

**technika
lotnicza
i astronautyczna**

5
1970

1. Redaktor Z. Szeliga w nrze 5 „Polityki” z dn. 31 stycznia br. opublikował wyjątki z pisma Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP skierowanego do Redakcji tego tygodnika w związku z artykułem pt. „Zawiła gra”. O sprawie tej informowaliśmy czytelników w zeszytach grudniowym naszego miesięcznika. Pismo Sekcji poprzedza artykuł wstępny pióra red. Szeligi zatytułowany: „Gawrony”, „Wilgi” i ambicja.

Wydrukowane wyjątki nie zawierają pewnych szczegółów ważnych dla stanowiska Sekcji, poza tym już sam tytuł artykułu daje niedwuznaczną zapowiedź tendencji autora.

Nie można zarzucić redaktorowi Szelidze, że artykułem swym wyłamał się z dotychczasowej linii nierzetelnych informacji o potrzebie i efektywności przemysłu lotniczego w Polsce.

Bo przecież... zamiast żmudnych, benedyktyńskich wylczeń minimalnego efektu dewizowego tej branży przemysłu — wystarczyło przypomnieć sobie jedną małą notatkę, którą w ub. roku podała cała codzienna prasa polska oraz dzienniki TV, Mianowicie, że Zakłady Mieleckie opuścił trzytysięczny samolot An-2 wykonany na zamówienie Związku Radzieckiego.

Bo przecież... można było z łatwością uzyskać wiadomość, ile dziesiątków tysięcy dolarów kosztuje tej klasy sprzęt lotniczy w obrocie międzynarodowym i cenę tę przemnożyć — co najmniej — przez 3000.

Bowem takimi samolotami handluje się jeszcze na świecie i mają one swoją wartość nie tylko w stosunkach między ZSRR a Polską. I można się o tym dość łatwo dowiedzieć.

Prawda to, że sylwetka samolotu przypomina Breguet XIX, lecz układ taki dla trudnych warunków eksploatacji — np. w tundrze — zapewnia małą prędkość lądowania, zaś wyposażenie samolotu jest dość nowoczesne. A najważniejsze przecież, że są zamówienia eksportowe, zaś opanowana produkcja przy zmotoryzowanych oprzyrządowaniach przynosi dewizy — i to niemałe.

A ambicja?! Ta ironicznie wymieniona polcha w tytule artykułu nieraz już w polskiej rzeczywistości prowadziła do cudów gospodarczych lub tytanicznych osiągnięć. A powinna ona być — i jest — szczególnie ważna w gospodarce socjalistycznej. I redaktor Szeliga o tym wie dobrze.

A nam szarym ludziom — wspominającym czasem takie przestarzałe imponderabilia, jak: tradycja, ambicja czy prestiż — wydawało się, że wystarczy aby kierownictwo branży opracowało program działania w oparciu o znane możliwości materialne i osobowe, rozsądek i wylczenie osłagalnych efektów. Lecz program taki musi być pozbawiony chwiejności i niechęci do lotnictwa.

Bo w naszym przekonaniu władze kompetentne w oparciu o istniejącą bazę produkcyjną — wykazując niezbędną życzliwość dla spraw lotniczych w Polsce — mogłyby je doprowadzić do takiego stopnia rozwoju i ekspansji — jak to ma miejsce — o międze od nas — w Czechosłowacji.

Dla nas pracowników lotnictwa — członków i nieczłonków sekcji lotniczych SIMP i SITK — dla wielkiej rzeszy ludzi dobrej woli — wspomniane impondende

rablia gospodarki socjalistycznej nie są sprawą polityki, lecz kwestią rzetelnego myślenia i zdrowego, ekonomicznego rozsądku.

2. 6 lutego br. Zarząd Główny Sekcji Lotniczej odbył swe posiedzenie w Mielcu wspólnie z Zarządem Koła SIMP i Sekcji Lotniczej przy WSK. W zebraniu wzięło udział dwudziestu aktywistów Sekcji. Wśród poruszonych tematów znalazło się zagadnienie artykułu zamieszczonego w „Polityce”. Pomimo że artykuł jest napisany tendencyjnie, zarząd Sekcji Lotniczej SIMP nie podejmie polemiki czy akcji prasowej. Dyskutanci wyrazili poglądy, że jest pożądane i celowe, aby zarządy kół zakładowych i oddziałów Sekcji Lotniczej, dyrekcje zakładów czy instytucji lotniczych, wreszcie poszczególne osoby kierowały pod adresem „Polityki” sprostowania, wyjaśnienia czy artykuły, domagając się zamieszczenia rzetelnych informacji o znaczeniu, roli, efektywności i możliwościach przemysłu lotniczego w Polsce.

Równocześnie Zarząd Sekcji zwraca się z prośbą, o przesłanie kopii ww. wystąpienia do Warszawy pod adresem Zarządu. 3. Prezes NOT mgr inż. B. Rumiński — w porozumieniu z Zarządem Głównym SIMP — zgłosił kandydaturę kol. Kostli do udziału w Zespole Kierunkowym Mechaniki Sekcji Technicznej Rady Głównej Szkolnictwa Wyższego

Tego rodzaju zespoły kierunkowe zostały powołane dla realizacji zadań wynikających z uchwały IV Plenum KC PZPR dla Szkolnictwa Wyższego. Przewodniczącym ww. Zespołu jest prof. J. Doerfler z Politechniki Gdańskiej. Liczymy na to, że nasz przewodniczący — w ramach swej nowej działalności — będzie miał sposobność wygrać pewne atuty lotnicze.

4. Sekcja Lotnicza Koła SIMP przy WSK Mielec wykazuje ożywioną działalność. Sekcja organizuje odczyty (które cieszą się dużą frekwencją), wyjazdy do zakładów lotniczych dla wymiany doświadczeń, obsługując fachowe wycieczki przybywające do Mielca (w ub. roku było ich osiem).

Sekcja Lotnicza mieleckiego Koła SIMP liczy 62 członków, przewodniczącym Zarządu jest kol. Jan Nowacki. Sekcja nawiązała ścisłą łączność z Kołem Miłośników Lotnictwa z Wydziału M.E.L. Politechniki Warszawskiej i współpracuje przy budowie samolotu amatorskiego. W wyniku tych kontaktów dyrekcja WSK ma ułatwiony nabór absolwentów lotniczych.

W związku z apelem Zarządu Głównego Sekcji Lotniczej — Lotnicza Sekcja mielecka zwerbowała 35 prywatnych prenumeratorów naszego organu oraz spowodowała zamówienie 40 zeszytów dla poszczególnych wydziałów WSK.

W ramach prac społecznych Sekcja Lotnicza roztacza opiekę nad modelarzem lotniczym.

5. 6 lutego br. — po zakończeniu obrad w WSK Mielec — przedstawiciele Zarządu Głównego Sekcji Lotniczej wraz z gospodarzami przeprowadzili interesującą rozmowę z Głównym Inżynierem przedsiębiorstwa. Koło SIMP współpracuje z dyrekcją WSK na podstawie porozumienia zawartego w oparciu o uchwałę Rady Ministrów nr 29/66.

W artykule „Lotnisko — ważny element rozwoju komunikacji lotniczej stolicy” S. Łopatek wskazuje sposoby rozwiązania problemów lotniska warszawskiego związanych z planowanym wzrostem przewozów lotniczych i uruchomieniem linii dalekiego zasięgu. Zdaniem Autora należy rozbudować lotnisko Okęcie, przy czym rozbudowa obejmąby drogi startowe łącznie z drogami kołowania, płytami startowymi i drogami szybkiego zjazdu oraz płytę przeddworcową i budynki dworca lotniczego — i użytkować go do czasu osiągnięcia granicy przepustowości dróg startowych, tj. do ok. 1980 r., po czym musi być wybudowane nowe lotnisko.

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

O „Obecnych i przyszłych kierunkach rozwoju turbinowych silników śmigłowych o małej i średniej mocy” pisze W. Kordziński. W artykule omawia zakres zastosowań i charakterystyczne cechy budowanych obecnie turbinowych silników śmigłowych o małej i średniej mocy, zwracając uwagę na fakt, że silniki jednowałowe typu silników Turbomeca „Astazou” zaczynają ustępować silnikom dwuwałowym o odwróconym układzie zabudowy. Można przypuszczać, że w latach siedemdziesiątych silniki o takim układzie będą najbardziej rozpowszechnionym napędem samolotów śmigłowych klasy 5000—10 000 kg. W końcu lat siedemdziesiątych wejdą prawdopodobnie do eksploatacji samoloty VISTOL z przedstawianym skrzydłem, które będą wymagać silników o znacznie zmniejszonym ciężarze jednostkowym i jednostkowym zużyciu paliwa. Autor opisuje silnik o odwróconym układzie UACL PT6A. który jest obecnie najbardziej rozpowszechnionym turbinowym silnikiem śmigłowym

O „Działalności technicznej przedsiębiorstwa lotniczego „Air Canada” pisze J. Wyganowski. W artykule opisana jest baza techniczna „Air Canada” ze zwróceniem uwagi na koncepcję ogólną i ciekawsze rozwiązania oraz podana krótka charakterystyka tego towarzystwa

W artykule „Niektóre zagadnienia badań wytrzymałościowych tworzyw zbrojonych” H. Oltarzewski przedstawia podstawy teoretyczne metody badań tworzyw zbrojonych za pomocą zginania tak w zakresie badań statycznych, jak i zmęczeniowych oraz omawia zakres jej zastosowania.

TRYBUNA LOTNIKÓW

zaprasza wszystkich pracowników lotnictwa do wzięcia udziału w dyskusji przedkongresowej na temat problemów polskiego lotnictwa.

Apel do inżynierów i techników lotnictwa opracowany przez Sekcję Lotniczą Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich oraz Sekcję Główną Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji opublikowaliśmy w nrze marcowym.

Wnioski i postulaty należy przesyłać na hasło:

VI KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH — TRYBUNA LOTNIKÓW

pod adresem:

Redakcja miesięcznika **TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA**,

Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

technika lotnicza
i astronautyczna

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXV

MAJ

Zeszyt 5

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

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

SPIS TREŚCI

| | Str. |
|---|----------|
| A. Marks: Niebezpieczeństwo meteorowe w czasie wyprawy na Księżyc | 1 |
| A. Marks: W sprawie terminologii kosmonautycznej — krótka replika | 2 |
| A. Bielak: Kilka uwag na temat zasilania elektrycznego sond raketowych | 3 |
| R. Wiatrek: Niektóre zagadnienia tworzenia mieszaniny palnej w silnikach raketowych na ciekłe materiały pędne | 6 |
| W. Stafiej: Wpływ balastu wodnego na obciążenia szybowca | 10 |
| T. Chyliński: Określanie współczynnika sprężystości materiałów laminatowych | 14 |
| W. Barski: Radarowy system dokładnego podejścia do lądowania i jego instalowanie na lotniskach | 16 |
| M. Żylicz: Efektywność ekonomiczna i problemy rozwoju Polskich Linii Lotniczych „Lot” | 19 |
| Czechosłowacki samolot wielozadaniowy L-410 — W. K. | 23 |
| NOWOŚCI TECHNICZNE | 24 |
| KRONIKA | 30 |
| NOTATKI ZE ŚWIATA | 30 |
| Informacje dla Autorów | 31 |
| Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP | II okł. |
| W NUMERZE NASTĘPNYM | II okł. |
| LOTNICZE PORTY ŚWIATA | |
| Nowy Jork Kennedy | III okł. |
| CO PISZĄ INNI | IV skrz. |



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. Stefan Sulikowski
Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak
Redaktorzy działowi:
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołędziński, inż. A. Hadrawa, mgr inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Lassota, inż. K. Szumtalewicz, mgr inż. W. Zarembe
Rada Programowa:
Prof. dr inż. W. Fiszdron, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. E. Kotodziński, mgr M. Kowleski, red. Jerzy R. Konieczny, 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. Wilanowski.

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 321/C — C-6
Nakład 1600 egz. Papier druk. sał. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

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

MARKS A.

Угрожающая опасность метеоритов во время полетов на Луну

При огромной скорости полета метеоритов даже микрометеориты могут пробить стенку космического корабля. Однако несмотря на распространенное мнение угрожающая опасность от метеоритов очень мала т.к. плотность насыщения космического пространства метеоритами очень мала. Вероятность встречи космического корабля с метеоритом за относительно короткий срок путешествия космического корабля на Луну очень мала. Автор статьи рассматривая опасность от метеоритов дает некоторые интересные информации к результатам испытаний связанных с плотностью насыщения космического пространства метеоритами. Такие испытания были проведены в связи с программой „Гемини“ и при помощи спутников „Пегасус“ и „Эксплорер“ 16.

629.715.064.5

BIEŁAK A.

Несколько заметок на тему питания электроэнергией ракетных зондов

В статье рассматриваются требования поставленные электрическим системом питания ракетных зондов, а именно стойкость на вибрации, ускорения, изменения температуры. Описываются виды источников энергии — аккумуляторы, заливные батареи, сухие батареи, аккумуляторы с генератором. В статье даются виды испытаний, которым должны подвергаться системы питания.

621.396.967:629.7.058.54

WIĄTREK R.

