatowych.

Osobliwości badań tworzyw zbrojonych

W praktyce najczęściej spotykane są złożone stany obciążeń, przy których występuje zarówno zmiana kształtu (postaci), jak i objętości. Niemniej jednak dla materiałów jednorodnych do określenia wytrzymałościowych, wystarczające są badania wykonane dla prostych przypadków obciążeń.

Tworzywa zbrojone są kompozycją dwu różnych materiałów i chociaż ich budowa jest niejednorodna, a własności zależne od kierunku badania, w sensie makro można je traktować jako jednorodne ciała ortotropowe [4] i zachować ten sam tok postępowania jak w przypadku materiałów jednorodnych (założenie takie jest możliwe, ponieważ geometryczne wymiary próbki są duże w porównaniu do pojedynczej cząsteczki, tj. średnicy włókna czy grubości błonki wiążącej). Mimo to badania tworzyw zbrojonych charakteryzują się wieloma osobliwościami w porównaniu do badań materiałów tradycyjnych. Wynikają one głównie z faktu różnych własności ciał składowych,

a obecność w strukturze materiału ciała o wyraźnych cechach reologicznych (polimeru wiążącego) powoduje, że pod wpływem działania obciążeń zewnętrznych występują w nim pewne anomalie czasowe i naprężeniowe, tzn. odchylenie od prawa Hooke'a. Związki między naprężeniami a odkształceniami będą więc funkcjami prostymi lub złożonymi, zależnie od tego, czy anomalie te występują równocześnie czy oddzielnie. Tworzywa zbrojone zachowują się tak, jak materiały będące kombinacją ciała sprężystego i lepko-sprężystego.

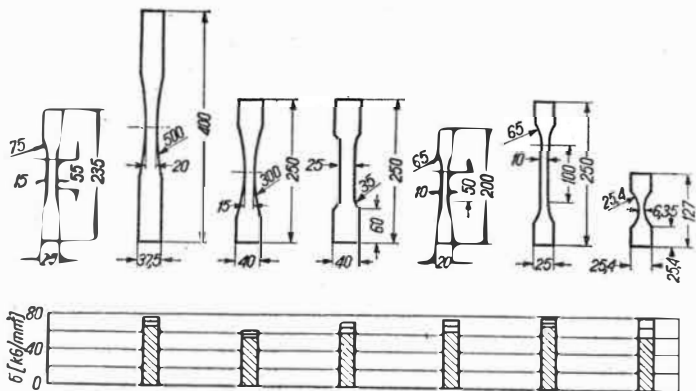
Badania wytrzymałościowe tworzyw zbrojonych obejmują określenie zespołu wskaźników potrzebnych do obliczeń inżynierskich i wynikających z równań teorii sprężystości (tablica).

T a b l i c a . Zespół wskaźników określanych przy badaniach tworzyw zbrojonych

Nazwa wskaźnika	Kierunek pomiaru
Moduł sprężystości	E_0, E_{90}, E_{45}
Współczynnik Poissona	$\nu_0, \nu_{90}, \nu_{45}$
Wytrzymałość (rozciąganie — ściskanie)	R_0, R_{90}, R_{45}
Maksymalne odkształcenie (rozciąganie — ściskanie)	$\epsilon_0, \epsilon_{90}, \epsilon_{45}$
Wykres rozciągania — ściskanie	$\sigma = f, (\epsilon)_0 \quad \sigma = f(\epsilon_{90})$ $\sigma = f(\epsilon_{45})$

Podstawę badań stanowią także tutaj proste przypadki obciążenia (rozciąganie i ściskanie), z tą różnicą, że odniesione do kilku kierunków badania, tzw. kierunków symetrii sprężystej. Każdy z podanych wskaźników dla konkretnych potrzeb praktycznych musi być jeszcze uzupełniony wpływem czynników charakteryzujących środowisko pracy elementu, z tym że w badaniach podstawowych uwzględnia się zwykle tylko wpływ czynnika czasu i temperatury.

Metodyka i technika badań tworzyw zbrojonych znajduje się jeszcze w stadium opracowywania i standa-



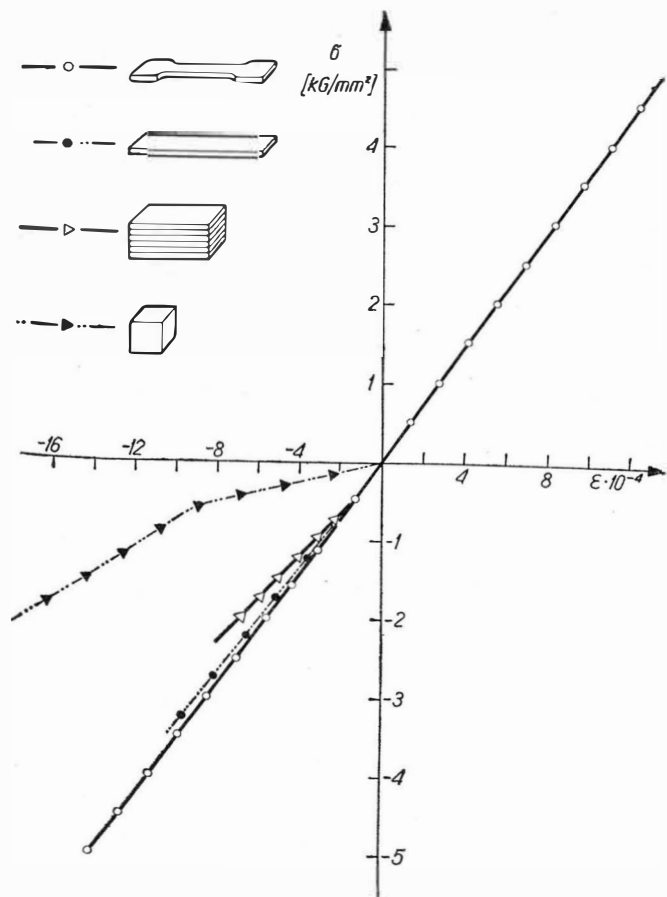
1. Kształt i wymiary próbek na rozciąganie

ryzacji. Obowiązujące obecnie w niektórych krajach normy nie są jednolite, co szczególnie odnosi się do stosowanych próbek, których istnieje duża różnorodność. Porównanie niektórych z nich (rys. 1) dobitnie charakteryzuje wpływ kształtu i wymiarów próbki na wytrzymałość materiału i rozrzut wyników. Przy badaniach na ściskanie (rys. 2) kształt i wymiary próbek wpływają także na zależność $\sigma = f(\epsilon)$.

Przyczyna tego zjawiska wynika z osobliwości nowego materiału. Okazuje się, że nie można tutaj bezpośrednio wykorzystać rozwiązań stosowanych przy badaniach materiałów tradycyjnych z uwagi na zjawisko dużej anizotropii tworzyw zbrojonych, gdzie np. wytrzymałość mierzona w poprzek włókien jest wielokrotnie mniejsza od wytrzymałości w kierunku zbrojenia. Materiał taki poddany dużym obciążeniom osiowym jest szczególnie czuły na jednoczesne działanie obciążeń poprzecznych, które zmniejszając siły wiązania włókien wywołują ogólny spadek wytrzymałości. W związku z tym próbka łatwiej ulega zniszczeniu w uchwytach maszyny wytrzymałościowej, gdzie przy działaniu docisków bocznych występuje dwu — a nawet trójwymiarowy stan naprężeń, aniżeli w przekroju pomiarowym o jednoosiowym stanie naprężeń. Doświadczalne potwierdzenie powyższego zjawiska znaleźć można w pracy [2]. Do słabych stron tego typu badań przyczyniają się także błędy wynikające z nieosiowego ustawienia próbki względem obciążenia przy mocowaniu jej w uchwytach maszyny. Otóż, jak wykazują podane przykłady kształtów próbek (rys. 1), najbardziej celowe jest przyjęcie cienkich próbek płaskich, gdyż otrzymane wówczas wyniki charakteryzują się większą stabilnością. Jednak dla zmniejszenia ujemnego wpływu działania docisków bocznych wskazane jest stosowanie szerszych części uchwytowych próbki. Zmniejsza to jednak dokładność prawidłowego utwierdzenia próbki w uchwycie, wskutek czego występuje nie kontrolowane, mimośrodowe rozciąganie, co z kolei wywołuje zaniżenie i większy rozrzut wyników.

Chociaż przy badaniu na ściskanie nie ma uchwytów, występuje dla odmiany problem zachowania równoległości płaszczyzn próbki, osiowego jej ustawienia i kłopotliwe do usunięcia zjawisko wybożenia cienkiej próbki. Wymaga to dodatkowo skomplikowanych, a przez to niedokładnych uchwytów podtrzymujących, co w efekcie prowadzi także do powstawania błędów.

Zagadnienie dopasowania się z badaniami tworzyw zbrojonych do istniejących maszyn i urządzeń jest

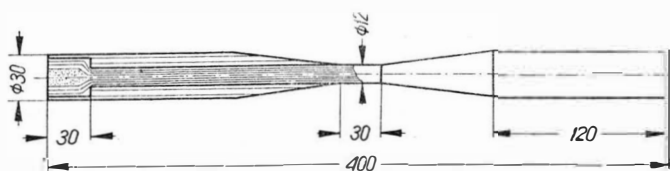


2. Wpływ kształtu i wymiaru próbek na zależność $\sigma = f(\epsilon)$ przy ściskaniu

jeszcze bardziej trudne dla obciążeń cyklicznie zmiennych. Problem rozwiązania części uchwytowych próbki nabiera tutaj szczególnego znaczenia, gdyż nawet niewielkie koncentracje naprężeń występujące na odcinku przejściowym próbki wywołują duże zaniżenie i rozrzuty wyników.

Autor niniejszego opracowania podjął próbę dopasowania próbek z tworzywa jednokierunkowo zbrojonego włóknom szklanym do pulsatora f-my Losenhausem 6T, pracującego przy obciążeniach zmiennych rozciągająco-ściskających.

Przyjęto próbki okrągłe (rys. 3) o przekroju pomiarowym $\Phi 12$ i częściach uchwytowych $\Phi 30$, formowane w specjalnie do tego celu przygotowanych przyrządach. Rdzeń próbki, stanowiący w jej części środkowej odcinek pomiarowy, został na końcach ukształtowany w symetryczne zaczepy przez odgięcie włókien na boki, w celu stworzenia dodatkowego zabezpieczenia przed wysuwaniem (ściananiem) się z niego wzmocnień (części uchwytowych). Wzmocnienia te o odpowiednio stopniowanej grubości na od-



3. Próbka do badań zmęczeniowych na pulsatorze

cińkach przejściowych, wykonane z tkaniny szklanej przez owijanie rdzenia, spełniały jednocześnie rolę „koszulek” wzmacniających o dużej sztywności poprzecznej, zdolnych do przejścia poważnej części obciążeń od bocznych docisków szczęk maszyny. Grubość (średnica) wzmocnień sklejona z rdzeniem w monolityczną całość została dobrana doświadczalnie metodą kolejnego jej zwiększania, aż do całkowitego wyeliminowania objawów niszczenia rdzenia w częściach uchwytowych.

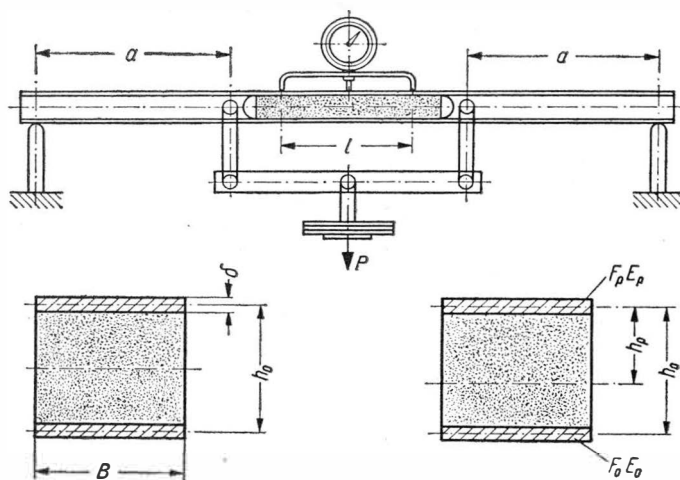
Podczas badań zmęczeniowych tak wykonanych próbek okazało się jednak, że wprowadzone zabezpieczenia nie dały w pełni zadowalających wyników, gdyż niszczenie próbki nie następowało w części pomiarowej, ale zawsze w obszarze odcinka przejściowego tak w zakresie dodatniej, jak i ujemnej pulsacji obciążenia.

Główną przeszkodą w pokonaniu tego czułego punktu były względy natury technologicznej. Wystąpiły duże trudności przy formowaniu żadanego stopniowania grubości przejściowych, zaś obróbka mechaniczna także nie zapewniała odpowiedniej dokładności z uwagi na niesymetryczne przecinanie włókien w uprzednio uformowanych częściach uchwytowych.

Występujące trudności przy badaniach wytrzymałościowych tworzyw zbrojonych zarówno z przedstawionych wyżej, jak i innych względów (np. zachowanie powtarzalności technologii wykonania próbek) skłaniają do szukania innych sposobów i metod badania, bardziej przystosowanych do struktury nowego materiału.

Metoda badań za pomocą zginania belki

Z przytoczonych przykładów badania tworzyw zbrojonych wynika, że poprawne wprowadzenie obciążenia do badanej próbki stanowi zasadniczy problem badań wytrzymałościowych tych materiałów. Istnieje zapewne wiele sposobów rozwiązania tego zagadnienia, niemniej jednak realizowanie prostego rozciągania



4. Schemat pomiarowy belki

czy ściskania metodą pośrednią, jaką np. daje zginanie odpowiednio wykonanej belki, wydaje się rozwiązaniem najwłaściwszym. Zginanie jest wygodnym schematem obciążenia, gdyż nie tylko eliminuje trudności związane z punktowym przykładaniem sił,

ale dając duże przemieszczenia (ugięcia) zwiększa zarazem dokładność pomiarów. Konieczne jest tutaj jedynie wykonanie przekroju pomiarowego belki w postaci dwóch pasów (rys. 4) i obciążenia go wg pokazanego schematu. Pozwala to wówczas na łatwe i poprawne wprowadzenie sił do każdego pasa (próbki). Obciążając zaś belkę na odcinku pomiarowym stałym momentem gnącym eliminuje się siły poprzeczne, a więc i potrzebę łączenia pasów ścianką, co czyni go „czystym” pod względem rachunkowym. Dla zachowania stałego wymiaru między pasami oraz ustatecznienia pasa ściskanego, wystarcza tylko podparcie pasów w kierunku prostopadłym do osi zginania. Przy takim obciążeniu próbki występujący na grubości pasa gradient naprężeń (z trójkątnego rozkładu naprężeń w przekroju poprzecznym belki) można zaniedbać, gdyż będzie on zależny tylko od stosunku $\frac{\delta}{h_0}$ i już dla $\frac{\delta}{h_0} = 0,05$ błąd wynikający

z przyjęcia do rozważań naprężeń średnich (występujących w połowie grubości pasa) wyniesie tylko 2,5%. Naprężenia działające w pasach wyrażą się wówczas prostą zależnością:

$$\sigma = \frac{N}{\delta B} = \frac{P \alpha}{2\delta B h_0} \quad (1)$$

gdzie N — siła w pasie.

Wykorzystując znaną zależność na strzałkę ugięcia dla przyjętego schematu obciążeń:

$$f = \frac{M l^2}{8EI} \text{ gdzie } M = \sigma \frac{I}{h_p} \quad (2)$$

można także określić moduł sprężystości podłużnej pasów:

$$E = \frac{\sigma l^2}{8fh_p} \quad (3)$$

gdzie:

f — strzałka ugięcia belki na długości l ,
 h_p — odległość środka pasa od osi obojętnej przekroju (dla pasów o jednakowej sztywności)

$$h_p = \left(\frac{h_0}{2} \right)$$

Zależności (1) i (3) dowodzą, że wartość naprężeń w pasie o określonych wymiarach zależna jest tylko od wartości siły P zginającej belkę, a moduł sprężystości podłużnej E — od strzałki ugięcia belki f , tj. wielkości możliwej do pomiaru za pomocą prostego czujnika.

Dla dokonania pomiaru odkształceń podłużnych pasa (wielkości ważnej przy badaniach materiałów lepkosprężystych) w zasadzie można posłużyć się również pomiarem strzałki ugięcia, gdyż dla danej chwili czasu związek $\sigma = \varepsilon E$ zachowuje swoją ważność i zależność (3) przyjmuje następującą postać:

$$\varepsilon = f \frac{8h_p}{l^2} \quad (4)$$

Jednak ten sposób pomiaru odkształcenia może być stosowany tylko w tym przypadku, gdy własności lepko-sprężyste materiału w kierunku rozciągania i ściskania są identyczne. Wynika to z wyrażenia na położenie osi obojętnej przekroju:

$$h_p = h_0 \frac{F_0 E_0}{F_0 E_0 + F_p E_p} \quad (5)$$

W przypadku różnych własności materiału pasów do pomiaru odkształcenia należy stosować tensometry zamocowane bezpośrednio do pasa belki.

Omówiony wyżej sposób badania przy obciążeniach statycznych z niewielkimi zmianami da się również zastosować do obciążeń cyklicznie zmiennych, tj. do wyznaczania wytrzymałości zmęczeniowej. Wynika to stąd, że zmienne obciążenie belki można realizować przez poddanie jej drganiom poprzecznym. Wówczas charakter rozkładu momentu gnącego i siły poprzecznej zależy tylko od sposobu podparcia belki (przy danym rozkładzie mas) zgodnie z ogólnym równaniem:

$$\frac{\partial^2}{\partial x^2} \left[EI \frac{\partial^2 y}{\partial x^2} \right] + \mu \frac{\partial^2 y}{\partial t^2} = 0 \quad (6)$$

które dla ruchu harmonicznego przyjmuje postać:
 $y_{(x,t)} = (C_1 \sin h\alpha x + C_2 \cos h\alpha x + C_3 \sin \alpha x + C_4 \cos \alpha x) \sin \omega t$

gdzie:

$$\alpha = \sqrt[4]{\frac{\mu \omega^3}{EI}} \quad (7)$$

μ — gęstość belki

Dla belki podpartej przegubowo na obu końcach $C_1 = C_2 = C_4 = 0$

$$\alpha = \frac{n\pi}{l}$$

i linia ugięcia wyraża się równaniem:

$$y_{(x,t)} = C_3 \sin \frac{n\pi}{l} x \sin \omega t \quad (8)$$

przy częstości drgań własnych belki:

$$\omega = \frac{n^2 \pi^2}{l^2} \sqrt{\frac{EI}{\mu}}$$

gdzie n jest dowolną liczbą naturalną mówiącą o postaci drgań.