Некоторые вопросы образования горючей смеси в ракетных двигателях на жидкое топливо

В статье рассматриваются процессы происходящие в камере сгорания жидкостного ракетного двигателя. Подчеркивается значение соответствующей подготовки горючей смеси. Подробно рассматривается существенное влияние, подающей топливо головки на формирование и протекание процессов смешивания составных компонентов топлива. Рассматриваются вопросы связанные с испытаниями, подающих топливо головок с целью приспособления их к двигателю.

629.734.33

STAFIEJ W.

Влияние водяного балласта на нагрузку планера

В статье содержатся предложения унификации скорости полета планера с водяным балластом и без балласта при одновременном увеличении коэффициента безопасности конструкции. Предложено является результатом подробного анализа влияния балласта на нагрузки крыла, оперения и фюзеляжа. В статье даются нагрузки планера „Сова“ 17 — проектированного на Первенство Мира по планерному спорту в США — без водяного балласта и с балластом.

539.3:629.7.021.36:678-419

CHYLIŃSKI T.

Определение модуля упругости ламинатных материалов

В статье показано двумя численными примерами, что определение модуля упругости E для ламинатных материалов со стрелками прогиба базок нагруженных скоцентрированной силой при помощи классических формул дает большие ошибки вызванные влиянием деформацией формы. В связи с выше сказанными при определении модуля упругости ламинатных материалов следует образцы нагружать чистыми изгибающими моментами либо расчетным способом учитывать влияние режущих напряжений на линию прогиба.

621.455-63:629.7.036.54

BARSKI W.

Радиолокационная система точного подхода на посадку и некоторые вопросы связанные с инсталляцией этой системы на аэродромах

В статье даются краткие характеристики составных элементов радиолокационной системы точного подхода на посадку GCA — системы PAR и SRE и аппаратуры работающей с этой системой ILS. Представлены возможности применения системы GCA и ILS — система GCA используется либо в качестве вспомогательного устройства в системе ILS либо в качестве самостоятельной системы там где установка системы ILS невозможна либо ненужна. В конце статьи дается характеристика современной оснастки польских аэродромов в системы GCA и ILS и даются планы на будущее в этой области.

388.9:629.13(438)

ŻYLICZ M.

Экономическая эффективность и проблемы развития Польских Авиационных Линий „Лот“

Введенная в 1968 г в Польских Авиалиниях „Лот“ новая система финансирования показала общую рентабельность и рентабельность зарубежных линий. На зарубежных линиях Польские Авиалинии „Лот“ зарабатывают иностранную валюту по относительно невысокой себестоимости. Однако дальнейшее возможности развития европейских авиалиний „Лот“ ограничены и дальнейший рост польских перевозов на зарубежных линиях зависит от открытия зарубежных линий дальнего действия. В статье даются предложения касающиеся финансовых средств необходимых для дальнейшего развития Польских авиалиний „Лот“.



Dr inż. ANDRZEJ MARKS

523.3:523.5:629.785

NIEBEZPIECZEŃSTWO METEOROWE W CZASIE WYPRAWY NA KSIĘŻYC

Nawet bardzo małe meteory mogą przebić, dzięki ogromnej prędkości, ścianę statku kosmicznego. Jednak niebezpieczeństwo grożące w czasie wyprawy na Księżyc astronautom ze strony meteorów jest, wbrew rozpowszechnionym poglądom, znikomo małe dzięki małej gęstości meteorów w przestrzeni kosmicznej i w związku z tym nikłemu prawdopodobieństwu zderzenia statku kosmicznego z meteorem lub mikrometeorem. Autor artykułu omawiając zagadnienie niebezpieczeństwa meteorowego w czasie wyprawy na Księżyc podaje również kilka informacji na temat wyników badań tego zagadnienia przeprowadzonych w ramach programu „Gemini” oraz za pomocą satelitów „Pegasus” i „Explorer” 16.

Jeden z ulubionych tematów autorów powieści fantastycznych w okresie predastronautycznym stanowiło opisywanie straszliwych niebezpieczeństw i katastrof kosmicznych wywołanych przez meteory. Energiczne protesty astronomów wykazujące, iż niebezpieczeństwo meteorowe jest znikomo małe ze względu na małą gęstość przestrzenną większych meteorów, nie były brane pod uwagę. Naukowe publikacje astronomiczne są bowiem czytane tylko przez niewielki krąg zainteresowanych, a powieści fantastyczne czytają niemal wszyscy. Istniało więc powszechne przekonanie, podtrzymywane jeszcze przez prasę, że meteory stanowią wielkie niebezpieczeństwo dla wypraw w Kosmos.

Gdy więc ludzkość wkroczyła w erę kosmiczną, wielkie zdziwienie wywołało przekonanie się, że satelity, sondy i statki kosmiczne nie są bynajmniej rozbijane przez meteory. Uznano to nawet za jedno z odkryć astronautyki!

Choć niebezpieczeństwo meteorowe jest znikomo małe, nie oznacza to jednak, że w ogóle ono nie istnieje. Dlatego też podjęte zostały jego badania za pomocą sztucznych satelitów Ziemi, nieraz przeznaczonych tylko do tego celu (np. amerykańskiego satelity Ziemi „Pegasus”), tym bardziej że badanie materii międzyplanetarnej stanowi nader ciekawe zagadnienie astronomiczne. Doprowadziło to do poważnego rozszerzenia naszej wiedzy w tej dziedzinie (potwierdzającego jednak w zasadzie wyniki wcześniejszych obserwacji astronomicznych, wykonywanych z Ziemi).

Pisząc o niebezpieczeństwie meteorowym wyjaśnić należy, że prędkości meteorów zawierają się w granicach mniej więcej od 10 do 75 km/s (przeciętnie 40 km/s). Przy tak wielkiej prędkości w miejscu uderzonym przez meteor powstaje temperatura milionów stopni i ciśnienie milionów atmosfer. W tym stanie rzeczy nawet bardzo małe meteory są w stanie wyrządzać bardzo poważne szkody. Na przykład meteor o masie 10^{-3} g lecący z prędkością 40 km/s może przebić ściankę duraluminiową o grubości około 6 mm, a uderzenie meteoru

o masie 0,5 g powoduje takie skutki, jak wybuch 400 g trójnitrotoluenu, czyli jest równoważne wybuchowi pocisku kalibru 57 mm. Dodać tu należy, że średnia grubość ścian kabiny statku „Apollo” równa jest tylko kilku milimetrom (faktycznie jest ona większa, ale ściany nie są pełne, a wykonane w postaci konstrukcji przekładkowej), zaś kabiny statku LM — tylko 1 mm (!)*. Nie mniej istotne jest także bezpieczeństwo członów raketowych statku „Apollo” i statku LM (zbiorniki ze składnikami materiału pędnego). Trzeba więc założyć, że już meteor o masie rzędu 10^{-6} g może się przy niekorzystnym zbiegu okoliczności okazać groźny, gdyż meteor tej wielkości może przebić ściankę duraluminiową o grubości 1 mm.

Dla scharakteryzowania ostatnio uzyskanych wyników w tej dziedzinie należy przytoczyć kilka danych uzyskanych z przestrzeni kosmicznej.

Za pomocą sztucznego satelity Ziemi „Pegasus” 1 przekonano się, że w ciągu roku w powierzchnię 122 m² uderzyło tylko 38 meteorów o masie 10^{-5} g i większej, 41 meteorów o masie rzędu 10^{-6} g i 5430 o masie rzędu 10^{-8} g.

W czasie wykonywania programu „Gemini” stwierdzono, że na przytwierdzonych do stopnia „Agena” wypolerowanych płytkach ze stali nierdzewnej, mających ogólną powierzchnię 94 cm², powstała w ciągu 4 miesięcy duża ilość małych jamek o średnicach rzędu 0,001 mm, a tylko trzy jamki większe, o głębokościach 0,017, 0,160 i 0,280 mm, wybite przez uderzenia meteorów o średnicach rzędu 0,007, 0,050 i 0,070 mm.

W czasie lotu sztucznego satelity Ziemi „Explorer” XVI, na powierzchni którego umieszczono 20 niewielkich cylinderek ze ściankami o grubości zaledwie 0,13 mm, przekonano się, iż w czasie 7 miesięcy ani jeden z nich nie uległ przebicciu.

* Poza tym ściany kabiny statku LM pokryte są warstwą izolacji cieplnej, a kabina statku „Apollo” warstwą materiału żaroodpornego, która równocześnie stanowi pewną ochronę przed mikrometeorami (przyj. redakcji).

Biorąc pod uwagę, że największa powierzchnia przekroju statku „Apollo” — LM jest rzędu 50 m² i fakt, że wyprawa na Księżyc trwa 10 dób, można się liczyć, że w czasie co drugiej wyprawy uderzy w statek meteor o masie większej niż 10⁻⁶ g, zdolny w teorii do przebiccia ściany statku w najcieńszym miejscu. Jednak wobec tego, że na ogół ściany statku mają grubość kilka razy większą, w praktyce niebezpieczeństwo jest kilkadziesiąt razy mniejsze, tym bardziej że nawet gdyby rzeczywiście doszło do nikłej perforacji w jakimś miejscu zewnętrznej ściany statku, to przecież nie musi to pociągnąć zaraz za sobą katastrofalnych następstw, jako że nie w każdym miejscu rozmieszczone są delikatne urządzenia czy zbiorniki.

Tak więc prawdopodobieństwo perforacji ścian statku kosmicznego przez meteor jest w czasie wypraw na Księżyc stosunkowo nieznaczne.

Również prawdopodobieństwo uderzenia mikrometeoru w przebywającego na Księżycu astronautę jest znikomo małe. Niemniej jednak ze względu na większą delikatność powłok skafandra, jak i samego człowieka, przewidziano na taką ewentualność pewne zabezpieczenie w postaci warstwy wołoku, w której mają wię-

nąć mikrometeory (zarazem pełni ona funkcję izolacji termicznej).

Dla pełności obrazu wspomnieć oczywiście trzeba, że nie tylko perforacja ścian statku czy skafandra jest groźna, ale szkodliwa jest także erozja ich powierzchni przez uderzenia mikrometeorów. Dotyczy to zwłaszcza powierzchni optycznych. Rozważania teoretyczne i badania doświadczalne wykazały, że w przypadku nieprzerwanej ekspozycji na ostrzał meteorowy powierzchni optycznych teleskopu po 4 miesiącach następuje ich zmatowienie w stopniu powodującym zwiększenie rozpraszania światła w teleskopie o 10%. Okazało się przy tym, że szkodliwe są mikrometeory o masie już 10⁻¹⁴ g, a gęstość przestrzenna meteorów tej wielkości jest stosunkowo duża. Biorąc jednak pod uwagę czas trwania wyprawy na Księżyc można oczywiście efekt ten pominąć, jak też zmianę albedo całej powierzchni statku kosmicznego wywołującą pewne skutki termiczne.

Naturalnie, niebezpieczeństwo meteorowe wzrasta w czasie aktywności rojów meteorowych, nie więcej jednak niż 10 do 100 razy. Ponieważ przy tym czas maksymalnej aktywności roju nie jest długi, więc w rzeczywistości średni wzrost niebezpieczeństwa jest znacznie mniejszy.

TERMINOLOGIA LOTNICZA

Dr A. MARKS

W sprawie terminologii kosmonautycznej — krótka replika

W numerze 11/69 ukazał się artykuł dość energicznie krytykujący moje postulaty na temat terminologii kosmonautycznej zamieszczone w nr 8/9/69. Nie wdając się w dłuższą polemikę, pragnąłbym jednak zamieścić kilka uzupełniających uwag.

Autor artykułu szeroko rozwodzi się nad niesłusznoscą stosowanych przeze mnie terminów „aparát i statek kosmiczny”, a zaletami terminu „pojazd kosmiczny” i przytacza w tym celu wiele przykładów terminologii zachodniej. Zrobię to samo, ale zwrócę się na wschód. W terminologii radzieckiej powszechnie stosuje się określenie „kosmiczeskij aparat” i „kosmiczeskij korabl”.

Na marginesie — ze zdziwieniem muszę tu stwierdzić, że Autor uważa, iż słowo statek stosuje się tylko do urządzeń działających na zasadzie wyporu, w rzeczywistości bowiem w naszym języku słowo to ma znacznie szerszy sens. I dalej — pisząc o określonym położeniu (chyba orientacji) urządzenia w Kosmosie, Autor twierdzi, że można je osiągnąć tylko przy wykorzystaniu dysz sterujących lub efektu żyroskopowego. Nie jest to jednak prawdą — możliwa jest bowiem stabilizacja orientacji aerodynamiczna, grawitacyjna, magnetyczna, ciśnieniem światła. Niektóre z tych sposobów są już przy tym stosowane (!).

Dalej Autor krytykuje określenie „baza satelitarna (okołoziemska)” na rzecz „stacji orbitalnej”. Otóż chciałbym zwrócić uwagę, że ruchem orbitalnym jest też ruch

aparatu lecącego ku Księżycowi czy też w przestrzeń międzyplanetarną. Lepiej więc wyraźnie zaznaczać, o jaki ruch i bazy chodzi. (Na marginesie problem „przesiadania się” na bazach satelitarnych jest znacznie szerszy i ma bogatszy sens niż ten, jaki wynika ze słów „przesiadać się”).