Z punktu widzenia badań interesujące są tylko takie postacie drgań, dla których maksymalne ugięcie występuje w połowie belki, tj. kiedy $n = 1$. Przy stałym rozkładzie mas i stałej sztywności belki linia ugięcia jest sinusoidą o równaniu:

$$y = y_0 \sin \frac{\pi x}{l} \quad (9)$$

gdzie dla $x = \frac{l}{2}$ $y = y_0$

Dla tak przyjętego układu posługując się znanym równaniem różniczkowym linii ugięcia:

$$M = EI y'' \quad (10)$$

wyrażeniem na moment gnący wg zależności (2) oraz wyliczając y'' z równania (9) dla $x = l/2$, otrzymuje się następującą zależność na naprężenia w pasach belki:

$$\sigma = \frac{\pi^2}{l^2} E h_p y_0 \quad (11)$$

Określone w ten sposób naprężenia są wynikiem zginania belki siłami bezwładności. Dla elementu belki dx siła bezwładności wynosi:

$$dP = dm \cdot a$$

gdzie:

$$dm = \frac{m}{l} dx \text{ — element masy belki}$$

$$a = y \omega^2 \text{ — przyspieszenie liniowe}$$

Obciążenie ciągłe belki od siły bezwładności (dla przyjętej linii ugięcia) wyraża się zależnością:

$$q = \frac{dP}{dx} = \frac{m}{l} y_0 \omega^2 \sin \frac{\pi x}{l} \quad (13)$$

Wywołuje ono moment gnący:

$$M_{(x)} = \frac{lm}{\pi^2} y_0 \omega^2 \sin \frac{\pi x}{l} \quad (14)$$

oraz siłę poprzeczną:

$$Q_{(x)} = \frac{m}{l} \omega^2 y_0 \cos \frac{\pi x}{l} \quad (15)$$

która dla $x = l/2$ przyjmują wartości:

$$M = \frac{lm}{\pi} \omega^2 y_0 \quad (16)$$

$$Q = 0$$

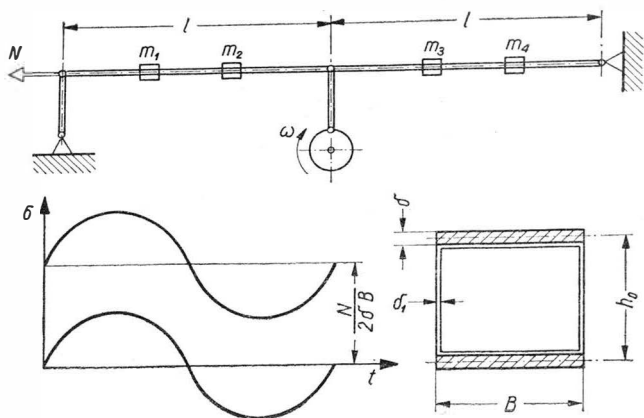
Otrzymane związki (11) i (16) wykazują, że przez pomiar ugięcia y_0 (amplitudy drgań) można określić wartość działającego na belkę momentu gnącego, a następnie znając jego wartość i wymiary przekroju (wskaźnik wytrzymałości) — moduł sprężystości podłużnej pasów E , podobnie jak miało to miejsce przy obciążeniach statycznych (występuje wyraźne podobieństwo związków 11 i 3). Jednak w przypadku badań zmęczeniowych nie ma potrzeby wyznaczania modułu sprężystości E (materiał przechodzi przednio badanie statyczne) i związek (11) staje się podstawową zależnością przy wyznaczaniu amplitudy naprężeń zmiennych, do czego wystarcza zwykły pomiar amplitudy drgań y_0 . Wyrażenie to mówi, iż przy wyznaczaniu tej amplitudy nie są istotne wymiary pasów ani sposób ich podparcia, a jedynie odległość od osi obojętnej h_p , co jest ważnym wnioskiem praktycznym, gdyż pozwala na swobodne wiązanie ze sobą pasów na całej długości belki z uwagi na potrzebę przeniesienia sił poprzecznych określonych zależnością (15).

Zastosowanie praktyczne

Praktyczne wykorzystanie przedstawionej zasady badań może być różne, zależnie od warunków i konkretnych potrzeb. Przy obciążeniach statycznych będzie on głównie uzupełnieniem znanych już metod stosowanych przy badaniach materiałów tradycyjnych, szczególnie w takich przypadkach, jak badania niszczące (wyznaczanie rzeczywistej wytrzymałości na rozciąganie i ściskanie), w których normalnie występuje trudny problem części uchwytywych próbek, oraz badania długotrwałe (wytrzymałość trwała i pełzanie) angażujące wiele kosztownych maszyn i urządzeń. Natomiast takie badanie, jak pomiary sztywnościowe (stałe sprężyste E i ν) wygodniej jest prowadzić przy użyciu znanych urządzeń, np. maszyny wytrzymałościowej Instron.

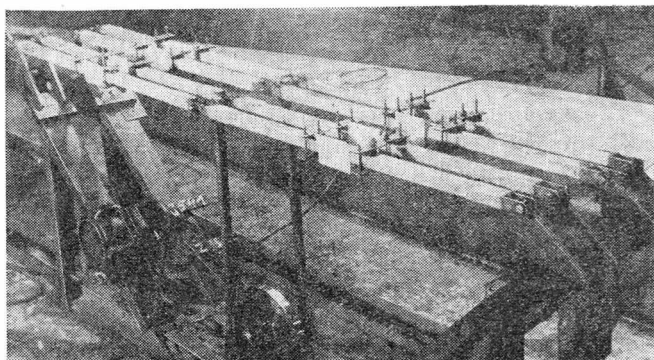
Największe znaczenie opisana metoda badań może mieć przy badaniach zmęczeniowych, które obecnie stanowią problem zasadniczy, nie mający jeszcze praktycznego rozwiązania tak w kraju, jak i za granicą. Schemat i zasadę działania stoiska do takich badań przedstawiono na rys. 5 i 6, a jego konstrukcję na rys. 6.

Umożliwia ono jednoczesne badanie czterech próbek za pomocą jednego wzbudnika drgań, w tym przy-



5. Schemat pracy stoiska do badań zmęczeniowych

padku — prostego mimośrodowo napędzanego silnikiem elektrycznym o stałej prędkości obrotowej; regulację obciążeń przeprowadza się zmianą mas dociążających próbkę, a realizację różnych cykli naprężeń — zmianą wartości siły rozciągającej N . Pomiar amplitudy naprężeń może być wykonywany metodą bezpośrednią, tj. przez pomiar odkształcenia pasów za pomocą tensometrów lub przez pomiar amplitudy drgań y_0 . Najwygodniejszy sposób zapewnia się wykorzystując tensometry jedynie do skalowania próbki w warunkach dynamicznego obciążenia (wykonanie wykresu $\sigma = f(y_0)$, zaś samą obserwację amplitu-



6. Stoisko do badań zmęczeniowych

dy naprężeń prowadząc za pomocą prostych metod optycznych. Takie skalowanie dla przyjętego schematu obciążenia próbki (ustalona siła wzdłużna N i miejsce mas dociążających) eliminuje ewentualne błędy powstałe z niewłaściwej kinematyki stoiska, niedokładności pomiarów geometrycznych próbki itp.

Tych kilka uwag o możliwościach praktycznego wykorzystania opisanej metody badań nie wyczerpuje zagadnienia. Istnieje w tym zakresie wiele zastosowań gwarantujących właściwe wykorzystanie zalet przedstawionej metody badań, takich jak prosta technologia wykonania próbek, prawidłowe wprowadzenie obciążenia oraz dokładny i łatwy pomiar.

Literatura

1. Book of ASTM standards 1964, Part 26, 27.
2. Koszelew, Machmutow, Stepanyczew: O statycznych ispytaniach na rastiażenie stiektoplastikow AG-4S, „Plasticheskie masy” 1963, „Mechanika i maszynostroenie” 1960.
3. Aszkienazi: Wystuplenie w dyskusii o metodach isledowania i ispytania fizyko-mechaniczeskich swoilstw plastmass, „Zawojska Laboratoria” 1960, 6.
4. Ołtarzewski H.: Anizotropia i sprężystość tworzyw zbrojonych, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1967 nr 12.



1. Samolot PZL 101A „Gawron” w wersji rolniczej

Mgr inż. ZDZISŁAW JAKUBISIAK

Lotniczy Zespół Usług Gospodarczych w Olsztynie

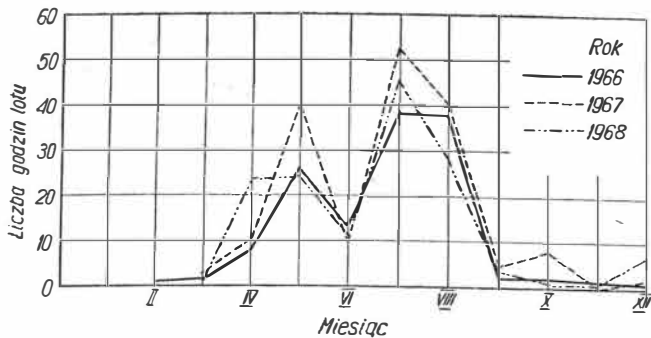
629.735.3.004.15

W artykule przytoczono wyniki analizy czasu pracy w ciągu roku samolotów rolniczych PZL 101A „Gawron” użytkowanych w Lotniczym Zespole Usług Gospodarczych w Olsztynie. Analiza ta wskazuje na mały stopień wykorzystania samolotów, co powoduje konieczność przeprowadzania dodatkowych napraw specjalnych — przed wylataniem przez samolot godzin przewidzianych do pierwszej naprawy głównej — oraz zwiększa koszty własne godziny lotu i opóźnia amortyzację sprzętu. Samoloty „Gawron”, zanim zastąpione zostaną nowoczesnymi samolotami przeznaczonymi wyłącznie do celów rolniczych, powinny otrzymać udoskonalone wyposażenie kabiny i ulepszone urządzenia opylowe, co przyczyniłoby się do zwiększenia stopnia ich wykorzystania.

WPLYW WARUNKÓW PRACY I STOPNIA WYKORZYSTANIA NA TRWAŁOŚĆ SAMOLOTU TYPU „GAWRON”

Wśród maszyn rolniczych samolot wyróżnia się dużą sprawnością i wydajnością pracy. Do szczególnie ważnych właściwości samolotu rolniczego należą wysokie osiągi przy możliwie łatwej i prostej obsłudze, a jednocześnie ekonomicznej eksploatacji. Wymagania stawiane samolotom rolniczym przez nowoczesną ochronę roślin mają na względzie pełniejsze wykorzystanie możliwości samolotu.

Produkowane w kraju wielozadaniowe samoloty PZL 101A „Gawron” przystosowane są m. in. do lotów agrochemicznych (rys. 1). Na nich odbywa się pierwsze przeszkolenie w zakresie uprawnień pilota gospodarczego oraz wykonywana jest większość zabiegów agrolotniczych. W wersji pasażerskiej i sanitarnej samoloty „Gawron” w pełni osiągają ustalone trwałości międzynaprawcze. Przy tym często występują przypadki przedłużenia trwałości międzynaprawczej danego

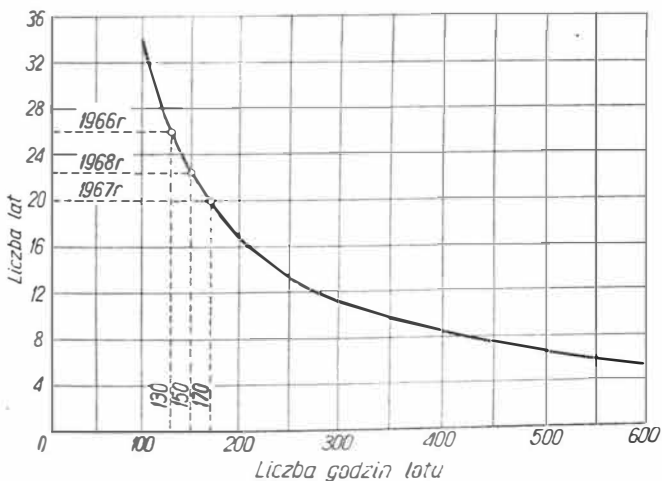


2. Liczby godzin lotu przypadające na jeden samolot w poszczególnych miesiącach 1966—1968 w LZUG — Olsztyn

egzemplarza samolotu w granicach do 30%. Przedłużenie to może zawierać ograniczenie warunków użytkowania samolotu oraz zwiększenie liczby i częstotliwości czynności okresowych w zależności od stanu technicznego samolotu. Porównanie trwałości międzynaprawczych płatowca w wersji rolniczej, pasażerskiej i sanitarnej przedstawia tablica 1.

Rolnicza wersja samolotu PZL 101A „Gawron” charakteryzuje się mniejszą trwałością płatowca ze względu na odmienne warunki pracy. Większe obciążenia konstrukcji podwozia i samolotu powstają w wyniku dużej liczby powtarzających się startów i lądowań na lądowiskach wybieranych w terenie, których nawierzchnia znacznie się różni od nawierzchni lotnisk. Samoloty rolnicze od wczesnej wiosny do późnej jesieni nie korzystają z pomieszczeń hangarowych. Poddane niszczącemu działaniu środków chemicznych i wpływom warunków atmosferycznych nie wytrzymują 1000 h pracy do pierwszej naprawy.

Silniki samolotów PZL 101A „Gawron”, AI-14R, osiągają przewidziane trwałości międzynaprawcze (tablica 2) zarówno w wersji pasażerskiej i sanitarnej, jak i w wersji rolniczej pracującej w najtrudniejszych warunkach obsługowych.



3. Zależność okresu eksploatacji samolotu rolniczego PZL 101A „Gawron” od rocznej liczby wylatanych godzin z namierzonymi wartościami dla samolotów użytkowanych w LZUG — Olsztyn

W „Systemie maszyn rolniczych” [1], opracowanym zgodnie z wymogami RWPG, wymagania agrotechniczne dla samolotów rolniczych przewidują 5-letni

Tablica 1. Trwałości międzynaprawcze płatowca PZL-101A „Gawron”

Okólnik Ministerstwa Komunikacji nr IKCSP—1/65 z dnia 11.01.1965 r.

Wersja samolotu	Godziny lotu			
	do I naprawy głównej	po I naprawie głównej	po II naprawie głównej	po III naprawie głównej
Rolnicza	1000	1000	800	600
Pasażerska i sanitarna	1200	1000	800	600

okres eksploatacji. W naszych warunkach samoloty PZL 101A „Gawron” są eksploatowane przez znacznie dłuższy okres, podczas którego duża agresywność korozyjna środków chemicznych utrudnia utrzymanie ciągłej sprawności technicznej, szczególnie urządzeń rolniczych zabudowanych na samolocie. Trwałość rolniczych urządzeń do opryskiwania na ogół nie przekracza dwóch sezonów pracy.

Tunelowe urządzenia opylowe samolotu PZL 101A „Gawron” charakteryzują się dużą nierównomiernością poprzecznego rozłożenia wysiewanych nawozów mineralnych [5]. Przy tym mały zakres regulacji dawki (w kg/ha) ogranicza często możliwość stosowania różnych dawek. Zmniejsza to stopień wykorzystania samolotów.

Mająca wpływ na równomierność poprzecznego rozłożenia preparatu wysokość lotu operacyjnego uzależniona jest od rodzaju przeprowadzanych akcji, warunków atmosferycznych, własności lotnych środków chemicznych, jak również od ukształtowania terenu i przeszkód terenowych znajdujących się na danym polu. W każdym przypadku obróbki pola powinny być zachowane pełne warunki bezpieczeństwa lotów, na które mają wpływ oprócz kwalifikacji pilota własności pilotażowe samolotu rolniczego. Loty agrotechniczne zaliczane są bowiem do najtrudniejszego rodzaju lotów.

Maksymalne wykorzystanie sprzętu lotniczego w niełatwych dla niego warunkach pracy umożliwi obniżenie kosztu własnego godziny lotu. Liczba wylatanych godzin w ciągu roku ma także wpływ na jakość wykonywanych zabiegów agrolotniczych.

Mając powyższe na uwadze postanowiono zbadać, w jakim stopniu w warunkach Lotniczego Zespołu Usług Gospodarczych w Olsztynie wykorzystane są samoloty rolnicze PZL 101A „Gawron”.

Analizę czasu pracy samolotu rolniczego PZL 101A „Gawron” oparto na chronometrażu zarejestrowanym w książkach pokładowych płatowca i silnika na podstawie list wlotów samolotów i zleceń na loty. Wielkością charakterystyczną wypracowanej trwałości płatowca jest czas pracy liczony w godzinach lotu. Przy obliczaniu godzin pracy silnika do czasu pracy w powietrzu dodaje się 20% faktycznego czasu pracy silnika na ziemi.

Analizą objęto wszystkie samoloty PZL 101A „Gawron” pracujące w Lotniczym Zespole Usług Gospodarczych w Olsztynie w latach 1966—1968. Przedstawione na rysunku 2 liczby godzin lotu przypadające na jeden samolot są średnią arytmetyczną czasu lotu w poszczególnych miesiącach roku.

Analiza wykazała, że samoloty rolnicze PZL 101A „Gawron” pracujące na terenie województwa olsztyńskiego wykorzystane są w pełni zaledwie w ciągu 5 miesięcy. Największą liczbę godzin samoloty wylatały podczas akcji lotniczych obejmujących głównie zwalczanie szkodników rzepaku, stonki i zarazy ziemniaczanej; akcje te rozpoczynają się pod koniec kwietnia, a kończą się w sierpniu.

Elementami składowymi czasu pracy samolotów w pozostałych miesiącach roku są bardzo małe ilości nawożenia mineralnego i wapnowanie hodowlanych stawów rybnych, niezbędne obloty techniczne, przeloty do Lotniczych Zakładów Naprawczych, przebazowania na lotniska sąsiednich aeroklubów (do hangarów) na okres zimowy, kontrola techniki pilotażu personelu latającego oraz szkolenie pilotów gospodarczych.

Specyficzne warunki pracy samolotu rolniczego i brak zaplecza technicznego w bazie LZUG w Olsztynie wywierają niekorzystny wpływ na jego trwałość, stwarzają konieczność przeprowadzenia naprawy specjalnej polegającej na zmianie płóciennego pokrycia i naprawie niektórych elementów płatowca już po 600 godzinach pracy w powietrzu.

Decydujący wpływ na zjawisko występowania napraw specjalnych w LZUG w Olsztynie mają stosunkowo małe średnie roczne liczby wylatanych godzin.