Autor krytykuje termin „kosmonautyka” na rzecz „astronautyki”. Otóż znów posłużę się przykładem obcojęzycznym. W terminologii radzieckiej jest właśnie „kosmonawtika” — „kosmonawty” i nie bez powodu.

Przesadna wydaje się obawa, że gdy dojdzie do załogowych wypraw na Wenus i Marsa, to nie będziemy wiedzieli jak nazwać ich uczestników. Po pierwsze — nieprędko to nam „grozi”, po drugie — będą to tak sporadyczne wydarzenia, że nie trzeba będzie tworzyć odrębnych terminów, po trzecie — jeżeli taka potrzeba zaistnieje, to uczestników wypraw nazwiemy zgodnie z obowiązującą konwencją astronomiczną „afonautami” i „areonautami”.

Jeżeli chodzi o Księżyc, to wyprawy ku niemu stają się dość „pospolite”, potrzebna jest więc nazwa dla ich uczestników. A jeśli tak, to nie wolno łamać obowiązującej konwencji astronomicznej (zresztą po co?), a więc trzeba stosować termin „selenonauca”, chyba że ktoś zechce nazwać selenografa Jana Heweliusza-lunografem. Jeżeli jednak tak, to powinien też przestać mówić geografia, geologia itd. na rzecz terrografii, terrologii itd.

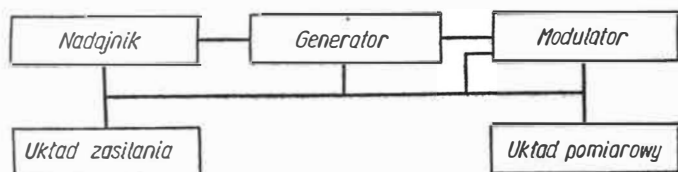
KILKA UWAG NA TEMAT ZASILANIA ELEKTRYCZNEGO SOND RAKIETOWYCH

W artykule omówiono wymagania stawiane układom zasilania meteorologicznych sond rakietowych, a mianowicie odporność na drgania, przyspieszenia i zmiany temperatury, opisano stosowane rodzaje źródeł zasilania — baterie nalewne i suche, baterie i akumulatory miniaturowe i baterie lub akumulatory z przetwornicą — oraz przedstawiono rodzaje prób, jakim poddaje się układy zasilania — próby na przyspieszenia i drgania i próby temperaturowe.

Jedną z metod pomiaru podstawowych parametrów atmosfery na dużych wysokościach jest sondowanie za pomocą sond rakietowych i balonowych. Sond balonowych używa się najczęściej do pomiaru temperatury, ciśnienia, wilgotności oraz prędkości i kierunku wiatru. Sondy rakietowe służą do pomiaru temperatury, ciśnienia, kierunku i prędkości wiatru, zawartości różnych pierwiastków oraz ich związków w atmosferze, a czasem do wyznaczania innych specyficznych wielkości. W sondażu balonowym pomiar odbywa się w czasie wznoszenia balonu w górę, a dane przekazywane są drogą telemetryczną do stacji naziemnej. Sondaż rakietowy polega albo na pomiarze wymienionych wielkości w czasie wznoszenia rakiety do góry, albo w czasie opadania zasobnika na spadochronie. Dane mogą być otrzymane np. drogą telemetryczną. Obecnie stosuje się często ostatnią z wyżej wymienionych metod sondażu górnych warstw atmosfery. Rakieta meteorologiczna wynosi na pułap zasobnik z aparaturą. Po oddzieleniu się zasobnika od stożka rakiety otwiera się spadochron i aparatura opada na nim. Dane dotyczące atmosfery przekazywane są drogą telemetryczną do stacji naziemnej w postaci sygnału wielkiej częstotliwości.

Wymagania stawiane układowi zasilania sond rakietowych

Na rysunku 1 podano schemat blokowy wyposażenia jednej z części stosowanych sond rakietowych. Skła-



1. Schemat blokowy aparatury typowej sondy

da się ono z układu pomiarowego z termistorem jako czujnikiem temperatury i z komutatorem do przełączania pomiar-cechowanie, modulatora, nadajnika z generatorem oraz układu zasilania. Na rysunku 1 podano schemat blokowy układu.

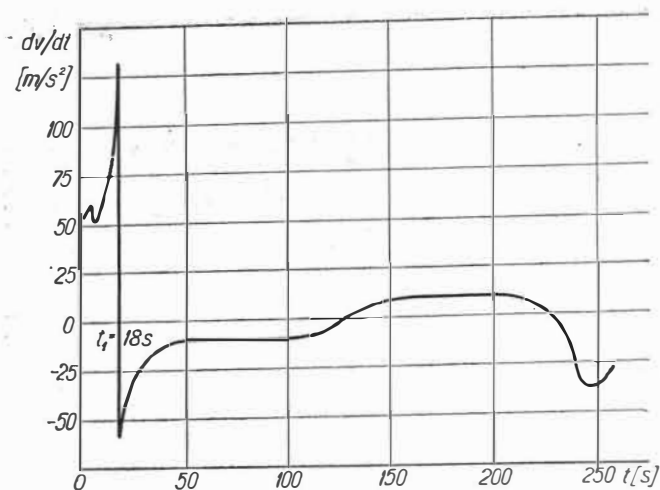
Od układu zasilania wymaga się całkowitej niezawodności działania w różnych warunkach pracy. W sondzie balonowej ze względu na brak przyspieszeń i różnego

rodzaju drgań, zespół zasilania musi być odporny tylko na działanie niskiej temperatury. W sondzie rakietowej zespół zasilania musi być odporny tak na działanie niskich temperatur, jak i na drgania i przyspieszenia. Osobne zagadnienie stanowi odporność na drgania w czasie transportu. Poniżej rozpatrzono kolejno warunki, jakie spełniać muszą zespoły zasilania przed sondażem i w czasie sondażu rakietowego.

Przyrządy elektroniczne wraz ze źródłami zasilania powinny być przechowywane w specjalnie do tego celu przeznaczonych pomieszczeniach, w których temperatura utrzymuje się w pobliżu 20 °C, zaś wilgotność nie przekracza 70% [1]. W wielu przypadkach w warunkach polowych aparatura jest magazynowana na wolnym powietrzu lub pod namiotami, co na dłuższy okres czasu jest niedopuszczalne. W lecie temperatura może przekraczać +35 °C, a w zimie -25 °C wywierając ujemny wpływ na nie zabezpieczone elementy elektroniczne. Intensywne promieniowanie słoneczne około 930 W/m² ma niszczący wpływ na materiały. Również wilgotność, która w nie opalonym pomieszczeniu może dochodzić do 90%, wpływa ujemnie szczególnie na źródła zasilania. Źródła zasilania po dłuższym magazynowaniu w takich warunkach nie nadają się do eksploatacji.

W czasie transportu występują drgania przypadkowe, uderzenia i wstrząsy, zmiany temperatury w szerokich granicach oraz wilgoć [1]. Szczególnie ciężki jest transport samochodowy, który jest najczęściej stosowany. W transporcie samochodowym występują duże wartości przyspieszeń (rzędu 5 g) o małych częstotliwościach, we wszystkich trzech kierunkach. Ze wszystkich możliwych środków transportu jedynie w transporcie samochodowym istnieją wstrząsy z przyspieszeniem 9 g, z czasem narastania 12 m/s i czasem trwania 20 m/s. Zmian temperatury podczas transportu można nie brać pod uwagę ze względu na to, że większe zmiany temperatury występują podczas lotu rakiety. Należy natomiast chronić urządzenia rakiety przed wilgocią (wilgotność, szczególnie w jesieni, może dochodzić do 95% [1]).

W czasie wynoszenia sondy na pułap przez rakiety jest ona poddawana działaniu różnego rodzaju drgań oraz przyspieszeń [1]. Na rysunku 2 przedstawiono wykres przyspieszenia w czasie lotu polskiej rakiety meteorologicznej. W czasie lotu rakiety temperatura wewnątrz stożka może dochodzić do +60 °C (pokrycie stożka rakiety rozgrzewa się do temperatury +160 °C). Podczas

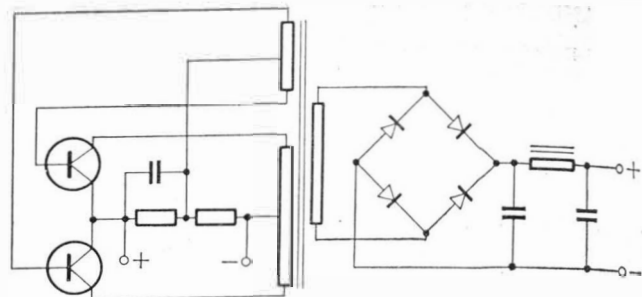


2. Wykres przyspieszeń występujących w czasie lotu polskiej rakiety meteorologicznej

pomiaru temperatura waha się od -75°C do $+30^{\circ}\text{C}$ i wyżej. Wysokie temperatury wynikają z ogrzewania się elementów elektronicznych podczas pracy. Powyższe dane są b. ważne, bo źródła zasilania są w czasie pomiaru maksymalnie obciążone i każda zmiana natężenia prądu jest niewskazana ze względu na dokładność pomiaru.

Wybór układu zasilania

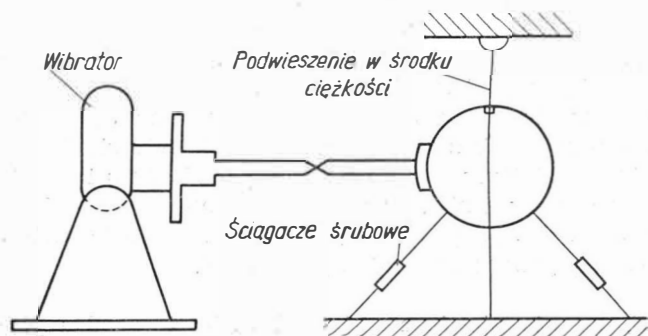
Przed przystąpieniem do rozważań nad różnymi wariantami rozwiązań zasilania aparatury w sondach raketowych należy podkreślić, że inaczej rozwiązuje się to zagadnienie w przypadku użycia tranzystorów, a inaczej w przypadku użycia lamp. W sondach raketowych nadajniki mogą pracować na częstotliwościach kilkuset MHz (np. 400) albo w zakresie 1500 do 2000 MHz. Duże częstotliwości pozwalają na bardzo dokładne określenie współrzędnych miejsca, w którym znajduje się aktualnie sonda. Na przykład dla sondy radzieckiej RKZ-1, pracującej na częstotliwości 1700 MHz, błąd wyznaczenia odległości wynosi 10 m. Nadajnik pracujący na takiej częstotliwości ma lampę nadawczą, gdyż odpowiednie tranzystory są trudno dostępne. Obecnie tranzystory pracujące na częstotliwościach do 2000 MHz są produkowane w małych ilościach przez firmy amerykańskie, japońskie i zachodniemieckie. Z tego też względu nowoczesne układy elektryczne sond raketowych mają lampę nadawczą, pozostałe elementy, jak generator pomiarowy czy modulator, mogą być zbudowane na tranzystorach. Tranzystory w nadajniku stosuje się do częstotliwości 600 MHz. Zastosowanie nawet tylko jednej lampy powoduje konieczność zapewnienia jej dodatkowego napięcia anodowego, wynoszącego sto kilkadziesiąt V, oraz dużego prądu żarzenia rzędu dziesiątych części A. Napięcia potrzebne do zasilania tranzystorów są znacznie niższe (od kilku do kilkunastu V), zaś prądy od kilkudziesięciu do kilkuset mA. Do zasilania sondy zbudowanej na tranzystorach wystarczy zespół akumulatorów lub baterijka kilkuwoltowa, natomiast do zasilania sondy posiadającej lampę nadawczą potrzebny jest układ zasilania mający kilka napięć wyjściowych od kilku do stu kilkadziesiąt V, z których można czerpać całkowity prąd rzędu 1,5 do 2 A. Do zasilania sond można stosować:



3. Schemat przetwornicy

- baterie anodowo-żarzeniowe suche i nalewne
- baterie miniaturowe
- akumulatorki miniaturowe (np. pastylkowe)
- baterie nalewne kilkuwoltowe
- zespoły: baterie lub akumulatorki z przetwornicą.

Do sond balonowych stosuje się baterie nalewne anodowo-żarzeniowe. Mają one tę zaletę, że można z nich pobierać duży prąd. Wadą ich jest duży ciężar i duże wymiary (objętość ich waha się od 150 do 200 cm^3 , zaś ciężar od 0,5 do 1,0 kG). Ze względu na ograniczone wymiary stożka rakiety do zasilania sond raketowych coraz częściej używane są baterie kilkuwoltowe z przetwornicą. Zasada działania przetwornicy jest następująca: ze źródła o stałym napięciu czerpie się prąd, który przetwarzany jest na prąd zmienny i podawany na transformator. Uzyskany prąd zmienny o napięciu wyższym od wejściowego przemienia się na prąd stały za



4. Schemat urządzenia do badań na drgania

pomocą prostowników i filtrów. Na wyjściu otrzymuje się żądane napięcie. Na rysunku 4 pokazany jest schemat nowoczesnej przetwornicy tranzystorowej [2]. Jest to układ generatora przeciwsobnego ze sprzężeniem transformatorowym. Tranzystory pracują w układzie o wspólnym emiterze. W układzie tym tranzystory spełniają rolę przełączników przewodzących i nieprzewodzących na zmianę. Zmieniają w ten sposób napięcie stałe na zmienne. Układ o wspólnym emiterze pozwala uzyskać dużą sprawność przy niskim napięciu źródła zasilania. Przy wysokich napięciach źródła zasilania rzędu 30 V korzystniejsze jest włączenie tranzystorów w układ o wspólnej bazie, bowiem można wówczas podwyższyć napięcie na kolektorze tranzystora. W wielu przypadkach, gdy potrzebna jest duża moc przetwornicy, stosuje się przetwornice ze wzmocnieniem mocy.

Stosowane układy zasilania

Do zasilania lampowych radiosond balonowych produkcji radzieckiej A-22, A-35, A-36 i RKZ-1 stosowane

są baterie nalewne anodowo-żarzeniowe chlorowo-miedziowo-magnezowe o wymiarach $150 \times 120 \times 75$ mm³, z wyjścia których (200 V, 6 V, 3 V) można czerpać prąd rzędu kilku amperów. Stosowane obecnie sondy rakiety są zasilane również z tych baterii [3]. Sondy amerykańskie AN/AMT-4a, SET WOX-1a, AN/GMD-1A i inne mają zasilanie z przetwornicą [4]. W przypadku stosowania tych sond do badań na balonach do wysokości 35 km stosowane są baterie nalewne 6 V BA-259/AM z przetwornicą. W przypadku zastosowania do rakiet sond Delta I i STS-I stosowane są miniaturowe baterijki z przetwornicą.

Sondaż rakiety w Polsce rozpoczęty został w 1965 r. Polega on na pomiarze prędkości i kierunku wiatru przy użyciu obłoku dipoli wyrzuconych z rakiety na wysokości 35–40 km i śledzonego stacją radiolokacyjną. Aby rozszerzyć zakres sondaży rakiety i uczynić je pełniejszymi, opracowuje się w Zakładzie Badań Rakiety i Satelitarnej PIHM w Krakowie, w kooperacji, sondę do pomiarów temperatury i wiatru w zakresie wysokości 30–60 km. Sondę wykonuje się wykorzystując radziecką aparaturę sond RKZ-1. Ponieważ nalewne baterie anodowo-żarzeniowe z sond RKZ-1 nie nadają się do rakiety m.in. z powodu niekorzystnych wymiarów ($150 \times 120 \times 80$ mm), opracowano zasilanie w następujących dwóch wariantach:

- 1) z baterią żarzeniową o wymiarach $\varnothing 130$ mm i wysokości 80 mm ciężarze 1,5 kG zbudowaną na bazie pastylkowych baterijek o napięciu 1,5 V.
- 2) z magnezową baterią nalewną 5 Mg F 120 o napięciu 7 V i przetwornicą.

Opracowuje się poza tym zespół zasilania z zastosowaniem pastylkowych akumulatorów KN-450 1,2 V, z których można czerpać prąd 45 mA [5].

Próby źródeł zasilania

Aby rozstrzygnąć czy dany układ zasilania można zastosować do sondy rakiety, należy przeprowadzić wiele prób mechanicznych, elektrycznych i temperaturowych pod normalnym ciśnieniem oraz powtórzyć próby temperaturowe pod ciśnieniem zmniejszonym.

Próby mechaniczne

Obejmują one poddawanie zespołu zasilania przyspieszeniu na wirówce i drganiom na wibratorze (o określonych amplitudach i częstotliwościach).

Próby na przyspieszenia polegają na poddawaniu źródła zasilania przyspieszeniu 30 g na wirówce przez 1 min. [1].

Próby na drgania można podzielić na próby na drgania w transporcie i próby na drgania w locie [6], [7], [8].

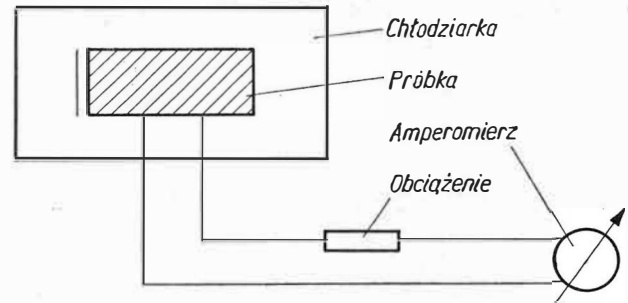
W czasie prób na drgania w transporcie stosuje się następujące:

| amplitudy [cm] | częstotliwości [Hz] | czasy [min.] |
|-------------------|------------------------------|-----------------|
| 0,08 | 700 | 30 |
| 0,08 | od 700 do 1500 co 100 | po 30 |
| 0,05 | od 1600 do 2000 co 100 Hz | po 30 |
| 0,03 | od 2100 do 2500 co 100 Hz | po 30 |
| 0,02 | od 2600 do 3000 co 100 Hz | po 30 |

W próbach na drgania w locie stosuje się amplitudę 0,25 cm przy częstotliwościach: 50–250, 250–410, 410–550, 550–650, 650–750, 750–830, 830–910, 910–990, 990–1070, 1070–1130, 1130–1190, 1190–1250, 1250–1310, 1310–1350, 1350–1450, 1450–1550, 1550–1630, 1630–1710, 1710–1790, 1790–1850, 1850–1910, 1910–1970, 1970–1990, 1990–2000 Hz po 15 s.

Próby elektryczne połączone z próbami temperaturowymi [9]

Polegają one na: ogrzaniu źródła zasilania do temperatury $+40^\circ\text{C}$ i zbadaniu w tej temperaturze prądu



5. Schemat urządzenia do badań w niskich temperaturach

z każdego wyjścia baterii pod nominalnym obciążeniem. Następnie oziębia się źródło zasilania do temperatury -70°C i przeprowadza się pomiar prądów co 10°C . Na innych egzemplarzach źródeł zasilania należy w temperaturach $+40^\circ\text{C}$ i -70°C zbadać maksymalny czas pracy baterii pod obciążeniem, przy czym źródła zasilania można uważać za wyczerpane, gdy prąd pobierany z jakiegokolwiek wyjścia zmniejszy się o 10% początkowej wartości.

Próby powinno się przeprowadzać mając do dyspozycji kilka źródeł zasilania. Przez porównanie elektrycznych parametrów źródeł zasilania po próbach z parametrami przed próbami można stwierdzić przydatność danego typu źródła do eksploatacji. W przypadku prób zasilania z przetwornicą należy szczególnie skrupulatnie przeprowadzić badania w niskich temperaturach.

Literatura

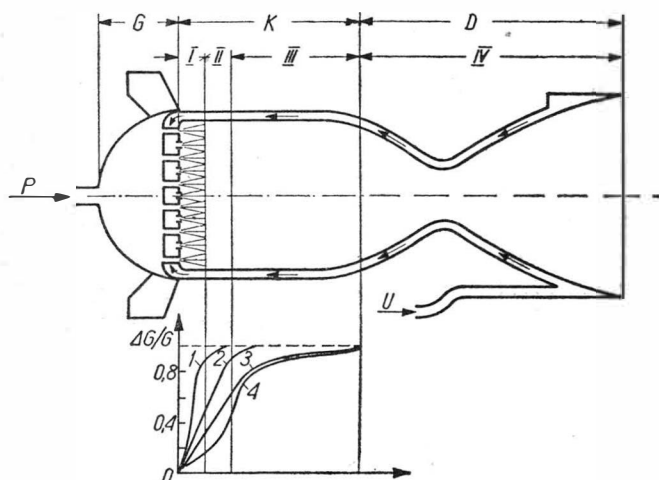
1. Besserer, Carl. W.: *Structures and design practice*, III part *Aerodynamics propulsion structures and design*, Princeton New Jersey Toronto — New York — London 1956.
2. Żurawlew A., Mazel K.: *Tranzystorowe przetwornice napięcia statego*, Warszawa 1962.
3. Bielinski B. A., Pobijach W. A.: *Aerologia*, Leningrad 1962.
4. Description of radiosonde AN/AMT-4a.
5. Dokumentacja wstępna sondy „Ramzes”. ZBRIS PIHM, Kraków 3.II.68.
6. Report on phase II of the Feasibility Committee for 200 000 foot altitude instrumented HASP 15 June 1962. United States Naval Ordnance Laboratory, White Oak, Maryland.
7. Salvey J.: *Structural efficiency in aircraft design*, Journal of Institution of Engineers, vol. 25 1953 June.
8. Wasserman, Lee S.: *Some comments on the dynamics testing of aircraft in flight*, Konferencja Oddziału Mechaniki Stosowanej ASME 1952 czerwiec.
9. Taylor J.: *Structure Weight*, Journal of Royal Aeronautical Society, vol. 57, 1953 October.

NIKTÓRE ZAGADNIENIA TWORZENIA MIESZANINY PALNEJ W SILNIKACH RAKIETOWYCH NA CIEKŁE MATERIAŁY PĘDNE

W artykule rozpatrzono procesy przebiegające w komorze silnika raketowego na ciekły materiał pędny podkreślając znaczenie właściwego przygotowania mieszaniny palnej. Omówiono szczególnie istotny wpływ głowicy wtryskowej na formowanie się i przebieg procesów mieszania składników materiału pędnego. Przedstawiono zagadnienie badania głowic wtryskowych w celu ułatwienia ich dostosowania do silnika.

W artykule rozpatrzono procesy przebiegające w komorze silnika raketowego na ciekły materiał pędny podkreślając ważność roli przygotowania mieszaniny palnej. Omówiono szczególnie istotny wpływ głowicy wtryskowej na formowanie się i przebieg procesów mieszania składników materiału pędnego. Przedstawiono zagadnienie badania głowic wtryskowych w celu ułatwienia ich dostosowania do silnika.

Komora każdego silnika raketowego na ciekły materiał pędny złożona jest z trzech (zwykle nierozłącz-



1. Szkic komory silnika i jej funkcjonalny podział z wykresem szybkości przebiegu poszczególnych procesów:

I — strefa rozpylania, II — strefa parowania, III — strefa mieszania i spalania, IV — strefa rozprężania, G — głowica, K — komora spalania, D — dysza wylotowa, P — paliwo, U — utleniacz

1 — rozpylanie, 2 — parowanie, 3 — mieszanie, 4 — spalanie

nie ze sobą połączonych) podzespołów: głowicy wtryskowej, komory spalania i dyszy wylotowej (rys. 1).

Komora ta tworzy przestrzeń, w której w czasie pracy silnika zachodzi ciągła przemiana energii: energia chemiczna (zawarta w materiale pędym) przechodzi za pośrednictwem reakcji utleniania w energię cieplną produktów spalania, ta zaś w wyniku rozprężania przekształca się w energię kinetyczną strumienia produktów spalania wypływających z dyszy wylotowej.

Podstawową rolę w procesie przemiany energii odgrywają procesy cieplne, przy czym przekształcanie ciekłych składników materiału pędnego w gazowe produkty reakcji utleniania odbywa się w zasadzie w objętości komory spalania. Doskonałość powyższego procesu ocenia się za pomocą współczynnika wydzielania ciepła oraz szybkości jego przebiegu. Największą doskonałość wykazuje spalanie jednorodnej mieszaniny par ciekłych składników materiału pędnego o składzie optymalnym dla warunków przebiegu reakcji.

W związku z powyższym głowica wtryskowa wraz z komorą spalania powinny stwarzać warunki do szybkiego przejścia ciekłych składników materiału pędnego (wprowadzanych do wnętrza tej ostatniej za pośrednictwem wtryskiwaczy głowicy) w stan gazowy, w celu wytworzenia jednorodnej mieszaniny ich par, przy czym skład tej mieszaniny powinien być optymalny. Na rysunku 1 pokazano umowną lokalizację (w objętości komory) podstawowych procesów przygotowawczych: rozpylania, parowania i mieszania, wraz z wykresem szybkości ich przebiegu oraz szybkości przebiegu reakcji utleniania wytwarzanej mieszaniny palnej.

Umowność tego przedstawienia polega głównie na sztucznym oddzieleniu poszczególnych faz tworzenia mieszaniny składników, podczas gdy w rzeczywistości fazy te przekrywają się wzajemnie, a w przypadku materiału pędnego samozapłonowego wstępne reakcje utleniania rozwijają się już od chwili pierwszego zetknięcia się składników w stanie ciekłym.