Całkowita trwałość samolotu wynosi 3400 h (tablica 1). Przyjmując za stałą wartość wylatane w ciągu roku średnio 130 h, jak to miało miejsce w 1966 r. (rys. 3), nowy samolot PZL 101A „Gawron” byłby w eksploatacji w LZUG w Olsztynie przez okres 26 lat. Wzrost do 170 h w 1967 r. obniżył tę granicę do 20 lat, zaś wylatane 150 h w 1968 r. wskazuje na prawie 23-letni okres eksploatacji.

Obowiązujący od 1 stycznia 1969 r. system obliczania amortyzacji dla każdego typu samolotu rolniczego przewiduje minimalną kwotę amortyzacji rocznej jako iloraz kosztu nabycia samolotu i przewidywanego okresu jego użytkowania, z tym że okres ten nie może przekraczać 12 lat.

Niedostateczne wykorzystanie samolotów w zabiegach agrochemicznych jest główną przyczyną normalnego starzenia się samolotów rolniczych i powoduje konieczność napraw specjalnych również po I i II naprawie głównej.

Wzrost przeciętnej rocznej liczby godzin lotu samolotu rolniczego w lotach operacyjnych wykonywanych na większym obszarze pól ma decydujący wpływ na obniżkę kosztów własnych godzin lotu [3] oraz na szybszą amortyzację sprzętu lotniczego.

Wielozadaniowy górnopłatowiec PZL 101A „Gawron” w wersji rolniczej często nie spełnia wymogów dnia dzisiejszego. Zastrzeżenia pilotów gospodarczych dotyczą obecnego rozwiązania fotela, przewietrzania i szczelności kabiny, sterowania regulatorem prędkości obrotowej śmigła oraz klapki wyważającej. Piloci domagają się również umieszczenia w kabynie pilota wskaźnika określającego ilość środków chemicznych w zbiorniku samolotu, sygnalizacji minimalnej ilości paliwa oraz sygnalizacji przeciągnięcia samolotu.

Tablica 2. Trwałości międzynaprawcze silników AI-14R (Instrukcja silnika lotniczego AI-14R serii III i VI)

	Godziny lotu		
	do I naprawy głównej	po I naprawie głównej	po II naprawie głównej
AI-14R seria III	400	350	300
AI-14R seria VI	600	600	600

W ostatnich czasach w zabiegach agrolotniczych widoczną przewagę stanowią dolnopłatowce charakteryzujące się lepszymi warunkami bezpieczeństwa. Jak podaje W. Sołtyk, według statystyk amerykańskich [2] procentowość wypadków wynosiła: dla górnopłatowców 58,3%, dla dwupłatowców 36,2%, dla śmigłowców 3,2%, dla dolnopłatowców 2,2%. Największa liczba wypadków spowodowana przez górnopłatowce wynika z ograniczonej widoczności w zakrętach.

Na konferencji naukowej na temat: *Organizacja i perspektywy rozwoju lotnictwa rolniczego* w kwietniu 1969 r. w Olsztynie przemysł lotniczy zapowiedział nowy samolot rolniczy — dolnopłatowiec o nowoczesnych rozwiązaniach konstrukcyjnych. Samolot typowo rolniczy będzie mógł wykonywać większy zakres prac w naszej gospodarce narodowej. Otwiera on również szersze możliwości eksportowe sprzętu lotniczego i usług agrochemicznych.

*

Z przytoczonych rozważań wynikają następujące wnioski:

- Zwiększenie stopnia wykorzystania sprzętu lotniczego biorącego udział w akcjach lotniczych wyeliminuje dodatkowe koszty napraw specjalnych
- Zapewnienie szerszego zakresu pracy eksploatowanym samolotem, a tym samym przyspieszenie amortyzacji pozwoli na wcześniejsze zastąpienie przestarzałej już konstrukcji wielozadaniowego samolotu PZL 101A „Gawron” nowoczesnym samolotem rolniczym
- Dostosowanie tunelowych urządzeń opylowych do szerszego zakresu stosowania dawki przyczyni się do większego wykorzystania samolotów w zabiegach agrotechnicznych
- Zanim zostanie rozpoczęta produkcja samolotu typowo rolniczego już obecnie uwidoczniła się potrzeba poprawienia dotychczasowych rozwiązań wyposażenia kabiny pilota. Nie wymaga ona kosztownych zmian konstrukcyjnych, lecz ma istotny wpływ na poprawę warunków pracy pilotów gospodarczych i bezpieczeństwo w lotach operacyjnych
- Zbudowanie własnego zaplecza technicznego Lotniczych Zespołów Usług Gospodarczych zapewniłoby odpowiednie warunki wykonywania przeglądów i drobnych napraw.

Literatura

1. *System maszyn rolniczych* — Instytut Mechanizacji i Elektryfikacji Rolnictwa, PWR i L Warszawa 1967 r.
2. Sołtyk W.: *Tendencje rozwojowe współczesnych samolotów rolniczych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1967 r. nr 5.
3. Jakubisia k Z.: *Koszty samolotów PZL 101A w zabiegach agrotechnicznych*, „Mechanizacja Rolnictwa” 1969 r. nr 4.
4. Borodzik F., Kamiński H., Kręząłek J.: *Lotnictwo gospodarcze*, Warszawa 1969 r.
5. Zak Z., Ostrowski W.: *Wysiew nawozów mineralnych na użytki zielone samolotami PZL 101 „Gawron”*, „Nowe Rolnictwo” 1963 r. nr 22.

BAZA TECHNICZNA PRZEDSIĘBIORSTWA „AIR CANADA”

Kanadyjskie państwowe przedsiębiorstwo lotnicze „Air Canada” nie ma co prawda bezpośredniego połączenia lotniczego z Warszawą, ale utrzymuje w naszej stolicy stałe przedstawicielstwo. „Air Canada” jako przedsiębiorstwo pozaeuropejskie jest mniej popularne w naszym kraju od bliższych nam geograficznie towarzystw europejskich utrzymujących regularne połączenie lotnicze z Warszawą, nie od rzeczy więc będzie przedstawić na wstępie w telegraficznym skrócie wizytówkę tego przedsiębiorstwa.

Ogólna długość sieci połączeń lotniczych „Air Canada” wynosi 151 072 km. „Air Canada”, mająca swą siedzibę w Montrealu, utrzymuje regularne połączenia z: Europą (Londyn, Moskwa, Kopenhaga, Bruksela, Paryż, Zurich, Frankfurt, Wiedeń, Shannon i Glasgow), St. Zjednoczonymi AP (Floryda, Los Angeles, Chicago, Cleveland, Nowy Jork, Boston), Bermudami oraz rejonem karaibskim. Wewnętrzny rynek kanadyjski „Air Canada” dzieli między in. z prywatnym przedsiębiorstwem CPA (Canadian Pacific Air).

Dla scharakteryzowania wielkości przedsiębiorstwa „Air Canada” warto podać nieco informacji liczbowych.

Według danych IATA w pierwszym półroczu 1970 r. „Air Canada” będzie eksploatowała ogółem 115 samolotów, podanych niżej typów:

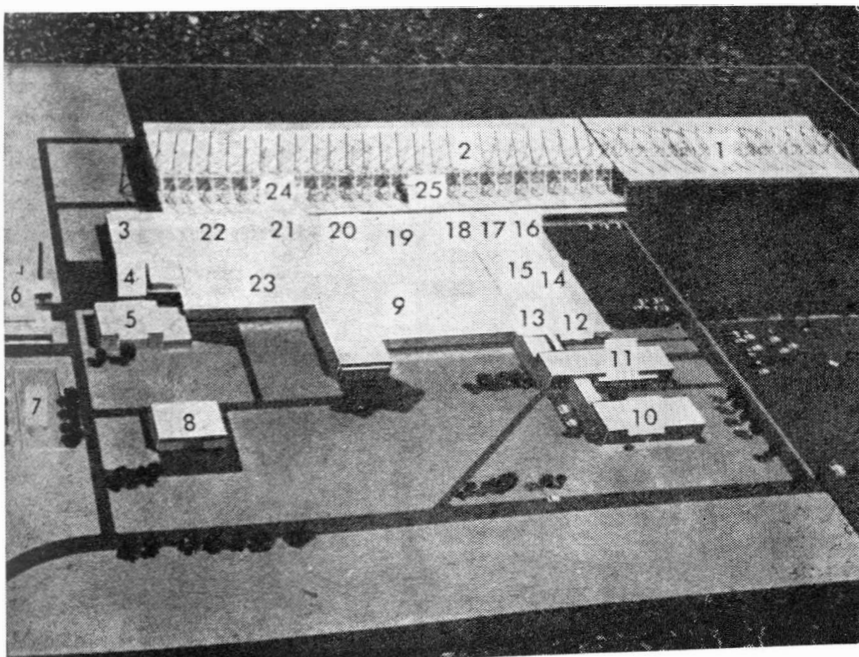
DC-9-32	36
DC-8 (różne wersje)	39
„Vanguard” (różne wersje)	12
„Viscount” (różne wersje)	28

Według danych IATA, opublikowanych w wydawnictwie World Air Transport Statistic, w roku 1968 (ostatni rok dla którego są pełne dane statystyczne) przewozy „Air Canada” charakteryzowały się następującymi wartościami:

liczba przewiezionych pasażerów	6 379 525
osób	
przewiezione towary	190 070 000 tkm
praca przewozowa ogółem	
(pasażerowie, towary, poczta)	1 037 042 000 tkm

W tymże roku 1968 przedsiębiorstwo „Air Canada” zatrudniało ogółem ok. 16 600 osób, w tym ok. 5000 osób personelu technicznego.

Z przytoczonych danych wynika, że „Air Canada” należy do dużych przedsiębiorstw lotniczych o rozległej, aczkolwiek ograniczonej do określonych rejonów



1. Makieta bazy
- 1 — hangar przeglądów bieżących
- 2 — hangar remontowy
- 3 — wydział obróbki mechanicznej
- 4 — dział konserwacji i remontu budynku bazy (razem ze stolarnią)
- 5 — hamownia silników
- 6 — transformatornia
- 7 — zbiornik wody
- 8 — magazyn materiałów pędnych
- 9 — magazyny
- 10 — dział szkolenia personelu latającego
- 11 — pawilon administracyjny, dyrekcja bazy, bufet (kawiarnia oraz ośrodek obliczeniowy)
- 12 — drukarnia (powielarnia)
- 13 — telekomunikacja i laboratorium
- 14 — warsztat przyrządów pokładowych
- 15 — warsztat radiowy
- 16 — warsztat osprzętu
- 17 — tapicernia
- 18 — warsztat podwozi i ogumienia
- 19 — lakiernia
- 20 — dział badań nieniszczących (rentgen)
- 21 — warsztat spawalniczy
- 22 — warsztat blacharski
- 23 — warsztat silnikowy
- 24 — dział techniczny
- 25 — działy obsługi i szkolenia zawodowego

geograficznych (Europa, Ameryka Płn.), sieci połączeń lotniczych.

Główna baza techniczna „Air Canada” zlokalizowana jest na międzynarodowym lotnisku Dorval pod Montrealem.

Baza przeznaczona jest zarówno do wykonywania przeglądów bieżących, jak też i przeprowadzania wszelkich napraw samolotów w pełnym zakresie, tzn. płatowców, silników i wyposażenia.

Bazę wybudowano w początku lat sześćdziesiątych jako całkowicie nowy kompleks przeznaczony specjalnie do obsługi samolotów wyposażonych w silniki turbinowe. Koszt inwestycji budowlanych wyniósł przeszło 20 mln dolarów, zaś wyposażenie budynków przekroczyło powyższą kwotę przeszło dwa razy. W bazie zatrudnionych jest powyżej 3000 pracowników. Można więc powiedzieć, że baza techniczna „Air Canada” w Montrealu jest obiektem dużym i nowoczesnym.

Plan ogólny bazy przedstawiony jest na fotografii makiety budynków (rys. 1). Zwraca uwagę zawartość projektu — poza transformatornią, magazynem materiałów pędnych i hamownią silników wszystkie pozostałe działy znajdują się pod jednym wspólnym dachem. Przyjęcie takiej koncepcji ułatwia znakomicie zorganizowanie sprawnego transportu wewnętrznego, natomiast z punktu widzenia zabezpieczenia przeciwpożarowego rozwiązanie to jest oczywiście niekorzystne i np. w Polsce nie mogłoby być zatwierdzone.

Nowy hangar dla obsługi samolotów Boeing 747 ma powstać jako oddzielny budynek stanowiący przedłużenie hangaru przeglądów bieżących.

Konstrukcja budynków jest nowoczesna, wykorzystano szeroko stal, stopy aluminium, szkło i masy plastyczne. Wnętrza są przestronne, widne i czyste, niektóre z nich o specjalnym przeznaczeniu spełniają dodatkowe wymagania w zakresie szczelności (ochrona przed zapyleniem) oraz utrzymania stałej temperatury i wilgotności, tzn. wyposażone są w klimatyzację (dotyczy to warsztatu przyrządów, pomieszczenia maszyn matematycznych oraz pomieszczenia, w którym zainstalowane są symulatory lotu).

Do ciekawszych rozwiązań bazy należy zaliczyć: hangary, warsztat silnikowy, magazyny, transport wewnętrzny i centrum szkolenia personelu latającego.

Hangary, o wiszącej konstrukcji dachu, usytuowane są od strony lotniska i ustawione szeregowo.

Hangar przeglądów bieżących samolotów (rys. 2) jest bardzo łatwo dostępny dzięki zainstalowaniu wrót hangarowych, o wysokości ok. 15 m, na obu dłuższych bokach hangaru. Długość hangaru wynosi ok. 150 m, zaś szerokość ok. 72 m (powierzchnia ok. 10 800 m²), co pozwala pomieścić w nim jednocześnie: 3 samoloty DC-8 i 5 samolotów „Vanguard” lub 4 samoloty „Vanguard” i 4 samoloty „Viscount”. Praca w hangarze przeglądów bieżących zorganizowana jest na 3 zmiany.

Hangar naprawczy (rys. 3) ma ok. 255 m długości przy ok. 53 m szerokości (powierzchnia ok. 13 500 m²). Dach hangaru wsparty jest na stalowych kolumnach o wysokości ok. 33 m. Hangar wyposażony jest w doki dostosowane do każdego z eksploatowanych ty-



2. Wnętrze hangaru obsługi bieżącej

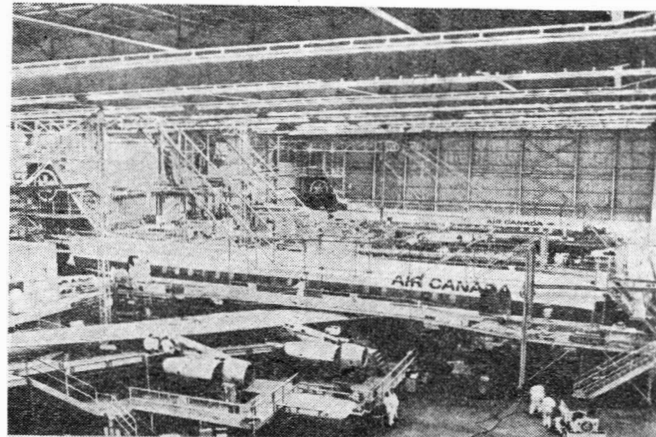
pów samolotów. Dolne poziomy doków, szczególnie dla ogonowych części samolotu, zbudowane są jako stałe stalowe pomosty o drewnianych podłogach, najwyższe zaś kondygnacje doków mają lekką konstrukcję podwieszoną częściowo pod stropem hangaru. Dla ułatwienia dostępu do samolotów, niezależnie od obudowy doków, całe samoloty opuszcza się za pomocą urządzeń hydraulicznych (umieszczonych pod poszczególnymi goleniami podwozia samolotu) na głębokość ok. 70 cm, w stosunku do poziomu podłogi hangaru.

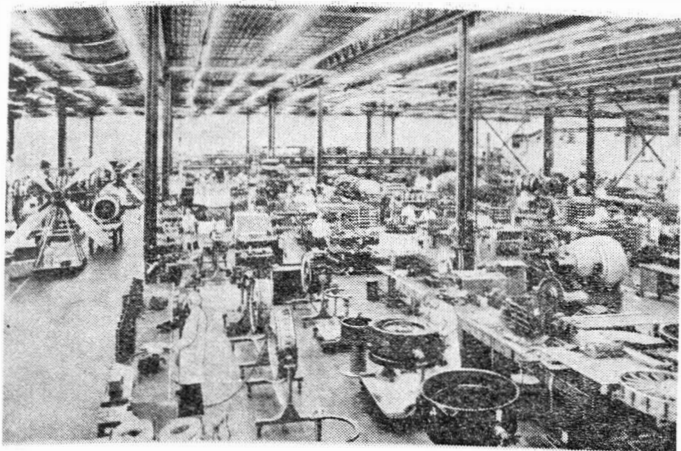
Warsztat napraw silników (rys. 4) nastawiony jest na naprawy silników dwuprzepływowych Rolls-Royce „Conway” i Pratt and Whitney JT3D-3 oraz śmigłowych Rolls-Royce „Tyne”.

Silniki montowane są na pionowych stanowiskach wyposażonych w napędzane hydraulicznie zapadnie, chowane pod podłogę. Dzięki tym urządzeniom montowany w danej chwili zespół silnika jest zawsze na wysokości rąk robotnika.

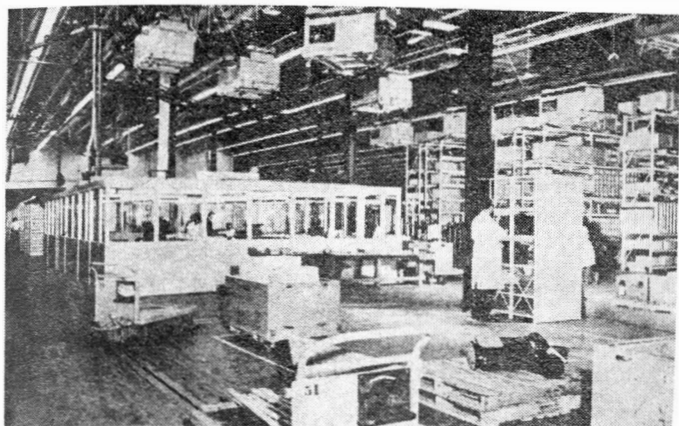
W magazynach bazy technicznej znajduje się około 130 000 pozycji rodzajowych. Dzięki ośrodkowi obliczeniowemu wyposażonemu w elektroniczne maszyny cyfrowe możliwe jest codzienne sprawdzanie stanu zapasów magazynowych i niezwłoczne dokonywanie zamówień.