Skład mieszaniny składników materiału pędnego określany jest zwykle wartością współczynnika nadmiaru utleniacza α względnie ciężarowym stosunkiem składników v . Między tymi wielkościami istnieje ścisły związek o postaci:

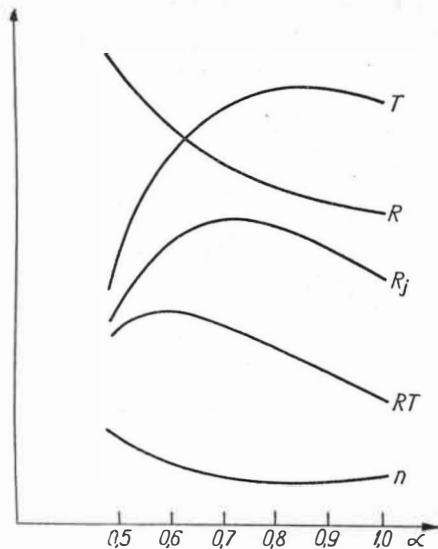
$$\alpha = \frac{v}{v_0}$$

gdzie:

$$v = \frac{G_u}{G_p} \text{ stosunek wydatków utleniacza do paliwa,}$$

v_0 — stechiometryczna wartość stosunku składników.

Na rysunku 2 pokazano charakter przebiegu podstawowych parametrów procesu w komorze w zależności od współczynnika α dla spalania nafty z ciekłym tlenem.

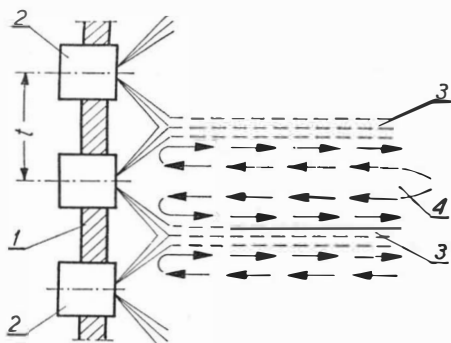


2. Zależność wartości teoretycznych podstawowych parametrów czynnika roboczego od składu mieszaniny palnej: T — temperatura całkowita, R — stała gazowa, n — wykładnik politropy rozprężania, R_j — ciąg jednostkowy

Powstawanie mieszaniny palnej

Przygotowywanie mieszaniny paliwa z utleniaczem rozpoczyna się już w fazie ciekłej w chwili, gdy strugi ciekłych składników wypływające z dysz wtryskiwaczy ulegają rozdrobnieniu na kropki (o średnich średnicach rzędu $0,1 \div 0,3$ mm) zderzające się między sobą w czasie ruchu wzdłuż komory (rys. 3). Równocześnie trwa parowanie tych kropek intensyfikujące proces mieszania.

Istotną rolę w tej fazie przygotowywania odgrywa wzrost sumarycznej powierzchni kropek wskutek ich rozdrabniania, a przede wszystkim transport ciepła ze strefy spalania za pośrednictwem prądów zwrotnych. Prądy te, wywoływane nierównomiernym rozłożeniem stref o dużych zagęszczeniach kropek i ruchem ich w kierunku strefy spalania, przenoszą w kierunku odwrotnym ciepło przyspieszające podgrzanie i odparowanie kropek (por. rys. 3). Szybszy niż w fazie ciekłej przebieg

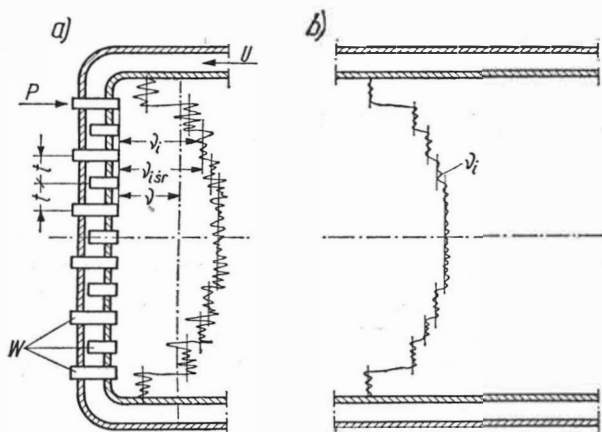


3. Schemat zderzenia strug i powstawania prądów zwrotnych: 1 — denko głowicy, 2 — wtryskiwacze, 3 — strugi kropek, 4 — prądy zwrotne, t — podziałka

tworzenia mieszaniny par składników wzmacnia silna turbulencja ośrodka w tej strefie. Dzięki opisanym czynnikom intensywność rozdrobnienia i parowania składników jest duża, a sumaryczna długość stref I

i II nie przekracza $100 \div 150$ mm, niezależnie od wielkości komory.

W celu uzyskania możliwie dużych efektów spalania należałoby dążyć do wytworzenia optymalnego składu mieszaniny składników w każdym elemencie pola przekroju poprzecznego komory. Wymaganie to jest bardzo ważne, ponieważ turbulentny ruch ośrodka wywierający wpływ na mieszanie składników (wypływających z sąsiednich wtryskiwaczy) nie jest na tyle silny, aby był w stanie spowodować ujednorodnienie składu mieszaniny w całym przekroju poprzecznym komory przy jej ograniczonych wymiarach i krótkim czasie przebywania w niej cząstek składników materiału pędnego. Najsilniejszy wpływ turbulentnego ruchu ośrodka obserwuje się na odcinku bezpośredniego kontaktu między wtryskiwaczami (w skali podziałki między nimi), natomiast wpływ wzajemny bardziej od siebie oddalonych ośrodków tworzenia mieszaniny składników jest znikomy. W rezultacie rozkład stosunku składników (określający skład mieszaniny) sformowany na począt-



4. Typowy rozkład składu mieszaniny palnej w przekroju poprzecznym komory: a) na początku komory, b) na wylocie z komory: P — paliwo, U — utleniacz, w — wtryskiwacze, t — podziałka

ku komory utrzymuje się w zasadzie również i na wylocie z niej. Ujednorodnieniu ulega jedynie skład w skali występowania najsilniejszej turbulencji, to jest w skali odległości między wtryskiwaczami, jak to pokazano na rys. 4. Z drugiej strony należy zauważyć, że uzyskanie jednorodnego, optymalnego składu mieszaniny składników w całym przekroju poprzecznym komory jest w zasadzie niemożliwe. Wynika to z nieuniknionych tolerancji wykonawczych i montażowych wtryskiwaczy (zawsze istnieje pewien rozrzut wydatków i ustawień poszczególnych wtryskiwaczy w głowicy), a poza tym temperatura robocza ścianki komory nie może być zbyt wysoka ze względów wytrzymałościowych. W rezultacie w silnikach raketowych na ciekłe materiały pędne obserwuje się typowy rozkład stosunku składników (składu mieszaniny) w przekroju poprzecznym komory, który pokazano na rys. 4. Z rysunku tego wynika również, że charakter tego rozkładu na początku komory (a) utrzymuje się z wyjaśnionych przyczyn także i na wylocie z niej (b).

Konsekwencją powyższej sytuacji jest zmniejszenie wartości ciągu jednostkowego komory, podstawowego

parametru określającego sumaryczne efekty pracy komory. Jeżeli bowiem ciąg jednostkowy ma wartość największą przy optymalnym składzie mieszaniny, to każde odchylenie składu od optymalnego prowadzi do zmniejszenia wartości ciągu jednostkowego.

Wniosek ten wynika bezpośrednio z zależności:

$$R_j = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} R_{ji} G_i}{G} = \frac{\sum_{i=1}^{i=n} R_{ji} (1 + v_i)}{1 + v}$$

gdzie:

R_j, R_{ji} — ciąg jednostkowy odniesiony do całej komory oraz jego lokalna wartość w i -tym przekroju pierścieniowym komory,

v, v_i — stosunek składników odniesiony do całej komory (średni) oraz jego lokalna wartość w i -tym przekroju pierścieniowym komory,

G, G_i — sumaryczny wydatek składników przez komorę oraz jego lokalna wartość w i -tym przekroju pierścieniowym komory,

n — liczba przekrojów pierścieniowych.

Ponieważ optymalny skład mieszaniny utrzymuje się jedynie w centralnej części komory, przeto rzeczywisty ciąg jednostkowy dla całej komory będzie miał zawsze wartość mniejszą od możliwej do uzyskania w danych warunkach.

Głowica wtryskowa i jej rola

Formowanie się składu mieszaniny w początkowej fazie tego procesu uzależnione jest od niżej wymienionych parametrów głowicy wtryskowej:

- charakterystyki stosowanych wtryskiwaczy (ich typu, wydatku przez pojedynczy wtryskiwacz oraz liczby wtryskiwaczy),

- sposobu rozmieszczenia wtryskiwaczy w głowicy.

Charakterystyki wtryskiwaczy określają stopień rozdrobnienia strug ciekłych składników po ich wylocie z dysz wtryskiwaczy oraz jednorodność tego rozdrobnienia. Ponieważ małe wydatki sprzyjają rozdrobnieniu, przeto głowica zawiera zwykle dużą liczbę wtryskiwaczy, np.: w głowicy wtryskowej silnika F-1 (podstawowej jednostki zespołu napędowego pierwszego stopnia rakiety nośnej „Saturn”5) mieści się 2600 wtryskiwaczy utleniacza i 3700 wtryskiwaczy paliwa.

Rozmieszczenie wtryskiwaczy w głowicy decyduje o zetknięciu się strug rozpylonych składników, dzięki czemu:

- zapoczątkowane zostaje mieszanie składników i ustalanie się początkowej wartości stosunku składników w przekroju poprzecznym komory; rozmieszczenie wtryskiwaczy paliwa w pobliżu ścianek komory zmniejsza lokalną wartość stosunku składników w strefie przyściennej, co ułatwia chłodzenie ścianek komory,

- rozwija się turbulentny ruch ośrodka, wpływający łącznie z procesami dyfuzji i wymiany ciepła na zwiększenie intensywności mieszania na całej długości komory; nierównomierność rozkładu składu mieszaniny sprzyja powstawaniu turbulentnego ruchu ośrodka i z tej przyczyny pewna niezbyt duża nierównomierność rozkładu jest pożądana.

W ostatecznym efekcie o początkowym rozkładzie składu mieszaniny decyduje zasadniczo głowica wtryskowa. Ma ona również duży wpływ (jak wyjaśniano poprzednio) na kształtowanie się rozkładu w przekroju

wylotowym komory, co z kolei określa parametr podstawowy komory — jej ciąg jednostkowy.

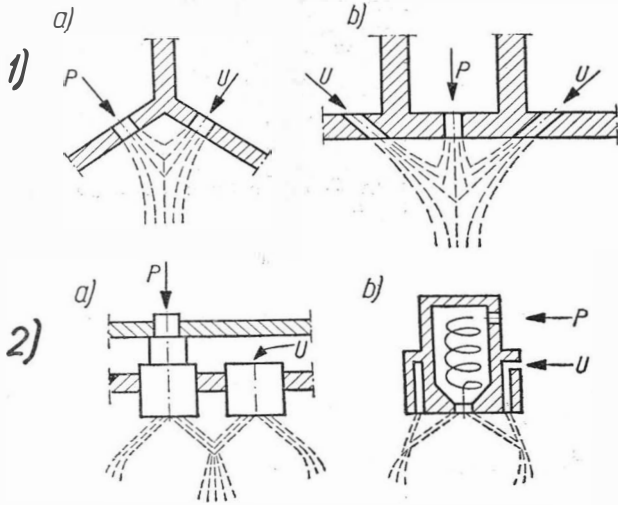
Od głowicy wtryskowej zależy także czasowo-przestrzenny rozkład składu mieszaniny palnej w objętości komory, wykazujący silny związek ze statecznością jej pracy w zakresie najbardziej niebezpiecznych wielkich częstotliwości. Zmiana tego rozkładu za pośrednictwem zmiany parametrów głowicy jest niekiedy jedynym sposobem wyprowadzenia komory z zakresu częstotliwości rezonansowej.

Badania głowic

Wyjaśniona wyżej rola głowicy wtryskowej czyni z niej jeden z najbardziej odpowiedzialnych podzespołów komory, określający nie tylko osiągi silnika, lecz decydujący również w dużym stopniu o niezawodności jego pracy. Dlatego dobór głowicy wtryskowej musi być dokonany z dużą starannością i dokładnością. Ponieważ wskaźniki pracy głowicy zależą od wielu czynników, przeto problem doboru głowicy jest trudny i, jak wykazuje praktyka, najbardziej pracochłonny i kosztowny. Obecnie stosowaną metodą dopasowania głowicy do opracowywanego silnika jest metoda kolejnych prób. I tak np. do komory silnika XLR 99, stosowanego jako napęd główny doświadczalnego samolotu X-15, dobrano głowicę spośród 15 przebadanych wariantów; pierwsze egzemplarze silnika F-1 rakiety nośnej „Saturn”5 były gotowe już w latach 1960—61, lecz pierwszy lot próbny tej rakiety odbył się dopiero w roku 1967, do czego w niemalym stopniu przyczyniły się trudności związane z doбором głowicy wtryskowej zapewniającej uzyskanie wymaganych parametrów.

Koszty ponoszone na dopasowywanie głowic przyczyniły się do zapoczątkowania zarówno poszukiwań analitycznego ujęcia pracy głowic o danych parametrach podstawowych, jak i prób opracowania prostych badań głowic modelowych.

Próby analitycznego ujęcia pracy głowic nie znalazły dotychczas ogólnego rozwiązania, chociaż niektóre z rozwiązań szczególnych [1, 3] są udane. Na przeszkodzie w uzyskaniu rozwiązania ogólnego stoi złożoność fizycznych i chemicznych procesów uzależnionych od głowicy. Osiągnięcia w zakresie badań są większe. Opracowano metody badań modelowych z wykorzystaniem cieczy imitujących rzeczywiste składniki materiału pędnego. Polegają one na przepuszczaniu przez badane głowice cieczy imitujących i następnie zbieraniu ich mieszaniny z różnych punktów pola przekroju poprzecznego komory, w różnych odległościach od denka głowicy. Zebrane w ten sposób próbki mieszaniny cieczy imitujących dają możliwość oceny tzw. strumienia cieczy (ciężaru cieczy przypadającej na jednostkę pola przekroju poprzecznego komory w jednostce czasu) oraz wytworzonego składu mieszaniny cieczy. W badaniach tych najbardziej wiarygodne wyniki byłyby uzyskiwane przy stosowaniu rzeczywistych składników materiału pędnego. Niestety, większość wykorzystywanych paliw i utleniaczy wykazuje silne własności toksyczne i agresywne i użycie ich do badań modelowych wiązałoby się z koniecznością zastosowania nadzwyczaj surowych środków zapewniających bezpieczeństwo przeprowadzającym badania, co oczywiście kępowałoby swobodę ich prowadzenia. Niekiedy, np. w przypad-



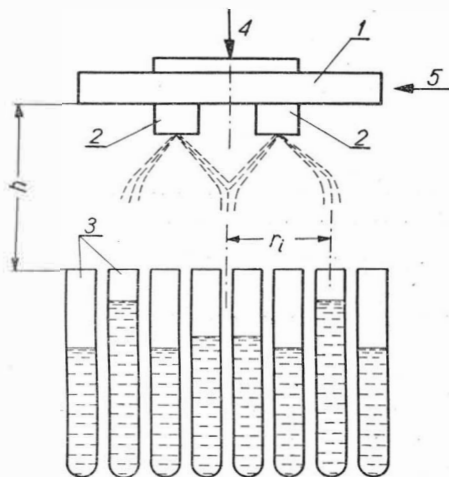
5. Schematy współpracy wtryskiwaczy w głowicy:
 1) wtryskiwacze strugowe: a) zderzenie dwóch strug, b) zderzenie trzech strug,
 2) wtryskiwacze wirowe: a) wtryskiwacze pojedyncze, b) wtryskiwacze zespołowe.

ku samozapłonowych składników, użycie cieczy rzeczywistych jest wręcz niemożliwe.

Wśród badań „zimnych” z wykorzystaniem cieczy imitujących najbardziej znane są te, które wykorzystują:

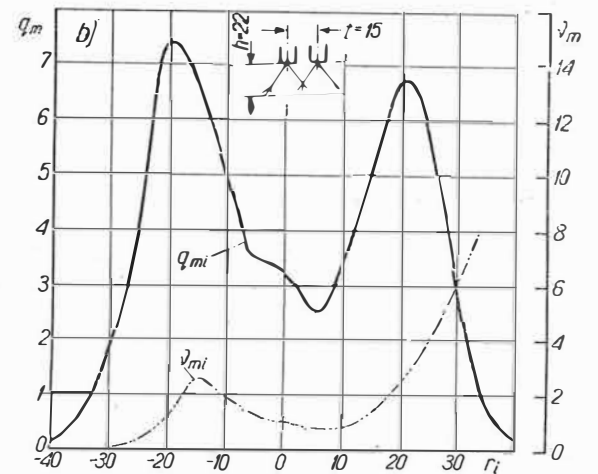
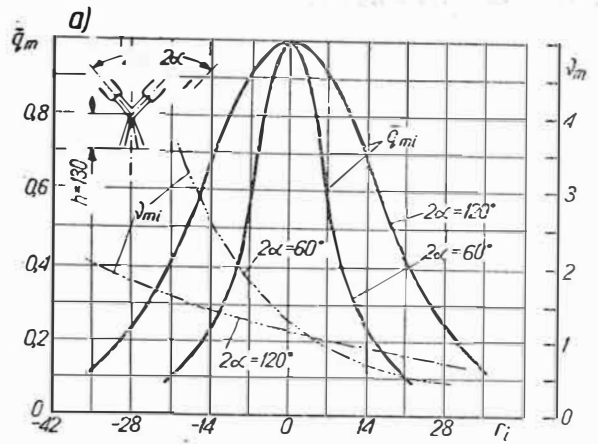
- różne ciężary właściwe cieczy nie mieszających się ze sobą,
- różne zabarwienia cieczy,
- różne przewodności elektryczne cieczy.

Stosunkowo dobre wyniki daje metoda ostatnia, w której jako cieczy imitujące wykorzystuje się wodę destylowaną oraz wodny roztwór soli o znanej zawartości soli. Woda destylowana nie przewodzi prądu, natomiast



6. Schemat stoiska badawczego:
 1 - głowica badana, 2 - wtryskiwacze, 3 - zestaw menzurki zbierających, 4 - dopływ cieczy imitującej paliwo, 5 - dopływ cieczy imitującej utleniacz, h - odległość od głowicy, r - odległość od osi głowicy

przewodność wodnego roztworu soli zależy od zawartości soli w roztworze. Okoliczność powyższa jest wykorzystywana do określania składu mieszaniny cieczy imitujących. Pomiarów dokonuje się za pomocą dokładnych solomierzy.



7. Wyniki badań współpracy wtryskiwaczy:
 a) strugowych, b) wirowych,

\bar{q}_m, q_m - względna i bezwzględna wartość strumienia cieczy, v_m - stosunek składników mieszaniny cieczy imitujących, 2α - kąt ustawienia wtryskiwaczy, r - odległość od osi, h - odległość od głowicy, t - podziłka

Metoda ta może być wykorzystana do badania współpracy zarówno podstawowych elementów głowicy (rys. 5), jak i całych głowic. Schemat stoiska badawczego pokazano na rys. 6. Ciecze imitujące doprowadzone do głowicy lub jej elementów zostają rozpylone, a następnie wytworzoną mieszaninę chwyta się w odpowiednio ustawiony zestaw menzurki zbierających. Zawartość menzurki umożliwia:

- określenie lokalnej wartości strumienia cieczy według wzoru:

$$q_{mi} = \frac{V_i \gamma_i}{F_i t} \left[\frac{G}{\text{cm}^2 \text{ s}} \right]$$

gdzie:

V_i, γ_i - objętość cieczy w menzurce i jej ciężar właściwy,

F_i - pole przekroju poprzecznego menzurki, t - czas pomiaru;

- określenie lokalnego stosunku składników w każdej menzurce (v_{mi}).

Artykuł zawiera propozycję ujednoczenia prędkości charakterystycznych szybowca dla lotu z balastem wodnym i bez balastu przy jednoczesnym zwiększeniu współczynnika bezpieczeństwa konstrukcji. Propozycja ta jest wynikiem dokładnej analizy wpływu balastu na obciążenia skrzydła, usterzeń i kadłuba. Przytoczono poza tym zestawienie obciążeń szybowca „Cobra” 17 — projektowanego na Szybowcowe Mistrzostwa Świata w USA — bez balastu wodnego i z balastem.

WPLYW BALASTU WODNEGO NA OBCIĄŻENIA SZYBOWCA

W szybowcach zawodniczych cała uwaga konstruktora koncentruje się nad zagadnieniem zapewnienia optymalnych własności lotnych w określonych warunkach termicznych. Parametrem pozwalającym na „dostosowanie się” szybowca do intensywności średnich noszeń kominowych jest obciążenie powierzchni nośnej. Jednym ze sposobów zrealizowania jej zmiany jest zastosowanie zbiorników z balastem wodnym, które mogą być opróżniane w locie. Balast wodny, korzystny podczas lotu w silnej termice, w warunkach słabszych noszeń staje się zbyt ciężki czy nawet wręcz niepożądany. Możliwość wylania balastu wodnego pozwala pilotowi na zmniejszenie ciężaru w locie, a tym samym zmianę charakterystyki szybowca, wyrażonej przez biegunową prędkości.

Oznaczenia

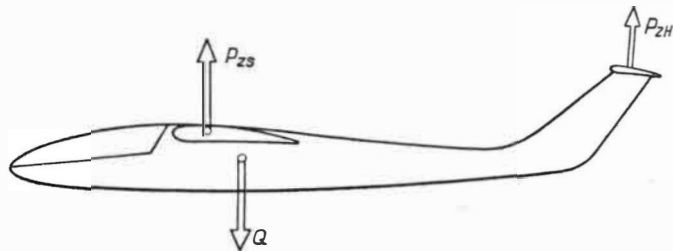
- C_{zs} — współczynnik siły nośnej skrzydła
- $C_{x\text{ szyb}}$ — „ oporu szybowca
- C_{Mbu} — „ momentu szybowca bez usterzeń
- d_{szyb} — doskonałość szybowca
- g — przyspieszenie ziemskie
- I — moment bezwładności
- L — odległości sił od środka ciężkości szybowca
- l_a — średnia cięciwa odniesienia skrzydła
- n — współczynnik obciążenia
- m — masa szybowca
- P_{zs} — siła nośna skrzydła
- P_{zH} — siła nośna usterzenia wysokości
- P_o — siła na usterzeniu wysokości w locie ustalonym
- ΔP_H — przyrost siły na usterzeniu wysokości
- P_{odc} — siła masowa odciążająca
- ΔP_V — przyrost siły na usterzeniu kierunku
- Q — ciężar szybowca w locie
- ΔQ — „ balastu wodnego
- Q_H — „ usterzenia wysokości
- Q_V — „ „ kierunku
- Q_S — „ „ skrzydła
- q — ciśnienie dynamiczne
- R — reakcja podwozia
- S — powierzchnia nośna skrzydła
- T — siła poprzeczna na skrzydle
- v — prędkość lotu
- w — prędkość opadania szybowca
- ρ — gęstość powietrza
- ξ — przyspieszenie kątowe
- ν — współczynnik bezpieczeństwa
- ξ — mnożnik współczynnika bezpieczeństwa
- $*$ — indeks oznaczający, że dana wielkość odnosi się do przypadku lotu z balastem

Biegunowa prędkości

Aby uniknąć rozbieżności między biegunową prędkości obliczoną teoretycznie a zmierzoną podczas prób w locie, należy przy dokonywaniu obliczeń wziąć pod uwagę równowagę sił działających na szybowiec w kierunku pionowym (rys. 1):

$$P_{zs} + P_{zH} = Q \tag{1}$$

W równaniu tym uwzględniono sumaryczną nośność skrzydła i usterzenia wysokości. Siła na usterzeniu w



1

ustalonym stanie lotu musi równoważyć moment pochylający szybowca bez usterzeń:

$$P_{zH} = C_{Mbu} \cdot S \cdot q \cdot \frac{l_a}{L_H} \tag{2}$$

W oparciu o zależności (1) i (2) można napisać:

$$\left(C_{zs} - C_{Mbu} \frac{l_a}{L_H} \right) = \frac{Q}{q \cdot S} \tag{3}$$

Prędkość w ustalonym locie ślizgowym wyznaczona z równania (3) wynosi:

$$v = \sqrt{\frac{2Q}{\rho \cdot S} \frac{1}{C_{zs} - C_{Mbu} \frac{l_a}{L_H}}} \tag{4}$$

oraz prędkość opadania:

$$w = \frac{v}{d_{szyb}} \tag{5}$$

przy czym doskonałość szybowca:

$$d_{szyb} = \frac{C_{zs} - C_{Mbu} \frac{l_a}{L_H}}{C_{xszyb}} \tag{6}$$

Zależności (4) i (5) wyznaczają punkty biegunowej prędkości szybowca.

Ponieważ wartość współczynnika momentu szybowca bez ustereń (C_{Mbu}) jest funkcją współczynnika siły nośnej skrzydła (C_{zS}), dla ułatwienia rachunku wygodnie jest sporządzić wykres zależności:

$$C_{zS} - C_{Mbu} \frac{l_a}{LH} = f(C_{zS})$$

Wpływ balastu wodnego na biegunową prędkości szybowca wyraża się przez zmianę ciężaru w locie o wielkość ΔQ równą ciężarowi wody w zbiornikach; wówczas prędkość lotu określa wzór:

$$v^* = \frac{2(Q + \Delta Q)}{\rho S} \cdot \frac{1}{C_{zS} - C_{Mbu}^* \frac{l_a}{LH}} \quad (7)$$

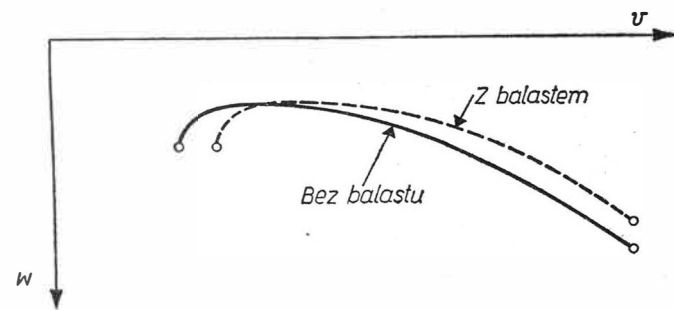
a prędkość opadania:

$$w^* = \frac{v^*}{d_{szyb}^*} \quad (8)$$

gdzie doskonałość:

$$d_{szyb}^* = \frac{C_{zS} - C_{Mbu}^* \frac{l_a}{LH}}{C_{x,zyb.}} \quad (9)$$

Wielkość współczynnika momentu szybowca bez ustereń w locie z balastem wodnym (C_{Mbu}^*) jest inna niż w przypadku lotu bez balastu z racji innego położenia



2

środką ciężkości szybowca. Wpływ balastu wodnego na charakter zmiany biegunowej prędkości pokazano na rys. 2.