3. Wnętrze hangaru naprawczego





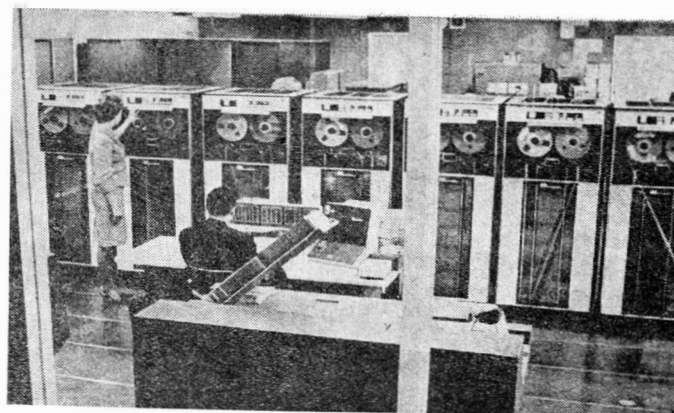
4. Wnętrze oddziału remontu silników



5. Zmechanizowany transport wewnętrzny w magazynie

Interesujące jest także powiązanie magazynu z poszczególnymi warsztatami za pomocą telewizji przemysłowej, co pozwala odpowiednio sterować rytmem pracy w tych warsztatach. System powyższy polega na tym, że w magazynie zainstalowane są specjalne tablice, na których nanoszone są informacje dotyczące agregatów wyposażenia remontowanych w bazie. Pobranie danego rodzaju agregatu z magazynu i spadek zapasu poniżej normatywu magazynowego lub stanu alarmowego uwidoczony jest na wspomnianej tablicy. Na tablicę wycelowane są kamery telewizyjne, monitory zaś znajdują się w poszczególnych warsztatach. Mając przed oczyma sytuację na monitorach sami mistrzowie tak ustawiają w podległym sobie warsztacie kolejność pracy, aby zapewnić priorytet agregatom, których zapas w magazynie wg informacji telewizyjnej spadł w danej chwili poniżej normatywu magazynowego lub stanu alarmowego. Taką „samoregulacja” zapobiega zahamowaniu cyklu roboczego w bazie z powodu braku agregatów w magazynie i uwalnia kierownictwo od stałego śledzenia stanu zapasów magazynowych i ingerowania w pracę poszczególnych warsztatów.

Wszystkie oddziały i biura bazy połączone są między sobą siecią poczty pneumatycznej. Tą drogą można przesyłać papiery i przedmioty o ciężarze do ok. 1,3 kG. System ten działa b. sprawnie i eliminuje zupełnie straty czasu wynikające z zalegania papierów po kancelariach i u gońców, co ogromnie przyspiesza i usprawnia załatwianie spraw.



6. Ośrodek obliczeniowy

Z sieci pneumatycznej można też korzystać przy przesyłaniu małych części i zespołów.

Przedmioty większe i cięższe (do 220 kG) przesyła się za pomocą pojemników przenośnika podwieszono. Przenośnik jest w ciągłym ruchu, a jego pojemniki są gęsto ustawione jeden za drugim, jak to widać na rys. 5.

Systemem przenośnika podwieszono powiązane są między sobą następujące oddziały bazy: magazyn, warsztat mechaniczny, warsztat silnikowy i hangary.

Równie nowoczesnie zorganizowany i wyposażony jak reszta bazy jest ośrodek szkolenia. W specjalnym, szczelnym, klimatyzowanym pomieszczeniu zainstalowane są symulatory lotu dla każdego z eksploatowanych typów samolotów. Do szkolenia służy wiele różnych makiet. Jako pomoce naukowe stosowane są szeroko przezroczna i taśmy magnetofonowe z nagrany tekst instruktażu. Do treningu z zakresu awaryjnej ewakuacji pasażerów z samolotu przewidziano specjalną makietę kadłuba oraz basen do treningów przypadków wodowania.

Baza techniczna „Air Canada” jest obiektem stosunkowo nowym, a mimo to wprowadzane są w niej wciąż nowe ulepszenia.

Można tu na przykład wymienić zainstalowanie systemu telewizyjnej informacji magazynowej lub budowę makiet do szkolenia w ewakuacji awaryjnej i basenu do symulowania przypadków wodowania, co nastąpiło w ostatnich latach.

To, co powiedziano wyżej, jest dowodem ciągłego szybkiego postępu technicznego w lotnictwie i pojawiających się w związku z tym coraz to nowych wymagań. Jak szybko ten proces postępuje widać najlepiej z tego, że niedawno przecież zbudowaną bazę (cykl projektowania i budowy był podobno również krótki) trzeba obecnie rozbudowywać ze względu na wprowadzenie zupełnie nowego typu samolotów, jakimi są samoloty Boeing 747.

● Przed ćwierćwieczem... w kwietniu 1945 r. szesnaście samolotów „Lancaster” polskiego Dywizjonu Bombowego 300 towarzyszyło angielskiej armadzie lotniczej w locie na Berlin. Polskie załogi miały za zadanie zbombardować Reichstag. W nalocie uczestniczyły 634 maszyny w trzech rzutach. Polskie załogi leciały w pierwszym rzucie.

Gustaw Andrzej Mokrzycki

Odcinek 6

Dziś teoria wirowa powstania wszechświata — której autorem jest prof. Mokrzycki — jest uznawana przez wielu uczonych, w różnych krajach.

Przechodząc od makrokosmosu do mikrocząstek — profesor Mokrzycki rozpoczyna pracę nad wirową teorią materii. Wszystkie elementarne cząstki fizyczne czy chemiczne uważa za wiry. Jest zdania, że stateczność wiru decyduje o jego trwałości w czasie; wiry niestateczne cechuje krótki okres bytu.

Niestety praca zawodowa nie zostawia profesorowi dość czasu na matematyczne opracowanie wirowej teorii materii. Jednak teorię tę zamierza wykończyć w przyszłości.

Trzeci — z najważniejszych — przyczynek naukowy profesora odnosi się do stateczności dynamicznej samolotów. Profesor Mokrzycki pierwszy zastosował transformację Laplace'a do równań stateczności i na VII Kongresie Mechaniki Stosowanej w Londynie w 1948 r. ogłosił pierwszą pracę z tej dziedziny pod tytułem: *Calculation of disturbed motion of an aircraft by inversion theorem for Laplace transformation*.

NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) rozpoznała doniosłość wspomnianego przyczynku i w 1950 r. ogłosiła rozszerzoną pracę, jako „Technical Note Nr 2002”, pt. *Application of Laplace transformation to the solution of the longitudinal and lateral stability equations*.

Dziś takie traktowanie stateczności samolotów (lub samolotu łącznie z autopilotem) jest powszechnie stosowane.

Cz warta fundamentalna praca naukowa prof. Mokrzyckiego dotyczy zmniejszenia ugięć aeroelastycznych elementów samolotów (np. kadłubów).

Pierwszy przyczynek z tej dziedziny ogłosił profesor w Brukseli w 1956 roku, pt.: *Aeroelastic body divergence and automatic control*. Drugi esej: *Gust alleviator and rigidity augmentor for supersonic airplanes* został wydrukowany w styczniu 1962 r., wreszcie trzeci przyczynek pt. *Automatic control of aeroelastic modes* został ogłoszony w pięć miesięcy później.

W owych czasach dynamicy strukturalni nic nie działali w tej dziedzinie. Ich praca ograniczała się do biernego przyjmowania faktów i obliczania prędkości, przy której zachodzi rozbieżność. Koncepcja prof. Mokrzyckiego polegała na dokonaniu pomiarów pewnych parametrów (jak przyspieszenia, prędkości kątownej itp.) Przez dodanie specjalnej sieci elektrycznej w pilocie automatycznym otrzymuje się elektroniczne sygnały, które przekazane do sterów, powo-

dują zmniejszenie amplitudy drgań i zmianę ich częstotliwości, według życzeń konstruktora.

Szczupłość miejsca na łamach „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” nie pozwala na omówienie całej działalności naukowej profesora G. A. Mokrzyckiego w Kanadzie i w Stanach Zjednoczonych.

Autor niniejszych wspomnień jest w posiadaniu wykazu 36 jego publikacji wydanych w języku angielskim*.

W 1967 r. profesor G. A. Mokrzycki był podany do nagrody naukowej w Stanach Zjednoczonych A. P. Całokształt jego cennej działalności omawia załącznik do wniosku, który również jest w naszym posiadaniu.

Profesor Mokrzycki był zawsze rewolucjonistą w myśleniu i z nowymi koncepcjami nie chodził nigdy łatwą, utartą drogą. A ta swoboda twórczego umysłu nieraz mu szkodziła i musiał za nią płacić cenę pokonywania trudności i oporów stawianych przez oportunistów i ludzi nieprzychylnych postępowi czy jego osobie. Lecz już dziś jest naukowym autorytetem o światowej sławie i możemy być dumni, że pracami swymi podnosi prestiż nauki polskiej.

Ale równocześnie radością napawa nas fakt, że profesor Mokrzycki jest lotnikiem z zawodu, zaś pozostaje zawsze inżynierem lotniczym w swej działalności naukowej.

Na tym kończymy opis twórczej drogi życiowej profesora Gustawa Andrzeja Mokrzyckiego i w ostatnich słowach tych wspomnień — życzymy Mu najserdeczniej, aby jeszcze niejedną pracą lub koncepcją naukową zadziwił świat.

Mgr inż. Wacław Zaremba

* Całkowity dotychczasowy dorobek naukowy prof. G. A. Mokrzyckiego obejmuje 90 prac, drukowanych w różnych językach.

● ...Pod koniec kwietnia 1945 r. polskie lotnictwo uczestniczyło w locie przeciwko siedzibie Hitlera w Berchtesgaden. W operacji tej wzięło udział 420 samolotów typu „Lancaster”. Zrównały one z ziemią siedzibę Hitlera.

W nalocie uczestniczyło 16 bombowców Dywizjonu 300 oraz cztery polskie dywizjony myśliwskie: 303, 306, 309 i 315. Był to najdłuższy lot bojowy polskich pilotów myśliwskich, którzy przelecieli odległość około 1700 km w ciągu 5 godzin i 57 minut.

nowości techniczne

Samolot transportowy VTOL Bo 140

Wśród projektów samolotów transportowych VTOL opracowanych ostatnio przez zachodniemiecki przemysł lotniczy według wspólnych założeń, które omówiono w poprzednim numerze TLiA, największe zainteresowanie wywołał projekt Bo 140 firmy Messerschmitt-Bölkow-Blohm, z napędem śmigłowym i pojedynczym, przestawialnym skrzydłem. Przeprowadzone analizy wykazały, że właśnie taki układ stanowi w danym przypadku zastosowań najkorzystniejsze rozwiązanie. Wniosek ten potwierdzony również został przez specjalistów z firm Boeing-Vertol i Westland. W związku z przewidywanymi wysokimi kosztami rozwojowymi samolotu firma MBB proponuje współpracę na płaszczyźnie międzynarodowej, biorąc pod uwagę jako partnerów firmy Boeing-Vertol i Westland. Dostawcą silników ma być firma General Electric, lecz również w tym przypadku przewiduje się współpracę z odpowiednią firmą niemiecką.

Do napędu samolotu przewiduje się 4 turbiniowe silniki śmigłowe General Electric GE1/S1A-1T o mocy 11 400 KM, ze śmigłami o średnicy 8,24 m. Wszystkie śmigła połączone mają być między sobą wałem umieszczonym w nosku skrzydła i obracającym się z nadkrytyczną prędkością obrotową. Warto tu dodać, że silnik GE1/S1A-1T jest pochodną silnika odrzutowego GE1 o ciągu 2500 kG, który posłużył

już — jako wytwornica — do opracowania kilku typów silników dwuprzepływowych.

Przestawianie skrzydła odbywa się za pomocą dwóch siłowników hydraulicznych, z których każdy jest zasilany przez oddzielny układ hydrauliczny. Trzeci układ, napędzany przez pokładowy zespół energetyczny, jest włączany w sytuacjach awaryjnych. Poza tym siłowniki są tak zaprojektowane, że mogą jednocześnie przestawiać skrzydło.

Do sterowania samolotem, oprócz konwencjonalnego usterzenia, służą: dwuszczelinowe kłapy na całej rozpiętości skrzydła, które w częściach zewnętrznych skrzydła spełniają rolę lotek; spoilery na górnej i deflektory na dolnej powierzchni skrzydła do wspomagania kłap; ogólna zmiana skoku śmigieł; cykliczna zmiana skoku śmigieł. W zawisie sterowanie względem osi pionowej odbywa się za pomocą różnicowego wychylenia kłap, względem osi podłużnej — za pomocą różnicowej zmiany ciągu śmigieł (przez ogólną zmianę skoku) i względem osi poprzecznej — za pomocą cyklicznej zmiany skoku wszystkich śmigieł (jest to zasada sterowania śmigłowcami). Wyważenie podłużne samolotu przeprowadza się za pomocą wychylenia kłap, przy czym pozioma składowa ciągu jest kompensowana odpowiednim kątem ustawienia skrzydła.

W wersji cywilnej przewiduje się 80 miejsc pasażerskich w układzie 6 foteli w rzędzie i przy podziałce rzędów 84 cm. W wersji wojskowej samolot może transportować do 90 żołnierzy.

Dane techniczne wersji cywilnej: rozpiętość 35,40 m; długość 27,00 m; wysokość 10,20 m; powierzchnia skrzydła 129,2 m²; wydłużenie skrzydła 9,41; ciężar własny 33 880 kG; ciężar maksymalny do startu pionowego 48 700 kG; ciężar handlowy do startu pionowego przy zasięgu 800 km — 8750 kG; ciężar maksymalny do startu skróconego 61 400 kG; maksymalna prędkość przelotowa na wysokości 9150 m — 788 km/h; normalna prędkość przelotowa 685 km/h; prędkość wznoszenia przy maksymalnym ciężarze startowym na wysokości 600 m przy 29°C — 36 m/s; pułap na 3 silnikach 14 750 m; zasięg przy pionowym starcie, pełnym zapasie paliwa 12 640 l i połowie maksymalnego udźwigu 2090 km; zasięg przy pionowym starcie i przy maksymalnym udźwigu 800 km.

W przypadku wydania zlecenia budowy prototypów pierwszy lot mógłby się odbyć w połowie 1974 r. Od połowy 1973 r. do końca 1978 r. odbywałyby się próby instalacji i próby w locie prototypów; na przełomie 1977/78 r. rozpoczęłyby się próby w locie pierwszego samolotu z serii informacyjnej, a w rok później — pierwszego samolotu seryjnego. Do końca 1979 r. powinna być zakończona próba typu.

Koszty oceniane są następująco:

- ① do pierwszego lotu 580 mln DM (750 mln DM z kosztami rozwoju silnika)
- ② do zakończenia próby typu 1000 mln DM (1170 mln DM z kosztami rozwoju silnika)
- ③ do uruchomienia produkcji seryjnej 1900 mln DM (2070 mln DM z kosztami rozwoju silnika)

Roczne koszty wahałyby się od 100 do 400 mln DM.

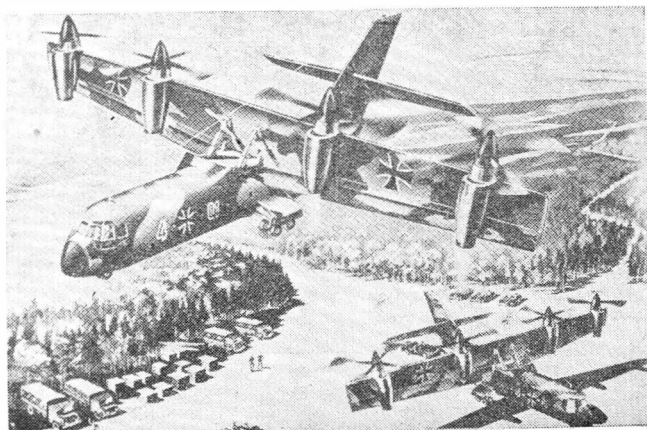
Jeżeli chodzi o liczbę zatrudnionych w programie, to w okresie od rozpoczęcia prac projektowych w 1970 r. do rozpoczęcia konstruowania prototypów w 1971 r. wynosiłaby ona ok. 400, w 1972 r. — 800, w 1973 r. — ponad 1600, w 1975 r. — ponad 2400, a w 1979 r. (rozpoczęcie produkcji seryjnej) wzrosłaby do 3200.

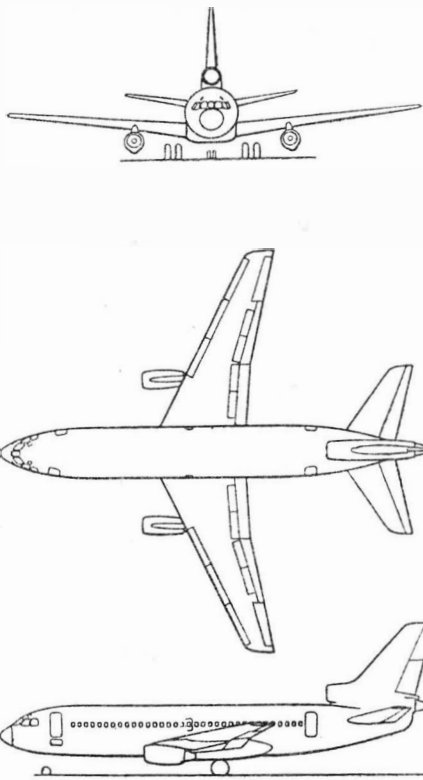
W.K.



1

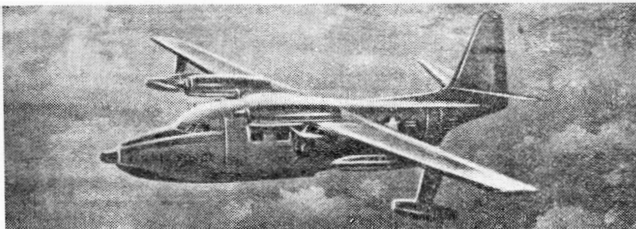
2





Japońska wytwórnia NAMC, która od kilku lat produkuje samoloty pasażerskie YS-11 z dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi Rolls-Royce „Dart”, przystąpiła obecnie do budowy 116-miejscowego samolotu odrzutowego YS-33. Nowy samolot będzie napędzany trzema silnikami dwuprzepływowymi Rolls-Royce RB.203 „Trent” o ciągu ok. 4000 kG z których dwa będą zabudowane pod skrzydłem, a trzeci w ogonowej części kadłuba. Rozpiętość samolotu wynosi 30,0 m, długość 31,6 m, maksymalny ciężar handlowy 12 100 kG, maksymalny ciężar startowy 46 500 kG, maksymalna prędkość przelotowa 800 km/h, zasięg od 1100 do 3200 km. Obok wersji 116-miejscowej mają być również budowane wersje na 134 i 149 pasażerów. W.K.