Obwiednia wyrwań

Obwiednia wyrwań jest wykreślonym przedstawieniem zależności współczynnika obciążenia szybowca od prędkości lotu. Charakterystyczne prędkości dla poszczególnych granicznych punktów obwiedni wyznacza się w zależności od prędkości przeciągnięcia, która w locie normalnym bez balastu wynosi:

$$v_P = \sqrt{\frac{2Q}{\rho S} \frac{1}{C_{zSmax} - C_{Mbu} \frac{l_a}{LH}}} \quad (10)$$

a w locie plecowym:

$$v_{P1} = \sqrt{\frac{2Q}{\rho S} \frac{1}{C_{zSmin} - C_{Mbu} \frac{l_a}{LH}}} \quad (11)$$

Linie $C_{zmax} = C_{zSmax} - C_{Mbu} \frac{l_a}{LH}$ i $C_{zmin} = C_{zSmin} - C_{Mbu} \frac{l_a}{LH}$ określają stosunki $(v/v_P)^2$ i $-(v/v_{P1})^2$, natomiast

prędkości dla punktów A i E związane są zależnościami: $v_A = v_P \sqrt{n_A}$ i $v_E = v_{P1} \sqrt{|n_E|}$. Prędkość maksymalną (punkty B, C i D) i odpowiadającą jej wartość współczynnika obciążenia n wyznacza się na podstawie zależności ujętych w przepisach zdatności technicznej sprzętu lotniczego. Uzyskana w ten sposób obwiednia zamyka obszar obciążeń dopuszczalnych w locie, zaznaczonych na rys. 3 linią ciągłą.

Napełnienie zbiorników balastem wodnym zmienia prędkość przeciągnięcia. W locie normalnym wynosi ona wówczas:

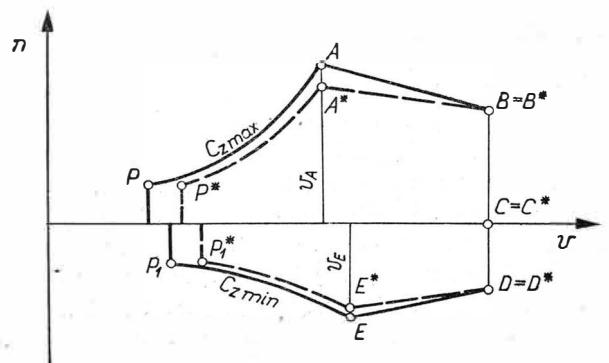
$$v_P^* = \sqrt{\frac{2(Q + \Delta Q)}{\rho S} \frac{1}{C_{zSmax} - C_{Mbu}^* \frac{l_a}{LH}}} \quad (12)$$

a w locie plecowym:

$$v_{P1}^* = \sqrt{\frac{2(Q + \Delta Q)}{\rho \cdot S} \frac{1}{C_{zSmin} - C_{Mbu}^* \frac{l_a}{LH}}} \quad (13)$$

Wzrost prędkości przeciągnięcia pociąga za sobą automatycznie wzrost prędkości z nią związanych v_A^* , v_E^* , v_{max} . Mamy niejako do czynienia z nowym szybowcem, o innym ciężarze całkowitym, a zatem o innym zakresie użytkowania. W instrukcji użytkowania oddawanej w ręce pilotów-użytkowników należałoby więc podać ów zakres z charakterystycznymi prędkościami dla lotu zarówno z balastem, jak i bez balastu. Biorąc pod uwagę możliwość lotu ze zbiornikami opróżnionymi częściowo zakresu użytkowania mógłby być uzupełniony dalszymi wartościami prędkości, byłyby jednak tym samym „niestrawny” dla pilotów.

W tej sytuacji najrozsądniejszym wyjściem wydaje się podanie tylko zakresu ograniczeń użytkowania dla lotu bez balastu i w stosunku do niego przeanalizowanie obciążeń w locie z balastem. Wynikające stąd pewne przekroczenie minimów ustalonych przepisami stwarza



3

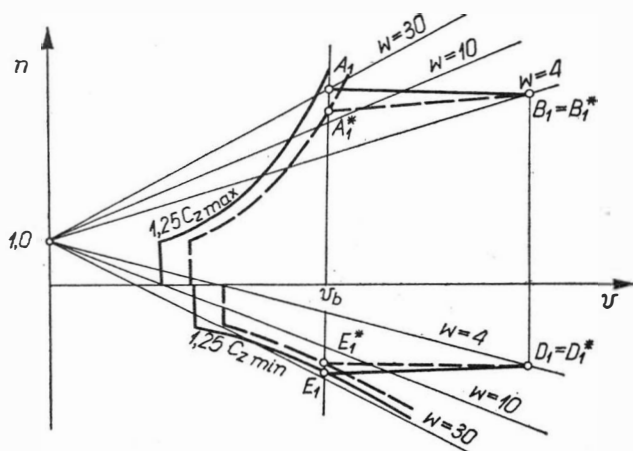
niewielkie ryzyko, biorąc pod uwagę fakt, iż szybowiec zawodniczy oddawany jest w ręce czołówek najbardziej doświadczonych pilotów. Obwiednia wyrwań dla lotu z balastem (linia kreskowana na rys. 3) będzie się w tej sytuacji mieścić wewnątrz obwiedni dla lotu bez balastu. Współczynniki obciążenia n_A^* i n_E^* nie osiągną wartości wyznaczonej dla lotu bez balastu, gdyż linie:

C_{zmax}^* i C_{zmin}^* ograniczają je zgodnie z zależnościami:

$$n_A^* = \left(\frac{v_A}{v_{P^*}}\right)^2 \quad \text{i} \quad n_E^* = \left(\frac{v_E}{v_{P1}^*}\right)^2$$

Obwiednia podmuchów

Obwiednia podmuchów ujmuje wykreślnie zależność współczynnika obciążenia szybowca od prędkości lotu dla określonej intensywności podmuchów pionowych skierowanych do góry i do dołu (podmuchy: słabe $w = 4$ m/s, zwykle $w = 10$ m/s i silne $w = 30$ m/s). Dopuszczalną prędkość lotu w atmosferze burzliwej ($w = 10$ i 30 m/s) wyznacza się zgodnie z wymaganiami przepisów stosownie do możliwości rozpędzania się szybowca. Dla lotu z balastem zdolność ta jest większa i dlatego $v_b^* > v_b$. Licząc się z umiejętnościami pilota wprowadzić można tylko wielkość v_b . Obwiednia podmuchów (rys. 4) pozwala zorientować się, że wówczas

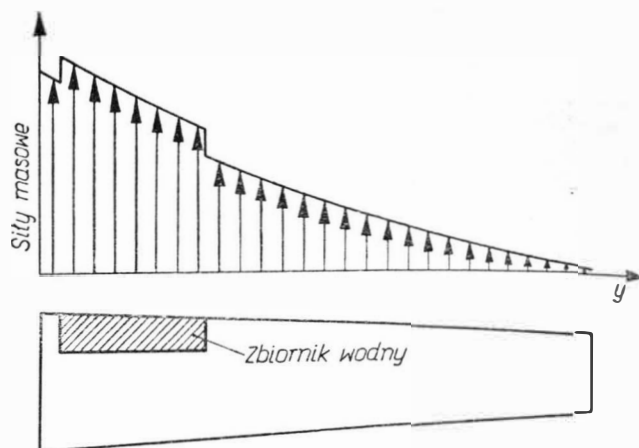


4

obciążenia podczas lotu z balastem nie przekraczają obciążeń dla lotu bez balastu.

Obciążenia skrzydła

Analiza obwiedni wyrwań i podmuchów wskazuje, że balast wodny przy wprowadzonych założeniach ujednolicenia charakterystycznych prędkości nie powoduje wzrostu obciążeń aerodynamicznych skrzydła w locie, tym bardziej że zbiorniki wodne umieszczone w skrzydle dają przyrost masowych sił odciążających. Ze wzrostem obciążenia należy się liczyć tylko w przypadku lądowania z przepadnięciem lub przytarcie i w przypadku brutalnego wychylenia steru kierunku, kiedy skrzydło doznaje obciążeń od sił masowych związanych



5

z powstającymi przespieszeniami. Na części zbiorników wodnych wystąpi lokalny przyrost obciążenia masowego (rys. 5).

Obciążenia usterzenia wysokości

Siły statyczne w locie ustalonym oraz siły potrzebne do osiągnięcia granicznych punktów obwiedni wyrwań zależą od wartości momentu szybowca bez usterzeń. Dla lotu bez balastu wynoszą one:

$$P_o = -C_{Mbu} \cdot S \cdot q \frac{l_a}{L_H} \quad (14)$$

Po napełnieniu zbiorników balastowych zmieniają się:

$$P_o^* = -C_{Mbu}^* \cdot S \cdot q \frac{l_a}{L_H} \quad (15)$$

W przypadku stanów lotu, w których zostaje zachwiana równowaga podłużna (brutalne sterowanie lub podmuch) na usterzeniu wysokości pojawiają się przyrosty sił ΔP_H , których wynikiem jest pojawienie się przyspieszeń kątowych względem osi poprzecznej szybowca:

$$\varepsilon \frac{P_H \cdot L_H}{I_y} \text{ (lot bez balastu) i } \varepsilon^* = \frac{\Delta P_H \cdot L_H}{I_y^*} \text{ (lot z balastem).}$$

Przyspieszenie kątowe wywołuje na usterzeniu odciążającą siłę masową:

$$P_{odc}^* = \varepsilon^* \frac{Q_H}{g} = \frac{\Delta P_H L_H^*}{I_y^*} \frac{Q_H}{g} \quad (16)$$

Wypadkowa siła na usterzeniu podczas lotu z balastem wynosi więc:

$$P_H = P_o^* + \Delta P_H - P_{odc}^* - P_o^* + \Delta P_H \left(1 - \frac{L_H^*}{I_y^*} \frac{Q_H}{g}\right) \quad (17)$$

przy czym zarówno P_H^* jak i P_o^* obliczono przy założeniu ujednolicenia prędkości tzn. $q = q^*$.

Obciążenia usterzenia kierunku

Ujednolicenie charakterystycznych prędkości prowadzi do niewielkiego wzrostu obciążeń usterzenia kierunku dla lotu z balastem, w porównaniu do obciążeń bez balastu. Dla lotu bez balastu siła na usterzeniu kierunku wynosi:

$$P_v = P_v - P_{odc} = \Delta P_v \left(1 - \frac{L_v Q_V}{I_z \cdot g}\right) \quad (18)$$

Balast wodny zmienia tę wartość następująco:

$$P_v^* = \Delta P_v - P_{odc}^* = \Delta P_v \left(1 - \frac{L_v^* Q_V}{I_z^* \cdot g}\right) \quad (19)$$

przy czym $L_v/I_z > L_v^*/I_z^*$ w normalnej konfiguracji położenia balastu względem środka ciężkości szybowca.

Obciążenia kadłuba

Obraz obciążeń kadłuba jest dosyć zróżnicowany, gdyż kadłub jest „belką”, do której zamocowane są wszystkie zespoły szybowca.

W przypadku lotu z balastem wodnym obciążenia masowe w poszczególnych punktach obwiedni wyrwań i podmuchów wynikają z wartości współczynników obciążeń, a te z kolei, jak wykazano przy rozpatrywaniu obwiedni, nie przekraczają wartości ustalonych dla lotu bez balastu.

W locie holowanym obciążenia kadłuba zależą jedynie od zmiany wartości momentów bezwładności. Ponieważ różnica momentów bezwładności I_y i I_y^* jest niewielka, obciążenia w płaszczyźnie pionowej będą w obu przypadkach prawie identyczne. Wyraźniej natomiast różnią się momenty bezwładności względem osi pionowej I_z i I_z^* i w przypadku szarpnięcia liną w bok przednia część kadłuba może być narażona na nieco większy moment gący w locie z balastem.

Brutalne sterowanie sterem wysokości czy kierunku oraz podmuchy na usterzeniach nie dają widocznego przyrostu obciążeń, gdyż ewentualny wzrost wartości sił na usterzeniach podczas lotu z balastem kompensowany jest przez zmiany w momentach bezwładności.