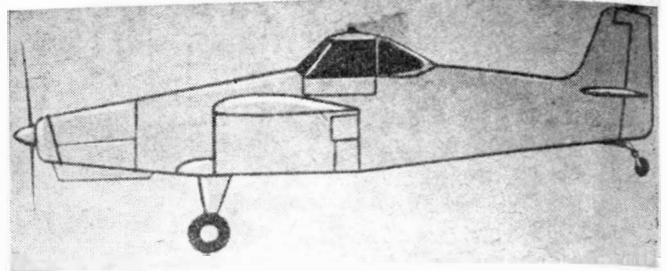
Turbinowa odmiana amfibii „Albatross”



Firma Conroy Aircraft Corp. dokonała przeróbki amfibii Grumman „Albatross” zastępując silniki tłokowe silnikami turbinowymi Rolls-Royce „Dart”. Pierwszy lot zmodyfikowanego samolotu miał się odbyć w grudniu ub. r. W przypadku pomyślnych wyników prób będą przeprowadzane w warsztatach Conroy w Santa Barbara (Kalifornia) przeróbki następnych egzemplarzy amfibii „Albatross”. W.K.

Prototyp brazylijskiego samolotu rolniczego

W Brazylii rozpoczęto próby w locie prototypu samolotu rolniczego IPD-6909 skonstruowanego wspólnie przez brazylijski techniczny ośrodek lotniczy i firmę Aerotec. Jeżeli próby w locie zostaną zakończone z wynikiem pomyślnym, brazylijskie ministerstwo rolnictwa zakupi ok. 100 samolotów tego typu. Jak widać z załączonego ry-



sunku, samolot IPD-6909 jest zaprojektowany zgodnie ze współczesnymi tendencjami budowy samolotów rolniczych o mocy ok. 300 KM i udźwigu chemkaliów 700 kG. W.K.

Japoński naddźwiękowy samolot treningowy



W pierwszej połowie 1969 r. zakończono budowę makiet japońskiego naddźwiękowego samolotu treningowego Mitsubishi XT-2. Samolot ma być gotowy do lotu w sierpniu 1971 r. XT-2 wyglądem przypomina samolot Breguet/BAC „Jaguar” i podobnie jak on jest napędzany dwoma silnikami Rolls-Royce Turbomeca „Adour” (które prawdopodobnie będą budowane z licencji w Japonii). Ma również osiągać taką samą prędkość — ponad 1700 km/h. Rozpiętość samolotu wynosi ok. 8 m, długość ok. 18 m i ciężar startowy ok. 9500 kG. W.K.

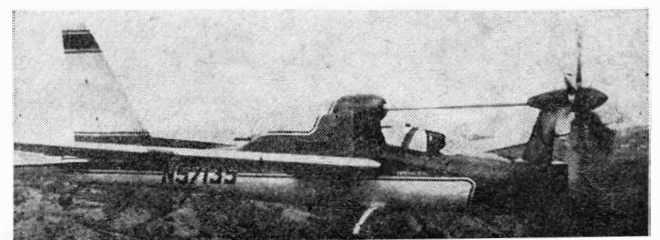
Nowe informacje na temat samolotu YO-3A

Rozpowszechniana przez czasopisma lotnicze informacja, że „cichy” samolot obserwacyjny Lockheed YO-3A jest zaopatrzony w silnik Wankla okazała się nieprawdziwa. W rzeczywistości samolot YO-3A jest napędzany silnikiem tłokowym Lycoming o mocy 210 KM, a silnik typu Wankla — chłodzony cieczą Curtiss-Wright — był tylko próbowany jako jeden z wariantów na samolocie doświadczalnym Lockheed „Q-Star” (patrz fotografia). Nieporozumienie powstało w związku z faktem, że program budowy bezhałaśliwego samolotu obserwacyjnego był utrzymywany w ścisłej tajemnicy i nie wszystkie dane zostały od razu ujawnione.

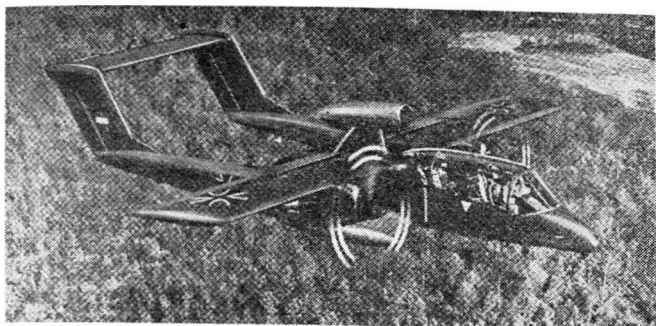
Samolot YO-3A, wywodzący się z szybowca Schweizer SGS 2-32, ma rozpiętość 13,37 m, długość 9,1 m i 6-łopatowe śmigło o małej prędkości obrotowej. Silnik jest zaopatrzony w tłumik wylotu. Elektroniczne wyposażenie wykrywające jest znacznie doskonalsze od stosowanego dotychczas na samolotach obserwacyjnych.

Łącznie z uruchomieniem produkcji seryjnej program pochłonął do końca 1969 r. 10 mln dol.

Warto tu dodać, że szybowiec SGS 2-32 został wykorzystany do skonstruowania jeszcze jednego samolotu obserwacyjnego — napędzanego turbinowym silnikiem śmigłowym UACL PT6A-28 o mocy 680 KM i mającego zasięg blisko 10 000 km. W.K.



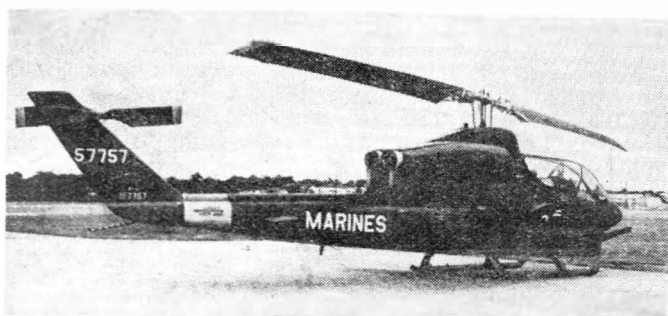
Samolot COIN „Bronco” z dodatkowym silnikiem odrzutowym



Na początku 1970 r. miały się rozpocząć próby nowej wersji samolotu COIN North American Rockwell OV-10 „Bronco”, oznaczonej jako OV-10Z, z dodatkowym silnikiem odrzutowym General Electric J85 zamocowanym nad kadłubem. NRF zamówiła 18 tych samolotów do holowania celów i do szkolenia. Załączona fotografia jest fotomontażem samolotu OV-10Z.

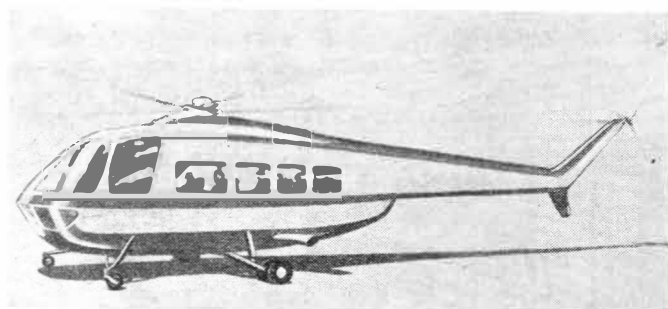
W. K.

Śmigłowiec bojowy marynarki Bell „SeaCobra”



Fotografia przedstawia śmigłowiec bojowy Bell AH-1J „SeaCobra” z serii informacyjnej, zamówiony w liczbie 49 przez US Navy. Powstał on ze śmigłowca Bell AH-1 „HueyCobra” przez zastąpienie silnika Lycoming T53-L-13 o mocy 1400 KM sprzężonym zespołem napędowym UACL PT6T-3 „Twin Pac” o mocy 1800 KM. Fotografia pozwala rozpoznać zabudowę zespołu i wyprowadzenie kanałów wylotowych. Dostawy śmigłowców miały się rozpocząć na początku 1970 r.

W. K.



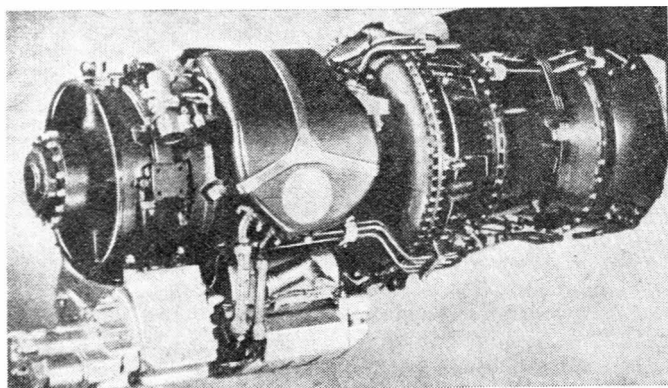
Turbinowa odmiana śmigłowca Doman

Firma Doman Helicopters opracowała 10-miejscową odmianę tłokowego śmigłowca D-10. Nowy śmigłowiec, noszący oznaczenie D-10C, będzie napędzany silnikiem turbinowym z rodziny silników UACL PT6, prawdopodobnie PT6B-16 o mocy 690 KM.

W. K.

Silniki śmigłowcowe nowej generacji

W październiku 1969 r. firma General Electric pokazała na dorocznej konferencji Association of the United States Army makietę turbinowego silnika śmigłowcowego GE12 o mocy 1500 KM, zaprojektowanego zgodnie z wymaganiami Army Aviation Ma-



teriel Laboratories (patrz „Nowości techniczne”, TLiA, nr 3 1969 r. i artykuł „Tendencje w rozwoju napędów śmigłowcowych”, TLiA, nr 10 1969 r.). Silnik został zaprojektowany w ramach programu UTTAS (Utility Tactical Transport System), którego zadaniem jest zbudowanie następcy śmigłowca Bell UH-1. W przeciwieństwie do opracowanego w ramach tego samego programu silnika Pratt and Whitney ST9 z dwustopniową sprężarką odśrodkową silnik General Electric GE12 ma sprężarkę osiowo-odśrodkową (niestety nie jest znana liczba stopni osiowych). Komora spalania jest pierścieniowa z odparowywaczami paliwa, które zmniejszają wrażliwość wtryskiwaczy na zanieczyszczenia oraz zawartość dymu w gazach wylotowych. Obie turbiny, wytwornicy i napędowa, są dwustopniowe. Napęd typu bezpośredniego, bez przekładni, jest wyprowadzony do przodu wałem wewnętrznym. Silnik ma budowę modułową. Na sprężarkę zastosowano materiały, które zapewniają odporność na korozję i erozję. Łopatki turbiny wytwornicy są chłodzone, dzięki czemu temperatura przed turbiną przekracza 1100°C. Silnik ma długość 967 mm, średnicę 400 mm i ciężar ok. 130 kg.

Konkurencyjny silnik Pratt and Whitney ST9 ma, jak wspomniano, dwustopniową sprężarkę odśrodkową, którą zaprojektowano wykorzystując doświadczenia zdobyte dzięki stopniom odśrodkowym silników PT6 i JT15D i prace badawcze z tego zakresu prowadzone w Kanadzie. Komora spalania jest zwrotna, obie turbiny — dwustopniowe. Bezpośredni napęd może być wyprowadzony do przodu lub do tyłu. Silnik może pracować w różnych położeniach. Dzięki dużemu sprężowi i wysokiej temperaturze przed turbiną — ok. 1200°C — jednostkowe zużycie paliwa wynosi 0,19 kG/KMh w warunkach startowych i 0,27 kG/KMh na 60% mocy startowej. Silnik ma długość 841 mm, średnicę 465 mm i ciężar ok. 130 kG.

Podstawowymi założeniami przy projektowaniu obu silników była niezawodność pracy, prostota konstrukcji, łatwość obsługi i niewrażliwość na uszkodzenia w czasie walki w połączeniu z wysokimi osiąganymi i małymi wymiarami.

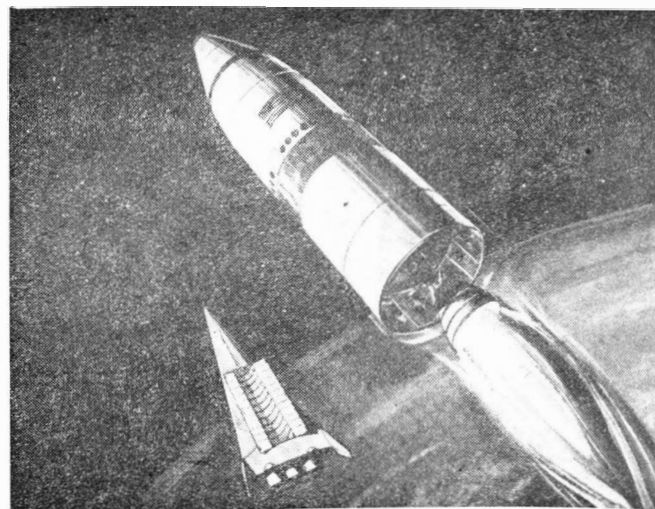
W. K.

Perspektywy budowy odzyskiwalnych rakiet nośnych

Prace nad budową kilkudziesięcioposobowych stacji orbitalnych o modułowej budowie, wokółziemskich i wokółksiężycowych, są obecnie hamowane przez dwa czynniki: przez wysokie koszty transportu poszczególnych członów stacji na orbitę i przez trudności w zapewnieniu komunikacji między stacją a Ziemią. Problemy te ma rozwiązać druga generacja rakiet nośnych — transportowców kosmicznych wielokrotnego użytku (określenie angielskie „Space Shuttle”). Środki techniczne do ich budowy odpowiadają środkami, jakimi przed ośmiu laty dysponowano przy budowie rakiety „Saturn” 5. Poza tym istnieje znacznie większe doświadczenie, jeżeli chodzi o wpływ oddziaływania warunków kosmicznych na pracę urządzeń. Opracowano już wiele projektów odzyskiwalnego pojazdu nośnego, które spełniają stawiane im warunki. Studia mające na celu wybór najlepszego projektu są w toku. Specjaliści twierdzą, że przy zastosowaniu metod kierowania wypracowanych w czasie realizacji programu „Apollo” możliwe jest oddanie transportowca kosmicznego do użytku w ciągu 6 lat. Koszt budowy prototypu ocenia się na 6 miliardów dol.

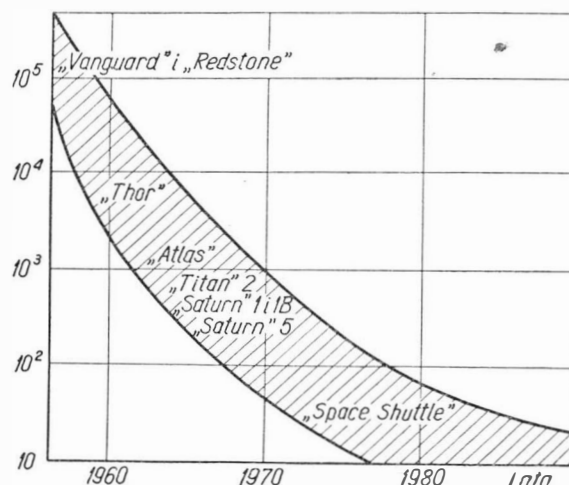
Odzyskiwalny pojazd nośny zmniejszy koszty badań kosmicznych o dwie lub więcej wielkości. Przyczynią się do tego następujące czynniki: zastosowanie techniki rozwoju, wytwarzania i kontroli zapożyczonej z lotnictwa, zamienność elementów, duża trwałość elementów oraz metody obsługi zapożyczone z lotnictwa komunikacyjnego. Przewiduje się, że transportowiec kosmiczny będzie zdolny do wykonania ok. 100 lotów.

Napędzany silnikami raketowymi transportowiec będzie startował z wyrzutni w położeniu pionowym, następnie załoga wprowadzi go na orbitę, gdzie nastąpi połączenie ze stacją orbitalną w celu pozostawienia lub przyjęcia ładunku czy pasażerów. Poza tym transportowce kosmiczne będą również stosowane do obsługi i napraw satelitów oraz do celów ratunkowych. Transportowiec ma lądować poziomo na pasie o długości 3000—4000 m w miejscu startu. Jeżeli chodzi o zagadnienie hałasu, to przedstawia się ono zupełnie inaczej niż w przypadku samolotów: w czasie startu będzie on znacznie większy, lecz tylko w czasie kilku sekund i w ograniczonej odległości; podczas powrotu w atmosferę powstawać będzie uderzenie dźwiękowe, jednak na Ziemię będzie ono docierać silnie wytłumione, ponieważ przejście pojazdu w zakres prędkości poddźwiękowych ma się odbywać na wysokości ok. 30 000 m.



Technika lotu od chwili przejścia w zakres prędkości poddźwiękowych do chwili lądowania została już częściowo opanowana w czasie prób bezskrzydłowców M-2, HL-10 i X-24A, które wykazały przydatność do tego rodzaju lotów.

Transportowiec kosmiczny będzie się składał z członu orbitalnego z kabiną załogi, z kabiną pasażerską, z ładownią i urządzeniami niezbędnymi do lotu orbitalnego i do lądowania oraz z jednego lub kilku członów nośnych. Wszystkie człony powracają na Ziemię. Niektóre projekty przewidują zastosowanie jednakowych członów orbitalnych i nośnych, co dałoby duże oszczędności przy produkcji. Transportowce mają zabierać ok. 23 000 kG ładunku i/lub odpowiednią ilość pasażerów, przy czym na ładunek przeznaczona jest objętość ok. 280 m³.



Inny wariant transportowca to połączenie satelity lub sondy kosmicznej z członami nośnymi.

Oslony cieplne poszczególnych członów będą się składać nie tylko z materiałów ablacyjnych, lecz również z materiałów wypromieniowujących ciepło, a więc nadających się do wielokrotnego użytku. Osiągnięto duży postęp z takimi materiałami, jak kolumb, molibden, tantal i wolfram. Bada się również tworzywa zespolone utworzone z grafitu i węglików. Połączenie wypromieniowywania ciepła z przejmowaniem ciepła i chłodzeniem konwekcyjnym w miejscach spiętrzenia temperatur wydaje się bardzo obiecujące.

Silniki raketowe transportowca będą mieć wiele cech silników turbinowych, jak stateczność pracy w szerokim zakresie warunków otoczenia i obciążenia, regulowany ciąg, duża trwałość międzynaiprawcza i duża niezawodność. Jako materiał pędny przewiduje się ciekły wodór i ciekły tlen. Do lotów między stacjami wokółksiężycowymi a Ziemią lub stacjami wokółziemskimi oraz między stacjami synchronicznymi a Ziemią będzie stosowany napęd atomowy. W fazie lotu w atmosferze przed lądowaniem i w czasie lądowania będą używane silniki turbinowe.

Zainteresowanie transportowcami kosmicznymi jest tym większe, że ich druga lub trzecia generacja będzie mogła być wykorzystana do komunikacji na Ziemi, co oznaczałoby skrócenie czasu podróży między najbardziej odległymi punktami Ziemi do 1 godziny.

Rysunek przedstawia zaprojektowany przez firmę Lockheed Missiles and Space Co. odzyskiwalny pojazd nośny w chwili oddzielenia się od niego sondy kosmicznej przeznaczonej do badań planet Układu Słonecznego. Wykres natomiast pokazuje spadek kosztów umieszczenia na orbicie wokółziemskiej ładunku o określonym ciężarze od chwili wystąpienia pierwszego amerykańskiego satelity do chwili zastosowania odzyskiwalnych pojazdów nośnych.

W. K.

Postęp w pracach nad sondami „Mariner” 8 i 9

Prace nad sondami do badania Marsa „Mariner” 8 i 9 przebiegają zgodnie z planem. Sondy mają być wystrzelone w maju 1971 r., a w grudniu tego samego roku mają być wprowadzone na orbitę Marsa.

Dla „Marinera” 8 jest przewidziana orbita o najmniejszej wysokości 1600 km i największej 17 000 km i czasie obiegu 12 h. Do zadań tej sondy będą należeć pomiary topograficzne 70% powierzchni planety oraz badania atmosfery marsjańskiej. Przekazywane przez sondę informacje będzie odbierać i rejestrować stacja Goldstone w Kalifornii. Przy każdym zbliżeniu sondy do planety stacja ta będzie przyjmować strumień danych o wydatku 16 200 bitów na sekundę.

Sonda „Mariner” 9 ma krążyć po orbicie o wysokości od 1600 do 43 450 km, przy czym jedno okrążenie będzie trwać 32,8 h. Jej głównym zadaniem będzie fotografowanie. Wykonane przez nią z wysokości 1600 km zdjęcia powierzchni Marsa będą trzykrotnie lepsze od zdjęć wykonanych przez sondy „Mariner” 6 i 7.

Ciężar nowych sond „Mariner” wynosi 910 kg w porównaniu do 390 kg sond „Mariner” 6 i 7. Są one poza tym wyposażone w silnik raketowy o ciągu 136 kg do zmian orbity.

Sondy mają umożliwić wybór miejsca do lądowania członu lądującego sondy „Viking”. Koszty misji obu „Marinerów” wyniosą ok. 100 mln dol.

W. K.

Nowy system chłodzenia ogniw słonecznych

Problem nadmiernego nagrzewania się powierzchni ogniw słonecznych wystawionej na działanie promieni słonecznych ma rozwiązać specjalny system chłodzenia opracowany przez Donald W. Douglas Laboratories firmy McDonnell Douglas. W systemie zastosowano ciecz chłodzącą, która cyrkuluje w układzie rurek. Ciecz ta odparowuje w rurkach znajdujących się na części pojazdu wystawionej na promieniowanie słoneczne. Gorąca para przepływa do odsłonecznej, zimnej części układu rurek, gdzie skrapla się oddając ciepło. Za pomocą sił kapilarnych ciecz przepływa z powrotem do dosłonecznej strony pojazdu i cykl rozpoczyna się na nowo. Dzięki nieważkości system nie wymaga części ruchomych i pomp. Zastosowanie chłodzenia ogniw słonecznych, obniżającego temperaturę ogniw o 55°C, umożliwi zwiększenie prądu o 20%.

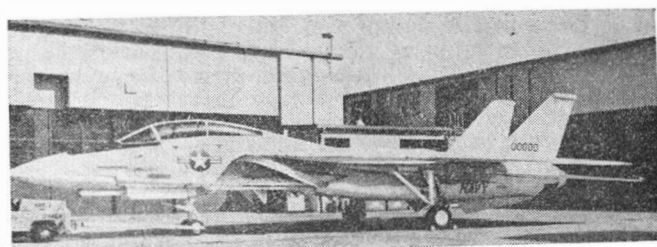
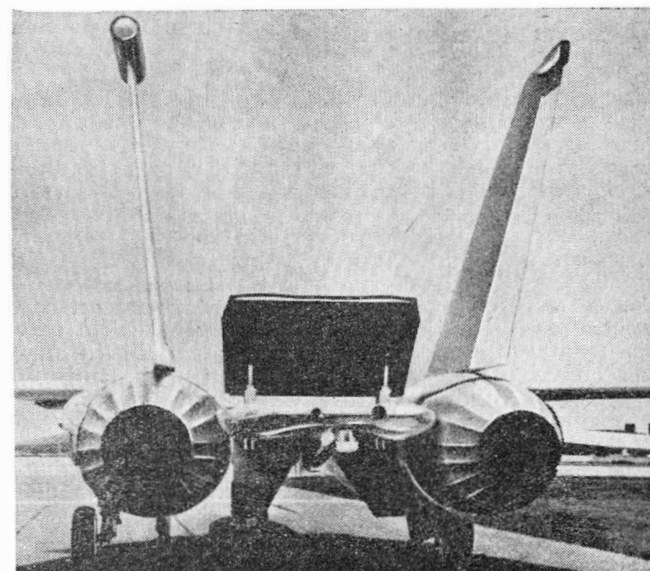
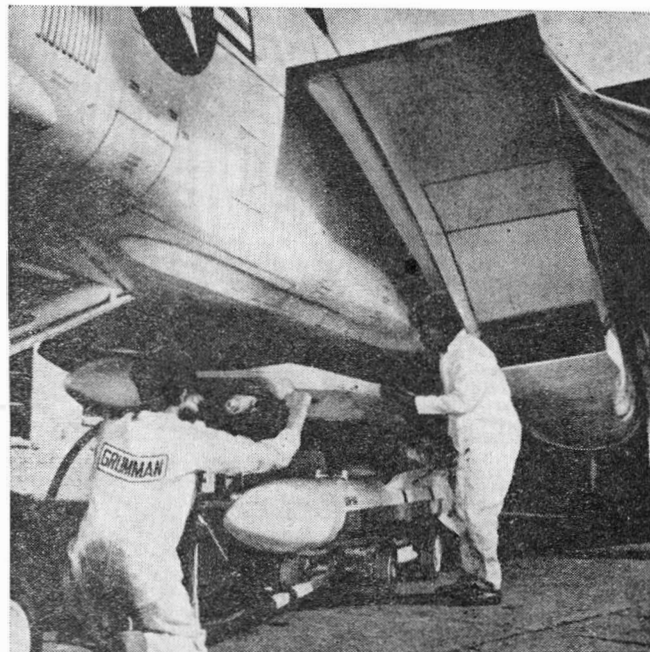
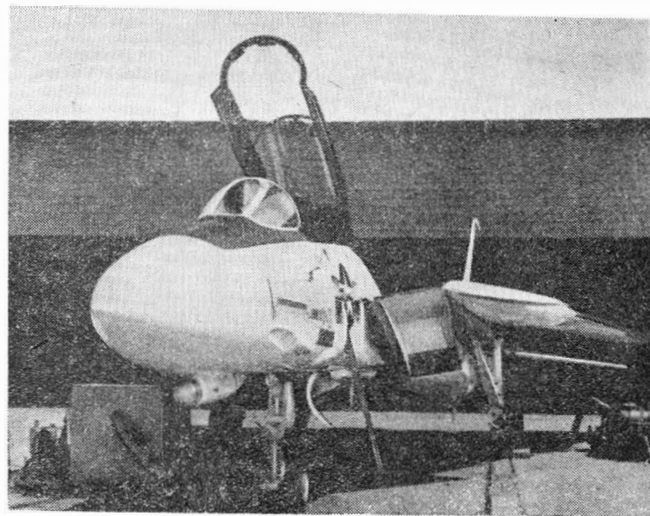
W. K.

Kilka informacji na temat wyposażenia samolotu Grumman F-14

Na załączonych fotografiach można rozpoznać niektóre szczegóły wyposażenia samolotu myśliwskiego o zmiennym skosie skrzydła Grumman F-14, budowanego dla marynarki i przeznaczonego głównie do zapewnienia przewagi w powietrzu. Pod osłoną nosową kadłuba widać czujnik na podczerwień, służący do wyszukiwania celu i kierowania pociskami „Phoenix”, na szczycie lewego statecznika kierunku — czujnik ostrzegający pilota przed atakiem nie-

przyjacielskich pocisków lub samolotów, na szczycie Prawego statecznika — urządzenie do elektronicznego zakłócania nieprzyjacielskiego radaru. Podwieszanie pocisków „Phoenix” odbywa się za pomocą windy zainstalowanej na samolocie. Na fotografii makiety samolotu od tyłu widoczne są otwarte hamulce aerodynamiczne.

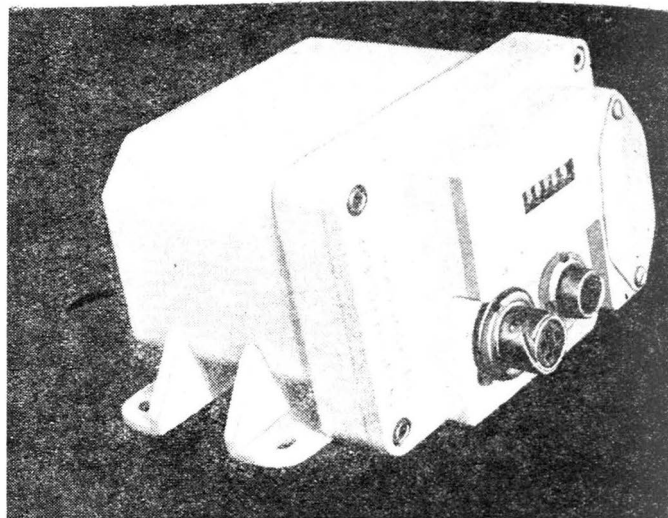
W.K.



Miernik trwałości silników turbinowych

Firma Ultra Electronics opracowała urządzenie, które montuje się bezpośrednio na silniku turbinowym i które w sposób ciągły określa i wskazuje liczbę godzin pracy silnika, jaka pozostała jeszcze do naprawy. Wskazywana trwałość jest funkcją logarytmiczną czasu pracy silnika i temperatur przed turbiną.

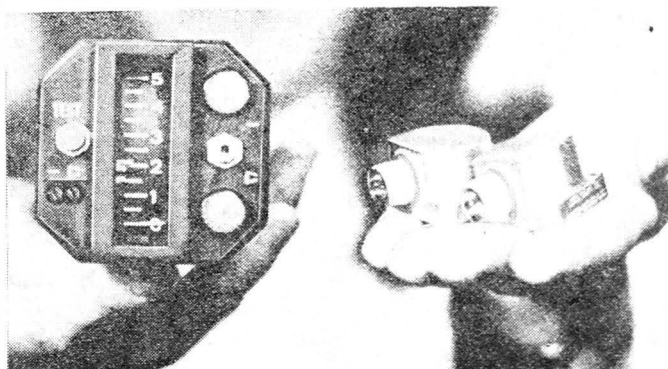
W.K.



Nowy miernik poziomu drgań silników turbinowych

Fotografia przedstawia najnowszą wersję miernika poziomu drgań silników turbinowych, opracowaną przez firmę Sperry i noszącą oznaczenie STEVI. Miernik obejmuje dwa punkty pomiaru przyspieszeń i przedstawia w sposób ciągły poziom drgań wielkiej częstotliwości, podczas gdy poziom drgań małej częstotliwości jest wskazywany tylko po naciśnięciu guzika filtru.

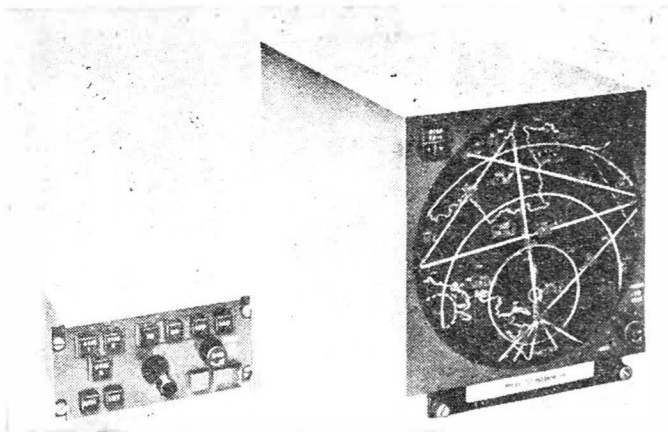
W.K.



Automatyczne urządzenie do obrazowania trasy lotu

Firma Ferranti opracowała dla samolotów cywilnych nową generację automatycznych urządzeń obrazujących trasę lotu. Urządzenie przedstawia na ekranie informacje za pomocą białych znaków na czarnym tle. Koła na ekranie są identyczne z kołami radaru pogodowego. Normalnie mapa jest ustawiona na ekranie zgodnie z kursem samolotu, może być jednak przez naciśnięcie guzika obrócona w kierunku północnym. Urządzenie może pomieścić 30 m filmu trasy.

W.K.



Ablacyjne taśmy ścierne

Przy szlifowaniu metali występuje silny wzrost temperatur w podpowierzchniowej warstwie przedmiotu. Zwiększenie wydajności procesu szlifowania osiąga się głównie przez zwiększenie docisku oraz prędkości skrawania. Równocześnie jednak ze wzrostem tych parametrów wzrasta temperatura powierzchni przedmiotu, co jest zjawiskiem zdecydowanie negatywnym. Dla obniżenia temperatury w procesie szlifowania wykorzystano w USA zjawisko ablacji, to jest procesu, w którym pokrycie nałożone na taśmę ścierną zmienia swój stan kosztem pochłanianego ciepła tarcia. Taśmy ścierne z węgla krzemowego czy tlenku aluminium ulepszone pokryciem ablacyjnym obniżają temperaturę procesu szlifowania nawet o 280°C. Ma to szczególne znaczenie dla stopów żaroodpornych, które podlegają starzeniu w temperaturze rzędu 760°C. Szlifowanie normalnymi taśmami wytwarza temperaturę powierzchni rzędu 950°C, co powoduje zmiany strukturalne w przedmiocie. Szlifowanie taśmami ablacyjnymi nagrzewa przedmiot do tempera-

tury tylko ok. 700°C, co nie wywołuje w nim żadnych strukturalnych zmian powierzchniowych. Równocześnie taśmy ablacyjne dają dwukrotny wzrost wydajności w procesie szlifowania w stosunku do taśm tradycyjnych. Ponadto szlifowanie taśmami ablacyjnymi zwiększa wytrzymałość zmęczeniową przedmiotów. Wiąże się to z wprowadzaniem powierzchniowych naprężeń ściskających. Przy szlifowaniu stopu żaroodpornego Waspaloy taśmami ściernymi tradycyjnymi stwierdzono powstawanie powierzchniowych naprężeń rozciągających rzędu 40 kG/mm², podczas gdy szlifowanie taśmami ablacyjnymi pozostawia naprężenia ściskające rzędu 70 kG/mm². Wszeczhronne badania, przeprowadzone w laboratoriach technologicznych Stevens Institute przy użyciu rentgenografii do pomiarów naprężeń, specjalnych termoelementów do pomiarów temperatur itp., potwierdziły w całej rozciągłości bezsporną wyższość nowych taśm ściernych. Wydaje się, że te opracowania spowodują szeroki rozwój procesów szlifowania taśmami ściernymi, które w ostatnim okresie nie wykazywały większej dynamiki postępu i popularności.

A. G.

WIADOMOŚCI Z TERENU

ZE ŚWIDNIKA

W Klubie „Ikar” Domu Kultury WSK w Świdniku odbyło się w lutym spotkanie uczestników i organizatorów V Lubelskich Zimowych Zawodów Samolotowych z aktywnym Sekcji Lotniczej Koła Zakładowego SIMP. Spotkanie, któremu przewodniczyli zasłużony Mistrz Sportu Lotniczego wiceprezes Aeroklubu Robotniczego S. Kasperek oraz zastępca dyrektora Zakładu Doświadczalnego przewodniczący Sekcji Lotniczej Koła SIMP przy WSK kol. S. Trębacz, odbyło się bezpośrednio przed omówieniem ostatniej konkurencji zawodów. W spotkaniu poza pełnymi załogami samolotowymi sędziami i organizatorami technicznymi zawodów wzięli udział:

- przedstawiciel Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego kol. R. Kalita
- przedstawiciel Dyrektora Naczelnego WSK Świdnik mgr M. Ziemiński
- członek Zarządu Koła Zakładowego SIMP i długoletni prezes Aeroklubu Robotniczego kol. J. Kańczugowski
- sekretarz Koła Zakładowego SIMP A. Hadrawa,
- sekretarz Sekcji Lotniczej Koła SIMP przy WSK kol. R. Wiland.

Telegraficzne usprawiedliwienie swej nieobecności oraz życzenia miłych obiadów w czasie spotkania, zaś dla zawodników życzenia pomyślnych wyników nadesłali z Warszawy: przewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej kol. Kostia oraz redaktor naczelny „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” S. Sulikowski. Omówiono rozwój działalności technicznej i szkoleniowej Sekcji Lotniczej SIMP przy WSK i Ośrodka Szkolenia Aeroklubu Robotniczego, jak również współpracę z Aeroklubem Lubelskim, która daje praktyczne owoce w codziennej działalności obydwóch zespołów lotniczych.

Przedyskutowano próby uruchomienia wiropiata, którego budowę zapoczątkowała grupa członków Sekcji Lotniczej w Zakładzie Doświadczalnym.

Omawiano potrzebę prowadzenia starań o sprzęt lotniczy dla Aeroklubów, szukania środków na zakup sprzętu itd.

Z kolei kierownik sportowy zawodów, inspektor szkolenia lotniczego Aeroklubu PRL ob. Z. Dudzik przeprowadził odprawę pilotów i nawigatorów przed ostatnią konkurencją pouając szczególnie dotyczące regulaminu zawodów, warunków bezpieczeństwa lotów oraz porządku startu i lądowania załóg.

W rozmowie z Waszym korespondentem — tak kierownik sportowy jak i członkowie Zespołu Sędziowskiego podkreślali wielkie zaangażowanie się pracowników WSK, łącznie z dyrektorem naczelnym i jego sztabem. Dalsza część spotkania odbyła się na płycie lotniska fabrycznego, gdy uczestnicy spotkania żegnali odlatujące kolejno załogi.

Nocna konkurencja zawodów była już ostatnią w programie, trwała od godz. 19 do 1.00 następnego dnia i zdecydowała ostatecznie o umocnieniu się prowadzącej załogi w składzie: Ryszard Kasperek — pilot i Eugeniusz Milcarz — obserwator.

Zawodnicy Świdnickiego Aeroklubu Robotniczego uzyskując 1 miejsce w zawodach z liczbą 3759 punktów zdobyli jednocześnie na własność dla swego aeroklubu puchar przechodni, ufundowany przez przewodniczącego Prezydium WRN w Lublinie.

Drugie miejsce przypadło załodze aeroklubu krakowskiego Edwardowi Popiółkowi i Marianowi Wajdzie, którzy zaliczyli 3703 punkty.

Na trzecim miejscu uplasowała się załoga aeroklubu częstochowskiego. Kolejna załoga świdnicka w składzie pilot Zygmunt Skrzypek i nawigator Stanisław Lewandowski — zajmując 10-miejsce — zyskała warunek dla startu w mistrzostwach Polski.

Wasz korespondent
z WSK Świdnik
A. Hadrawa

Z MIELCA

W „Technice Lotniczej i Astronautycznej” w rubryce „Z działalności Sekcji Lotniczej” zamieściliśmy krótką notatkę poświęconą bytności członków Zarządu Sekcji w Mielcu w dniu 6.II. br. Dziś drukujemy relację naszego korespondenta z sesji wyjazdowej.

1. W Mielcu odbyło się robocze spotkanie działaczy Sekcji Lotniczej przy Zarządzie Głównym SIMP z aktywnym terenowym organizacją. Na spotkanie przybyli: przewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej kol. T. Kostia, wiceprzewodniczący kol. A. Misiorek, sekretarz kol. W. Zaremba oraz członkowie Zarządu: koledyzy M. Sikorski, M. Mikłuszka i S. Orczykowski. Z ramienia Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Rzeszowie w spotkaniu uczestniczyli koledyzy: mgr inż. J. Filocha i mgr inż. R. Legięcki. Ponadto z ramienia Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Lublinie, z siedzibą w Świdniku, na spotkanie przybył kol. R. Wiland.

Gospodarzem spotkania było Zakładowe Koło SIMP przy WSK w Mielcu, z przewodniczącym koła mgr inż. S. Książkiem na czele. Celem spotkania było nawiązanie bliższych kontaktów organizacyjnych, wzajemna informacja o dotychczasowej pracy i zamierzeniach na przyszłość oraz zagadnienie dalszej współpracy z przedsiębiorstwem WSK w Mielcu.

Przewodniczącą Sekcji Lotniczej Zakładowego Koła SIMP inż. J. Nowacki przedstawił zebranym osiągnięcia i niedostatki w pracy sekcji. Zebrani, podkreślając poruszenie, jakie wywołał artykuł redaktora Szelgi w „Polityce” o działalności polskiego przemysłu lotniczego, wypowiedzieli się za koniecznością zajęcia stanowiska w tej sprawie. W celu opracowania odpowiedzi został w Mielcu powołany zespół roboczy, który wykazuje ożywioną działalność. Dyskutancki zgodnie stwierdzili szerokie zaktywizowanie pracy Sekcji Lotniczej, zwłaszcza po ostatnim XXI Walnym Zjeździe Delegatów SIMP we Wrocławiu.

Po zakończeniu zebrania działacze stowarzyszenia zostali przyjęci przez zastępcę dyrektora przedsiębiorstwa ds. technicznych mgr inż. Z. Tkaczyka, który podkreślił korzyści, jakie daje przedsiębiorstwu dobrze rozwijająca się współpraca z Kołem Zakładowym SIMP. Na koniec uczestnicy spotkania zwiedzili ciekawsze wydziały przedsiębiorstwa. 2. W ramach opieki, roztoczonej nad Ośrodkiem Modelarskim Aeroklubu

Mieleckiego przez Sekcję Lotniczą Koła Zakładowego SIMP w Mielcu, mgr inż. T. Grzybowski wygłosił w styczniu i lutym br. cztery odczyty dla młodzieży zrzeszonej w nim. Odczyty obejmowały zagadnienia, których znajomość jest niezbędna dla dobrego modelarza. Omówione zostały m. in. takie tematy: jak ustalenie kształtów i wymiarów modelu latającego, obliczanie oporów szkodliwych, oporu indukowanego oraz kątów rzeczywistych skrzydła i usterzenia poziomego, wykreślanie biegunowych modelu latającego, charakterystyka aerodynamiczna śmigła, obliczanie mocy niezbędnej i rozporządzalnej na śmigle, geometria i konstrukcja śmigła.

Odczyty szkoleniowe przyczyniły się do poszerzenia wiadomości o małym lotnictwie, stwarzając podstawę do bardziej racjonalnego projektowania modeli latających. Szczególne znaczenie dla modelarzy miały wiadomości o projektowaniu i wykonywaniu śmigieł do nieniania były dotąd stałym punktem mieleckich modelarzy. W przyszłości ta forma pracy z młodzieżą będzie podtrzymywana.

3. W listopadzie 1969 roku 26 specjalistów lotniczych, zrzeszonych w Kole Zakładowym SIMP w Mielcu, zwiedziło Wytwórnię Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku, zapoznając się z ciekawymi technologiami stosowanymi przy produkcji śmigłowców. Szczególnie korzystne wrażenie wywarły na zwiedzających: wysoki poziom technologii klejenia łopat metalowych, kulowanie dźwigarów oraz nowoczesnie zaprojektowa-

na malarnia. Dwóch przewodników, przydzielonych przez Koło Zakładowe SIMP przy WSK Świdnik, sprawnie obsłużyło wycieczkę. W drodze powrotnej zwiedzano stworzone przez hitlerowskich okupantów miejsce męczeństwa narodu — oboz zagłady w Majdanku. Wycieczką kierował inż. A. Galaś z Zarządu Koła Zakładowego SIMP przy WSK Mielec.

4. W grudniu ub. r. już po raz drugi od nawiązania bliższych kontaktów z Politechniką Warszawską gościła w WSK Mielec grupa studentów z Wydziału Mechanicznego, Energetyki i Lotnictwa. Tym razem Mielec był jednym z etapów studenckiej wycieczki, której trasa wiodła ponadto do WSK w Rzeszowie i w Świdniku. W czasie pobytu w WSK Mielcu zwiedzono wydziały półmontażu, montażu, obróbki mechanicznej, odlewnię oraz kilka innych.

W spotkaniu ze studentami uczestniczyli: dyrektor przedsiębiorstwa mgr T. Rycaj, dyrektor Zakładu Doświadczalnego mgr inż. K. Szaniawski, kierownik Działu Szkolenia Zawodowego mgr inż. W. Wasiak oraz grono simpowców z mgrem inż. M. Budą, wiceprzewodniczącym Koła Zakładowego SIMP. Omówiono zagadnienia stypendiów fundowanych oraz problematykę Zakładu Doświadczalnego. Z rąk dyr. Rycaja studenci otrzymali monografię 30-lecia WSK w Mielcu, z życzeniami sukcesów w przyszłej pracy w naszym przedsiębiorstwie. Plonem obu wycieczek jest podjęcie od początku br. pracy przez dwóch pátowców oraz podpisanie kilku umów przedwstępnych.

Stanisław Orczykowski



KRONIKA

NOTATKI ZE ŚWIATA

▼ Na wspólnym plenum CRZZ i Zarządu Głównego NOT podjęto uchwałę w sprawie aktualnych zadań związków zawodowych i stowarzyszeń naukowo-technicznych w podnoszeniu efektywności gospodarowania.

Plenum zobowiązuje zarządy główne związków zawodowych i zarządy stowarzyszeń naukowo-technicznych do zapewnienia pełnej koordynacji działania ogniw związkowych i SNT NOT w toku dalszych prac nad planem na lata 1971—1975 oraz do udzielania niezbędnej pomocy samorządowi robotniczemu w pracach nad 5-latką.

● Głównym zadaniem w działalności ogniw związkowych i SNT NOT w zakresie poprawy efektywności produkcji przemysłowej jest zwiększenie inspirującej i kontrolnej roli samorządu robotniczego.

● Wspólnym obowiązkiem naukowców i techników oraz załóg jest stosowanie opartych na zdobyciach nauki nowych konstrukcji i nowoczesnych technologii, rozszerzanie mechanizacji i automatyzacji procesów produkcyjnych, zapewnienie prawidłowej organizacji pracy.

● W zakresie organizacji współpracy nauki z przemysłem, jak również integracji środowisk zawodowych ważną rolę powinno odegrać tworzenie brygad wdrożeniowych, składających się z robotników, techników, inżynierów i pracowników naukowych.

● Rady zakładowe i koła SNT NOT powinny przeprowadzać systematycznie analizy i oceny wykorzystania i rozmieszczenia kadry inżyniersko-technicznej oraz przedstawiać na KSR wnioski w tych sprawach.

▼ W dęblińskiej „Szkole Orląt” — z okazji promocji wychowanków Wyższej Oficerskiej Szkoły Lotniczej i pierwszej promocji kadetów Szkoły Chorążych — odbyło się wiele uroczystości i imprez. Na terenie szkoły w Dniu Podchorążego:

- odsłonięty został pomnik ku czci bohaterów lotników,
- zorganizowana została wystawa pod hasłem „25 lat działalności WOSL”,
- otwarta została wystawa samolotów oraz sprzętu zabezpieczającego loty,
- zaprezentowana została wystawa wynalazczości i racjonalizacji WOSL.

▼ Redakcja „Skrzydlatej Polski” po raz szósty przyznała Honorowe Wyróżnienie Roku — pod nazwą „Błękitne Skrzydła”.

Za 1969 r. przyznano 16 wyróżnień indywidualnych i 3 zespołowe.

Wśród nazwisk 5 zasłużonych oficerów wojsk lotniczych znajdujemy nazwisko mjr pil. K. Kaczanowskiego, za dwukrotne zwycięstwo w zawodach śmigłowcowych. Sześć wyróżnień otrzymali pracownicy PLL „Lot”, pozostali zasłużeni — to działacze w sporcie lotniczym.

„Błękitne Skrzydła” zespołowo przyznano:

- Aeroklubowi PRL z okazji 50-lecia lotnictwa sportowego w Polsce,
- Redakcji „Kurierza Polskiego” — za podjęcie akcji zbierania pamiątek lotniczych i popularyzującą tradycję lotnictwa polskiego,
- Aeroklubowi Gdańskiemu z okazji osiągnięć w okresie 40 lat istnienia.

▼ Warszawski Klub Seniorów Lotnictwa zakończył rok ubiegły podniosłymi uroczystościami. 20 grudnia — rano — delegacja Klubu złożyła wieniec pod Pomnikiem Lotnika, wieczorem zaś członkowie WKSL spotkali się przy choince w Klubie Oficerskim, w gmachu Dowództwa Wojsk OPK. Wieczornica, na którą przybyło około 120 osób, miała szczególnie uroczysty charakter z uwagi na kończący się jubileusz 50-lecia lotnictwa sportowego w Polsce. W czasie spotkania — dar warszawskich rzemieślników w postaci 17 plaketek — wręczył zasłużonym seniorom płk pil. St. Skalski. Sześciu członków WKSL otrzymało odznaki „Zasłużonego Działacza Lotnictwa Sportowego”.

▲ Charles Lindbergh, 67-letni lotnik amerykański, który w roku 1927 jako pierwszy przeleciał Atlantyk, uległ wypadkowi samolotowemu podczas przygotowania lądowania na Filipinach.

▲ Kanadyjski instytut transportu powietrznego opracowuje metody chronienia samolotów przed ptakami. W ostatnich kilku latach zanotowano z ich przyczyny ok. 30 katastrof lotniczych. Specjaliści skoncentrowali się na dwóch wariantach ochrony: wyposażenia samolotów w czułki radarowe, wykrywające z daleka nadciągające ptaki oraz rozpylania przez samoloty specjalnych preparatów, płoszących ptaki i zmuszających je do zmiany toru lotu.

▲ Co roku towarzystwa lotnicze ponoszą wielkie straty z powodu mgły na lotniskach. Na przykład lotnisko we Frankfurcie n. Menem w październiku ub. r. z powodu odwołanych lotów poniosło straty w wysokości 1,7 mln marek, zaś towarzystwa lotnicze — 2 mln marek. W Stanach Zjednoczonych opracowano ostatnio nowy model aparatu rozpraszającego mgłę, który osusza w ciągu godziny 600 tys. m³ powietrza. Do tego potrzebna jest jednak energia 12 silników odrzutowca Boeing 737.

▲ Dotychczas stosowane metody na gołoleź: posypywanie pasów startowych piaskiem lub ogrzewanie strumieniem gorących gazów z silników odrzutowych okazały się niezbyt skuteczne. Spesób najnowszy polega na użyciu samolotów przeznaczonych do celów rolniczych. Z nisko lecącego samolotu rozpyla się specjalny proszek, który pokrywając pasy lotniska cienką warstwą usuwa gołoleź na trzy doby.

▲ W wyniku negocjacji, które toczyły się między rządem Stanów Zjednoczonych a rządem Czechosłowacji, została uruchomiona w maju linia lotnicza Praga — Nowy Jork.

Jest ona obsługiwana dwa razy na tydzień przez samoloty IL-62. Czechosłowacja, stała się więc drugim po Związku Radzieckim państwem socjalistycznym, które otrzymało bezpośrednie połączenie powietrzne z Nowym Jorkiem.

▲ Przedsiębiorstwo lotnicze Pan American Airlines, które pierwsze rozpoczęło eksploatację supertransportowców „Jumbo-Jet” będzie zmuszone w ciągu najbliższych dziewięciu lat zainwestować pół miliarda dolarów w budynki i instalacje dworców lotniczych.

▲ W USA do żądanie z lotnisk międzynarodowych nie dochodzi kolej miejska. Obecnie, gdy komunikacja lotnicza rozpoczęła eksploatować aerobusy, koniecznością staje się podjęcie decyzji o kolejowym połączeniu wielkich lotnisk z centrum miasta. Pierwszą szybką kolej ma wkrótce otrzymać lotnisko Kennedy w Nowym Jorku.

▲ Do końca br. 90 liniiowców Boeing 747 znajdzie się w posiadaniu dziewięciu linii lotniczych. W 1971 r. flota ta wzrosła do 200 samolotów. Jednocześnie w przyszłym roku rozpoczną próbne loty aerobusy dwóch dalszych firm amerykańskich: Douglas DC-10 i Lockheed L-1011.

Jakże wielkie przeobrażenia musi przejść obsługa w przyszłych latach, jeżeli statystyka przewozów w Stanach Zjednoczonych w 1969 r. wykazuje 192 mln pasażerów, zaś wskaźnik na koniec bieżącego dziesięciolecia przewiduje przewóz blisko miliarda osób.

▲ Amerykańskie Stowarzyszenie Biur Podróży zorganizowało w Tokio światową konferencję na temat konsekwencji wprowadzenia do komunikacji szybkich samolotów 500-osobowych. Dyskutowano o uproszczeniu formalności dla turystów, a w związku z tym o szerokim wykorzystaniu przeliczników.

▲ Sygnalizujemy zapowiedzi obniżki taryf na grupowe przeloty atlantyckie. Tendencja ta powstała w związku z budową i wprowadzeniem do eksploatacji autobusów powietrznych. Dla przedsiębiorstw lotniczych jest rzeczą konieczną przyciągnięcie nowych pasażerów, którzy dotychczas nie interesowali się atlantyckim transportem powietrznym z uwagi na wysoki koszt biletów lotniczych:

— „Alitalia” — dla członków wycieczek — obniża cenę biletu Rzym — Nowy Jork z 400 do 299 dolarów (łącznie w obydwie strony),

— podobne deklaracje złożyły towarzystwa „Pan American” i „Trans World Airlines”,

— „Air France” zamierza pobierać 170 dol. od osoby na trasie Paryż — Nowy Jork (tam i z powrotem), o ile grupa mieć będzie więcej niż 50 osób i 190 dol. przy grupach 25—49 osób. Obecnie najniższa cena tego rodzaju biletu wynosi 205 dol.,

— BOAC zamierza pobierać przy przelotach (tam i z powrotem) z Londynu do Nowego Jorku tylko 140 dol. od osoby przy przejazdach grup mających co najmniej 130 osób,

— przedsiębiorstwo „Deutsche Lufthansa” poinformowało, iż w miesiącach zimowych cena biletu przy lotach grupowych (tam i z powrotem) na trasie Frankfurt nad Menem — Nowy Jork wyniesie 600 DM, podczas gdy dotychczas 817—1273 DM. „Deutsche Lufthansa” obniży także ceny biletów przy przejazdach pasażerów pojedynczych z NRF do Ameryki Północnej — w obie strony — do 1064 DM.

▲ 10 lat temu lotnictwo NRD opylilo 20 tys. hektarów preparatami chemicznymi, zaś w roku 1969 — prawie 750 tys. hektarów, z tego połowę — nawozami mineralnymi. W bieżącym roku obszar tych zabiegów zwiększył się do 1413 tys. hektarów. NRD w tej dziedzinie wysunęło się na IV miejsce w Europie — po ZSRR, CSRS i Bułgarii. Najprzystępniejszym samolotem w rolnictwie okazał się czechosłowacki Z-37 Czmelak, opylający 38 ha w ciągu godziny.

▲ Spośród 54 astronautów, przechodzących obecnie trening w amerykańskim ośrodku lotów kosmicznych w Houston, 18 jest oficerami lotnictwa, 15 oficerami marynarki, trzech przyszło z piechoty morskiej. Cywilów jest 15, prawie wszyscy naukowcy. Jeszcze niedawno cywilów naukowców było w ośrodku więcej. Część jednak zrezygnowała, bowiem do lotów na Księżycu NASA wyznacza prawie wyłącznie pilotów wojskowych. Wśród 27 astronautów przewidzianych do lotów na Księżyc w ciągu najbliższych 3 lat (lotów takich projektuje się w tym czasie dziewięć) jest tylko jeden cywil — geolog Harrison Schmitt.

▲ W styczniu br. w ośrodku naukowym Houston odbyła się międzynarodowa konferencja poświęcona ocenie przeprowadzonych badań gleby i kamieni księżycowych oraz wyprawdzeniu wniosków i hipotez co do pochodzenia Księżyca i jego budowy. W konferencji wzięło udział 142 uczonych. Po wyłączeniu z dyskusji teorii o oderwaniu się Ziemi od Księżyca, bowiem na obu ciałach są różne minerały, zaś pierwsiastki — w różnicach proporcjach — polemizowali ze sobą zwolennicy hipotezy akrecji pyłu kosmicznego (z którego miałyby powstać równocześnie Ziemia i Księżyc) i wyznawcy teorii o przechwyceniu Księżyca (jako dawnej planety Słońca) przez siły grawitacyjne Ziemi.

Zagadnienia budowy Księżyca i czynników geobotwórczych stanowiły przedmiot najbardziej ostrych sporów uczonych. Niemalym przyczynkiem do tego było stwierdzenie, że trzęsienie Księżyca po upadku kabiny statku wyprawowego trwało aż 55 minut.

▲ W planach konstruktorów radzieckich, amerykańskich i zachodniemieckich jest budowa nowoczesnych sterowców zdolnych do konkurowania — oczywiście w pewnych dziedzinach — ze współczesnymi samolotami. Jedną z wersji przewiduje budowę aparatu o długości 300 m, napędzanego silnikiem atomowym o prędkości do 170 km/godz., ładowności 500 ton z pomieszczeniem dla 40 pasażerów. Statek taki mógłby pozostawać w powietrzu przez wiele lat, byłby minimalnie hałaśliwy i niewrażliwy na pożar. Sterowiec dla komunikacji z Ziemią dysponowałby samolotami.

Inny projekt przewiduje budowę sterowca obciążonego na 500 pasażerów, który będzie miał prędkość do 350 km/godz.

▲ W Wielkiej Brytanii opracowano specjalny model kamery filmowej dla skoczków spadochronowych. Kamera umocowana jest do hełmu, a jej ciężar z przeciwną strony jest równoważony balastem. Pole zdjęć skoczek widzi w wizjerze umieszczonym przed oczami.

The principal ecological problems of the space flights

In this article the problems of the supplying the astronauts with oxygen, water and food during the space flights are discussed. The methods of the oxygen and water recovery during long space travels are presented, the kinds of astronauts food are described and the attempts for providing the food autonomy of the system spacecraft-astronauts are mentioned.

The trends in the development of the small turbopropeller engines

The small turbopropeller engines, especially the 550÷850 shp engines, are applied actually to power many executive, multipurpose and commuter aircraft and various types of military aircraft. These engines are designed both as oneshaft and as twoshaft powerplants — according to author meaning the most advantageous are the engines with free power turbine and reversed components order i.e. PT6 engines. The small turbopropeller engines have mostly mixed type compressor with two or three axial stages and reverse flow combustion chamber. The next features of the modern turbopropeller engines are: high rotational speeds, low specific weight — below 0,20 kg/shp — and low specific fuel consumption — below 0,30 kg/shp/h. In the future it is expected the further development of the turboprops that in seventieth shall power the majority of the STOL commuter aircraft and in eightieth shall be applied also as the powerplants for VTOL aircraft.

The containers in the air transport

The application of the containers in the transport extends more and more embracing all transport branches, the air transport also. In Poland the „containerisation” process is in the initial phase of development. In this paper the economical profits resulting from the container system in the transport, especially in the air transport, are explained and some problems of development of this system in the air transport are discussed.

New method of determining the aircraft board systems airworthiness

In this article the new method, proposed by the Air Registration Board, of determining the airworthiness of the aircraft board systems is presented, the new terms regarding the occurrences probability are explained and the examples of the requirements established according to the new method are given.

Some problems of the strength tests of the laminates

Because some properties of the reinforced plastics, especially because their anizotropy, it is difficult to fix the sample in the testing machine without influencing the strength of the material tested. Therefore it is advantageous to test the laminates by the method of bending a sample that consists of two strips of the material tested. In the article the theoretical principles of this method in regard to static and dynamic tests are presented and its application possibilities are discussed.

The influence of the operation conditions and exploitation intensity on the life time of the agricultural aircraft „Gawron”

In this article the results of the analysis of the operation time during a year of the agricultural aircraft PZL-101A „Gawron” exploited by the Agricultural Aviation Service Unit LZUG at Olsztyn are presented. These results indicate the low aircraft exploitation intensity that causes the necessity of additional repairs before the main overhauls and increases the hour exploitation costs. The „Gawron” aircraft should be improved, in particular the cockpit and agricultural installations, before the modern agricultural aircraft is produced.

Co piszą inni...

Własność i udostępnianie pracowniczych projektów wynalazczych a zasada rozrachunku gospodarczego

Nawiązując do uchwał V Zjazdu PZPR i II Plenum KC Józef Zamorski dostrzega konieczność weryfikacji niektórych przepisów prawa wynalazczego. Krytyce poddaje postanowienia art. 92 prawa wynalazczego o nieodpłatnym udostępnianiu pracowniczych projektów wynalazczych wszystkim jednostkom gospodarki uspołecznionej jednakowo jako sprzeczne z zasadą rozrachunku gospodarczego. Wyraża też swój pogląd na zagadnienie własności pracowniczych projektów wynalazczych oraz polemizując z A. Kopfem, który twierdzi, że „pojęcie jednostki gospodarki uspołecznionej” zostało w art. 23 ust. 1 pr. wyn. ograniczone do państwowych jednostek organizacyjnych stara się wykazać nie trafność tego poglądu. Formuluje swoje propozycje określonych zmian w poszczególnych przepisach prawa wynalazczego. „Wynalazczość i Racjonalizacja” 1970, nr 1.

Rejestr stanu techniki a informacja patentowa

Dokumentacja patentowa jest podstawowym źródłem informacji o stanie rozwoju techniki, ochronie patentowej poszczególnych wyrobów. Jest to także najszybsze jawne źródło informacji o nowej technice. O tym, kto ma dostarczyć, jak zorganizować informację patentową, niezbędną przed rozpoczęciem poważnych prac naukowo-badawczych, konstrukcyjnych lub projektowych, przy podejmowaniu nowej produkcji albo eksportu pisze Marcin Surewicz. „Wynalazczość i Racjonalizacja” 1970, nr 1.

Cele komputeryzacji

Hierarchiczną klasyfikację obecnych i przyszłościowych celów komputerowych systemów informowania kierownictwa, związaną ze szczeblami zarządzania, począwszy od przedsiębiorstwa aż do wymiany międzynarodowej proponuje Andrzej Targowski. Z założonych celów powinny wynikać przesłanki do projektowania odpowiednich form systemów informacyjnych, doboru wyposażenia i jego konfiguracji, budowy banków danych i sposobów dostępu do nich, sieci transmisji oraz innych elementów systemu. „Maszyny Matematyczne” 1970, nr 1.

Od elementarnego systemu komunikacyjnego do systemu informowania kierownictwa

W artykule Zbigniew Gackowski przedstawia wiele modeli elementarnych systemów oraz podsystemów informacyjnych. Stwierdza, że za pomocą układów elementarnych można opisać systemy informowania kierownictwa w przedsiębiorstwach i instytucjach gospodarczych. Podaje przykłady uproszczonego modelu hierarchicznego systemu informowania kierownictwa, z centralnym układem rejestracji i przetwarzania danych. „Maszyny Matematyczne” 1970, nr 1.

O istocie informacji ekonomicznej w przedsiębiorstwie

Wiele różnych poglądów na istotę informacji ekonomicznej przytacza Eufemiusz Terebucha. Omawia różnice i podobieństwa między informacją pojmowaną z punktu widzenia cybernetyki a informacją ekonomiczną występującą w przedsiębiorstwach, analizuje najważniejsze cechy informacji ekonomicznej w przedsiębiorstwach i proponuje jej definicję. Sprecyzowanie tego pojęcia jest potrzebne wobec szybkiego rozwoju nauki o systemach informacyjnych do celów zarządzania (systemach informowania kierownictwa). „Maszyny Matematyczne” 1970, nr 1.

Adaptacyjne układy kontrolne

Ogólne informacje na temat adaptacyjnych układów kontrolnych stosowanych w obrabiarkach do metali oraz opisy rozwiązań zagranicznych i krajowych, które dotąd jeszcze nie zostały szerzej upowszechnione podaje Wit Werys. Na zakończenie artykułu przedstawia kilka uwag dotyczących zagadnień teoretycznych związanych z kontrolą adaptacyjną. „Przegląd Mechaniczny” 1970, nr 2.

Aparatura pomiarowa w latach 1970 — 1980

W artykule Denis Taylor (profesor elektroniki na Uniwersytecie Strathclyde w Szkocji) podaje przegląd tendencji rozwojowych w zakresie aparatury pomiarowej w latach 1970—1980. Omawia aparaturę laboratoryjną, przemysłową i specjalną ze szczególnym uwzględnieniem zminiaturyzowanych zautomatyzowanych aparatów opartych o mikromoduły elektroniczne i pneumatyczne. „Pomiary Automatyka Kontrola” 1970, nr 1.



magają jednak podkreślenia. I tak w 1945 r. otwarto linię Praga — Kair — Bombaj, a samolot Il-14, który zainaugurował ten szlak już w 1960 r., zastąpio-

Tablica. Przewozy lotnicze CSA w latach 1960—1968 (międzynarodowe)

Lata	Liczba przewiezionych pasażerów [tys.]	Ladunek towarowy [tony]	Liczba wykonanych pasażerokm [tys.]	Wykorzystanie miejsc na pokładzie [%]
1960	80 963	—	140 010	53
1961	96 711	—	187 513	51
1962	117 716	—	283 160	48
1963	123 183	—	302 779	47
1964	155 083	—	345 161	52
1965	201 051	—	366 093	53
1966	254 429	3 411	428 571	57
1967	263 307	3 202	424 335	56
1968	287 301	3 456	463 640	55
Przewozy krajowe				
1960	591 853	—	249 655	82
1961	597 465	—	256 837	80
1962	641 439	—	300 798	74
1963	718 374	—	319 130	76
1964	783 249	—	318 578	83
1965	922 279	—	373 205	84
1966	942 852	2 514	395 446	82
1967	972 986	1 881	395 476	83
1968	917 537	1 674	396 341	79

ny został przez samolot Il-18. Kolejnym połączeniem 1960 r. była linia: Praga — Zurych — Rabat — Dakar — Konakry przedłużona później do Bamako w Mali.

Rok 1963 stanowił okres podsumowania czterdziesto-letniego dorobku. ČSA miały wtedy stałe połączenia z 31 państwami globu ziemskiego.

Kolejne lata przyniosły dalszą modernizację sprzętu, a w ślad za tym nowe połączenia. Samolot Tu-124, linia do Kabulu, Singapuru, Algieru i Freetown.

Aktualnie przedsiębiorstwo dysponuje dwoma samolotami Il-62, a w najbliższym czasie otrzyma jeszcze jeden. Pozwala to na wejście ČSA do liczby przedsiębiorstw transkontynentalnych. Na pierwszym planie znajduje się połączenie północno-atlantyckie. Dotychczasowe bowiem połączenie do Hawany realizowane było na samolocie Bristol Britania wynajętym od przedsiębiorstwa CUBANA.

Historia rozwoju ČSA jest bardzo bogata, a rozbudowana sieć połączeń międzynarodowych i krajowych stawia przedsiębiorstwo w określonej pozycji światowej. W ślad za tym wzrosła ranga lotniska w Pradze, które przejęło funkcję lotniska centralnego w Europie środkowej. Praga stanowi ważne centrum tranzytowe, a jej rola w świetle współczesnego rozwoju transportu lotniczego systematycznie wzrasta.

Stan sprzętu lotniczego:

2 samoloty Il-62 (trzeci zamówiony)

21 samolotów Il-14

7 " Il-18

5 " Tu-104A

3 samoloty Tu-124

34 " L 200 Morava.

KRONIKA

▼ W Pradze odbyło się spotkanie rządowych delegacji PRL i CSRS w celu zawarcia umowy w sprawie komunikacji lotniczej. Umowę podpisali ze strony polskiej dyrektor Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego mgr M. Kowieski, zaś ze strony czeskosłowackiej dyrektor Zarządu Lotnictwa Cywilnego w Federalnym Komitecie do Spraw Transportu inż. M. Murin.

▼ Projekt planu 5-letniego PLL „Lot” postuluje:

- szybsze tempo wzrostu opłacalnych dewizowo przewozów zagranicznych przy użyciu nowoczesnego taboru i zapoczątkowanie przyszościowych przewozów dalekodystansowych;
- ponad dwukrotny wzrost przewozów oraz dalszą poprawę rentowności przewozów krajowych i zagranicznych poprzez efektywniejsze wykorzystanie taboru lotniczego, poprawę wskaźnika wykorzystania ciężaru handlowego oraz wzrost wydajności pracy.

Realizacji takich właśnie planów życzyliśmy „Lotowi” od 15 lat, w imię gospodarki narodowej, tradycji i prestiżu polskiego lotnictwa komunikacyjnego.

▼ W połowie grudnia ub. roku dyrekcja PLL „Lot” witała na lotnisku Okęcie 6-milionowego (po wojnie) pasażera. Był nim agent handlowy R. Capelli, przybyły z Mediolanu samolotem Il 18. Pierwszy milion pasażerów przewiozły po wojnie samoloty „Lot” w ciągu 14 miesięcy.

▼ W ostatnim dniu ub. r. po rejsie z Mediolanu do Warszawy kapitan F. Fortus dołączył do grupy jedenastu 5-krotnych milionerów powietrznych „Lotu”. Również w grudniu 5 mln kilometrów przeleciał kapitan W. Pełka. Obaj piloci rozpoczęli pracę w PLL „Lot” w 1945 r. Wśród załóg latających „Lotu” 4 mln km przeleciało 41 osób, a 3 mln km — 40 osób.

▼ W Warszawie odbyła się doroczna narada zagranicznych reprezentantów PLL „Lot”. Omówiono dotychczasową pracę poszczególnych placówek, problemy związane z pasażerskimi i towarowymi przewozami, konieczność rozszerzenia i udoskonalenia reklamy na rynkach turystycznych.

▼ 10 grudnia ub. roku pilot Adam Zientek oblatł pierwszy egzemplarz szybowca „Cobra” 15, przeznaczony dla naszej ekipy na mistrzostwa świata w USA.

▼ Pod kierunkiem prof. K. Głębieckiego odbyło się w Katedrze Osprzętu

i Automatyki Lotniczej Politechniki Warszawskiej seminarium pilota Mozdyniewiczza pt.: Wprowadzenie do zagadnień szybocowej taktyki przelotowej. W dyskusji wzięli udział specjaliści w zakresie osprzętu oraz szybownicy.

▼ Sekcja spadochronowa Aeroklubu Warszawskiego przyjmuje zapisy młodzieży, która pragnie uprawiać tę dyscyplinę sportu. Kandydaci muszą mieć 16—18 lat i uczęszczać do IX klasy liceum ogólnokształcącego, II kl. technikum lub II kl. ZSZ. Niezbędny jest dobry stan zdrowia, dobre wyniki w nauce i pisemne zezwolenie rodziców na wstąpienie do sekcji spadochronowej. Podania przyjmuje sekretariat AW, Wał Miedzeszyński 4.

▼ 25 listopada 1969 r. zmarł Wacław Ulass, członek Klubu Seniorów Lotnictwa, pionier szybownictwa polskiego, zastrzelony działacz lotnictwa sportowego.

▼ 24 grudnia ub. roku ubył z szeregow seniorów lotnictwa dr Jarosław Naleszkiewicz, wybitny specjalista w dziedzinie mechaniki stosowanej, członek przedwojennego Związku Polskich Inżynierów Lotniczych. Zmarły był profesorem zwyczajnym Politechniki Gdańskiej, Warszawskiej i Wojskowej Akademii Technicznej, ponadto działał jako pracownik naukowy Instytutu Podstawowych Problemów Techniki PAN oraz członek Komitetu Mechaniki i Fizyki Ośrodków Ciągłych PAN.

lotnicze przedsiębiorstwa świata

ČSA - CZECHOSŁOWACKIE LINIE LOTNICZE

Historia Czechosłowackich Linii Lotniczych datuje się od 1923 r. Pierwsza linia Praga (Kbely) — Bratysława (Vajnory) o długości 310 km obsługiwana była przez samolot Aero A-14 (Brandenburg) rozwijający prędkość 108 km/h. Lot inauguracyjny odbył się z jednym pasażerem na pokładzie i przesyłkami pocztowymi.

Pierwsze próby uwieńczone powodzeniem mobilizują do intensywnego rozwoju transportu lotniczego. W 1929 r. ČSA przystępuje do IATA, rozbudowuje system lotnisk i wprowadza do eksploatacji nowe samoloty własnej konstrukcji typu Aero-23. Samoloty te zabierały na pokład 6 pasażerów. Rozwinięto sieć połączeń międzynarodowych, która obejmuje Francję, Austrię, Niemcy, Holandię, Polskę, Szwajcarię, Węgry i Rumunię.

Stale unowocześnianie sprzętu powoduje zwiększanie potencjału przewozowego. Od 1930 r. zakłady Avia produkują samoloty Fokker-VII (ośmioosobowe) na licencji holenderskiej. Fabryka ta w 1934 r. rozpoczęła produkcję samolotu F-IX, który zabierał już 18 pasażerów i rozwijał prędkość 245 km/h, a więc nie ustępował DC-2.

Do wybuchu drugiej wojny światowej przewozy ČSA systematycznie wzrastały. W 1939 r. utworzono połączone przedsiębiorstwo „Transeurope Air Express”, w skład którego wchodziły: Belgijska Sabena, rumuńska LARES oraz ČSA. Przedsiębiorstwo to utrzymywało połączenie na trasie Londyn — Bukareszt przez Brukselę i Pragę.

Okres drugiej wojny światowej oznaczał podobnie jak w Polsce ciemną plamę na mapach połączeń lotniczych. Część sprzętu została zniszczona, pozostała przejęta przez Lufthansę. Los personelu lotniczego również podobny do polskiego.

Rok 1945 przynosi początek nowej epoki ČSA. 4 sierpnia 1945 r. na lotnisku Ruzyna wylądował pierwszy samolot „Aeroflotu” i zapoczątkował stałe połączenie na trasie Praga — Moskwa. Przewozy oparte były o sprzęt wojskowy. Przemysł lotniczy przystosowuje do eksploatacji wojskowe samoloty JU-52 oraz DC-3. Szybko uruchamia się połączenia międzynarodowe stopniowo obejmujące całą Europę, a już w 1948 r. uruchomiono pierwsze połączenie pozaeuropejskie do Lyddy.

Czechosłowackie Linie Lotnicze wykazały wyjątkową prężność wśród przedsiębiorstw lotniczych krajów demokracji ludowej. Korzystna sytuacja sprzętowa pozwoliła na dużą elastyczność zarówno połączeń krajowych, jak i międzynarodowych. Doskonała taksówka powietrzna Aero-45 (3 pasażerów i pilot) produkcji krajowej pozwoliła na rozwinięcie połączeń z 70 miastami na terenie całej Republiki. W większości były to loty nieregularne — na zamówienie.

Podobnie przedstawia się sytuacja z lotami regularnymi obsługiwanymi przez samoloty typu Il-14 własnej produkcji. Otóż w 1956 r. uruchomiono produkcję samolotów Il-14 (w oparciu o licencję ZSRR) stanowiących podstawowy sprzęt zarówno dla połączeń krajowych, jak i zagranicznych.

W 1954 r. ČSA jako jedno z nielicznych przedsiębiorstw lotniczych świata wprowadziło do eksploatacji samolot odrzutowy TU-104A. Natomiast dla potrzeb wewnętrznych przemysł lotniczy dostarczył doskonałą taksówkę powietrzną typu L-200 Morava.

W tak krótkim zarysie historycznym trudno przedstawić szczegóły rozwoju ČSA. Istotne momenty wy-