Wyraźny wzrost obciążeń występuje podczas lądowania z przepadnięciem (rys. 6), bowiem reakcja kółka dla szybowca z balastem wynosi:

$$R^* = (Q + \Delta Q) \frac{M_{red}^*}{m^*} = (Q + \Delta Q) \frac{1}{1 + \left(\frac{L_p^*}{I_y^*}\right)^2} \quad (20)$$

O wzroście reakcji podwozia decyduje przede wszystkim

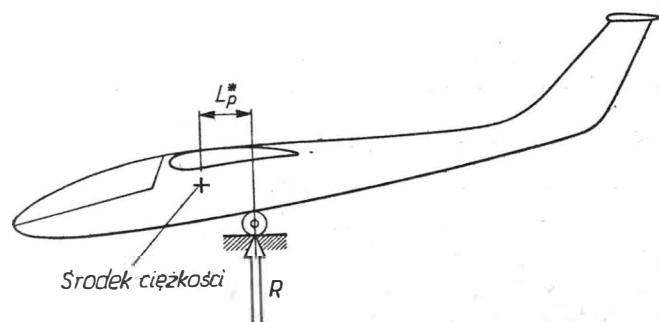
ciężar balastu ΔQ , gdyż stosunek: $\frac{L_p}{I_y} \approx \frac{L_p^*}{I_y^*}$ Podobnie

wzrastają obciążenia podczas lądowania z przytarciem czy uderzeniem płożą tylną. Konsekwencją wzrostu reakcji R jest zwiększone obciążenie okuc skrzydło-kadłub, bowiem pojawiające się obciążenie:

$$n_L^* = \frac{R^*}{Q^*} \quad (21)$$

Wywołuje na okuciu połówki płata siłę poprzeczną masową:

$$T^* = n_L^* \cdot \frac{1}{2} (Q_s + \Delta Q) \quad (22)$$



Zestawienie obciążeń szybowca „Cobra” 17

| | Bez balastu | Z balastem | | Błąd [%] |
|--|-------------|------------|--------------|----------|
| | v | $v^* = v$ | $v^* \neq v$ | |
| Max. moment gący skrzydła | 2570 kGm | 2250 kGm | 2570 kGm | -14,0 |
| Max. moment skręcający skrzydła | 186 kGm | 186 kGm | 198 kGm | +7,0 |
| Max. siła na lotce | 38,1 kG | 39,2 kG | 41,8 kG | +7,0 |
| Max. siła na usterzeniu wysokości | 214,6 kG | 216,0 kG | 226,0 kG | +4,5 |
| Max. siła na uderzeniu kierunku | 141,1 kG | 142,7 kG | 152,5 kG | +7,0 |
| Max. moment gący kadłuba | 680 kGm | 680 kGm | 680 kGm | — |
| Reakcja podwozia przy lądowaniu z przepadnięciem | 1125 kG | 1290 kG | 1290 kG | — |

Wpływ balastu wodnego uwydatnia się tutaj podwójnie, przez wzrost współczynnika obciążenia \dot{L} i wzrost ciężaru skrzydła o wartość ΔQ .

Analiza wyników

Dla stwierdzenia wielkości błędu popełnianego przy wprowadzeniu ujednoczonych prędkości charakterystycznych szybowca dla lotu z balastem i bez przedstawiono zestawienie niektórych obciążeń dla podstawowych zespołów szybowca SZD-39 „Cobra”17, w którym przewidziano zbiorniki balastowe. Ciężar szybowca w locie z pilotem średnim bez balastu założony został $Q = 385$ kG. Po napełnieniu zbiorników wodnych ciężar wzrasta do $Q + \Delta Q = 445$ kG. Udział ciężaru balastu wynosi 15,6%. Zestawienie obciążeń podano w załączonyj tablicy. Podano również procent błędu popełniany przy założeniu ujednoczonych prędkości $v^* = v$, w stosunku do obliczeń dla prędkości zróżnicowanych v^*/v w wyniku wzrostu ciężaru. Największa wartość popełnionego błędu wynosi +7%. Ryzyko ponoszone przy ewentualnej nieumiejętności pilota wobec zapasów wymaganych przez przepisy wyrazi się zmniejszeniem współczynnika bezpieczeństwa. Można je jednak zlikwidować całkowicie przyjmując do obliczeń wytrzymałościowych celowo zwiększony wymagany współczynnik bezpieczeństwa. Na podstawie wyników porównania obciążeń podanych w tablicy należałoby przyjąć, iż nominalny współczynnik bezpieczeństwa powinien wynosić

$v_n^* = 1,6$ zamiast wymaganego przepisami $v_n = 1,5$, stosując oczywiście bez zmian wszystkie jego mnożniki ξ . I tak np. dla elementów drewnianych zgodnie z przepisami $\xi = 1,15$ i wówczas efektywny współczynnik bezpieczeństwa wynosi $v^* = \xi \cdot v_n^* = 1,84$. Oczywiście zmiana nominalnego współczynnika bezpieczeństwa musi być oparta na analizie wzrostu obciążeń wynikających ze stosunku $\frac{Q + \Delta Q}{Q}$ i przyjętego ujednoczenia prędkości charakterystycznych dla rozpatrywanego prototypu szybowca.

Takie podejście do konstrukcji szybowca wyposażonego w balast wodny pozwala na jednoznaczne sformułowanie zakresu użytkowania bez powodowania żadnego zagrożenia natury wytrzymałościowej.

OKREŚLANIE WSPÓŁCZYNNIKA SPRĘŻYSTOŚCI MATERIAŁÓW LAMINATOWYCH

W artykule wykazano na dwóch przykładach liczbowych, że wyznaczanie modułu sprężystości E materiałów laminatowych ze strzałki ugięcia belek obciążonych siłą skupioną przy zastosowaniu typowych wzorów prowadzi do znacznych błędów, które są spowodowane wpływem odkształceń postaciowych. W związku z tym przy wyznaczaniu modułu sprężystości tych materiałów należy obciążać badane próbki czystymi momentami zginającymi lub uwzględnić w sposób obliczeniowy wpływ naprężeń tnących na linię ugięcia.

Przeglądając niektóre prace badawcze dotyczące wyznaczania modułu sprężystości E przy zginaniu dla laminatów zbrojonych włóknom szklanym, można często spotkać się z wynikami uzyskanymi z pomiaru strzałki ugięcia próbki albo opartej na dwóch podporach i obciążonej siłą skupioną przyłożoną w połowie długości belki, albo próbki jednym końcem zamocowanej i obciążonej siłą skupioną na drugim swobodnym końcu.

Wartości modułu sprężystości laminatów przy zginaniu obliczone na podstawie wyników pomiarów strzałki ugięcia f , obciążenia P oraz parametrów geometrycznych belki za pomocą powszechnie znanych zależności:

$$E = \frac{Pl^3}{3fI} \text{ lub } E = \frac{Pl^3}{48fI}$$

są w przypadku laminatów obarczone znaczącym błędem wynikającym z nieuwzględnienia udziału odkształceń od ścinania.

Celem niniejszej notatki jest zwrócenie uwagi na fakt, że dla żywic zbrojonych włóknom szklanym, w odróżnieniu od metali, udziału odkształceń od ścinania pomijać nie można, ponieważ nieuwzględnienie ich prowadzi do zbyt dużych błędów, które mogą odbić się ujemnie w praktycznych zastosowaniach wyników badań. Przy uwzględnieniu odkształceń pochodzących od ścinania ogólne równanie różniczkowe linii ugięcia zginanej belki ma postać następującą:

$$EI \frac{d^2y}{dx^2} = EI \left(\frac{d^2y_1}{dx^2} + \frac{d^2y_2}{dx^2} \right) = M - \frac{kEI}{FG} \frac{d^2M}{dx^2}$$

w którym:

$$EI \frac{d^2y_2}{dx^2} = - \frac{kE}{FG} \frac{d^2M}{dx^2}$$

przedstawia udział ścinania w równaniu linii ugięcia,

a $k = \frac{\beta FG}{Q}$ jest współczynnikiem zależnym od kształtu

przekroju poprzecznego belki i wynosi np.:

$$k = \frac{3}{2} \text{ dla przekroju prostokątnego}$$

$$k = \frac{4}{3} \text{ dla przekroju kołowego}$$

Zatem ugięcia dodatkowe, spowodowane naprężeniami tnącymi, są proporcjonalne względem rzędnych wykresu momentów:

$$y_2 = - \frac{kM}{EG}$$

(Ten wniosek nie dotyczy oczywiście belek obciążonych czystym momentem zginającym, dla których kąt od-

kształcenia postaciowego $\beta = \frac{kQ}{FG} = 0$ wzdłuż rozpiętości).

W przypadku belek laminatowych zbrojonych pasmami włókna szklanego o kierunkach równoległych do osi belki lub wzajemnie ortogonalnych, przy czym w tym drugim przypadku jeden jest do osi belki równoległy, w poszczególnych przekrojach poprzecznych o odkształceniach normalnych decydują: moduł Younga E i naprężenia normalne laminatu w ł ó k n o - ży w i c a, zaś o odkształceniach postaciowych — naprężenia tnące i moduł sprężystości postaciowej G s a m e j ży w i c y. Jak to wynika z wielu przeprowadzonych pomiarów, dla laminatów o wypełnieniu masowym około 60% moduł Younga E wynosi około 350 000 kG/cm².

Dla żywic epoksydowych moduł sprężystości postaciowej G wynosi w przybliżeniu (zależnie od rodzaju kompozycji):

$$G = \frac{E_z}{2(1 + \nu_2)} \frac{32\,000}{2(1 + 0,4)} = 11\,400 \text{ [kG/cm}^2\text{]}$$

zatem $\frac{E}{G_z}$ osiąga dla 60% wypełnienia wartości rzędu

30, przy czym stosunek ten może być jeszcze większy dla laminatów w wypełnieniu ponad 60%. W rozważaniach przeprowadzonych poniżej przyjęto $\frac{E}{G_z} = 30$, co można uznać za wartość przeciętną.

W celu zorientowania się w rzędzie wielkości błędu popełnianego przy określaniu modułu sprężystości przy zginaniu E na próbkach laminatowych, w przypadku gdy wybrany sposób obciążenia nie eliminuje wpływu naprężeń tnących na odkształcenia i gdy w przelicze-

niach E z pomierzonej strzałki ugięcia i parametrów geometrycznych próbki nie jest uwzględniony wpływ naprężeń tnących, rozpatrzone zostaną dwa rodzaje obciążenia próbek:

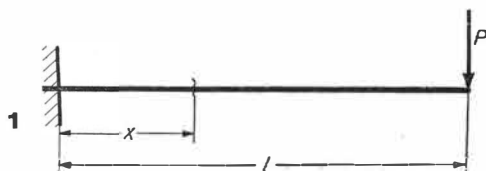
- belka jednym końcem utwierdzona i obciążona siłą P na drugim swobodnym końcu,
- belka na dwóch podporach, obciążona siłą skupioną P w połowie rozpiętości między podporami.

Dla obu rodzajów próbek przyjęto następujące założenia:

- układ włókien pasm zbrojenia szklanego równoległy do osi belki,
- próbki o przekroju prostokątnym ($k = \frac{3}{2}$)
- stosunek rozpiętości do wysokości belki $\frac{l}{h} = 10$
- próbki wykonane z laminatu o wypełnieniu masowym około 60%, przy czym:

$$\frac{E \text{ laminatu}}{G \text{ żywicy}} = 30$$

Belka wspornikowa utwierdzona na jednym końcu



Po uwzględnieniu wpływu naprężeń tnących przez wprowadzenie kąta odkształcenia postaciowego elementu położonego na osi obojętnej:

$$\beta = \frac{dy_2}{dx} = -\frac{kP}{FG}$$

oraz po uwzględnieniu warunków brzegowych równanie linii ugięcia przedstawia się w sposób następujący:

$$EI = \frac{Px^3}{6} - \frac{Plx^2}{2} - \frac{kP}{FG}Elx$$

Dla $x = l$ strzałka ugięcia jest równa:

$$f = -\frac{Pl^3}{3EI} \left(1 + \frac{3kEI}{FGl^2} \right)$$

oznaczając przez r promień bezwładności przekroju względem jego osi obojętnej, otrzymuje się:

$$f = -\frac{Pl^3}{3EI} \left(1 + \frac{3kEr^2}{Gl^2} \right)$$

W powyższej zależności drugi składnik reprezentuje dodatkowo ugięcia wywołane samymi naprężeniami ścinającymi.

Przyjmując zgodnie z założeniami dla laminatowej belki o przekroju prostokątnym:

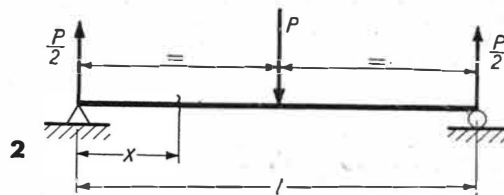
$$\frac{h}{l} = 0,1; \quad \frac{r^2}{l^2} = \frac{h^2}{12l^2} = \frac{1}{1200}; \quad \frac{E_{lam}}{G_z} = 30$$

oraz $k = \frac{3}{2}$ otrzymuje się

$$f = -\frac{Pl^3}{3EI} (1 + 0,113)$$

Zatem błąd wynikający z nieuwzględnienia wpływu ścinania na obliczoną wartość E może w tym przypadku przekraczać 11%.

Belka na dwóch podporach, obciążona siłą skupioną w połowie rozpiętości



Z uwzględnieniem wpływu ścinania na odkształcenie otrzymuje się dla belki na dwóch podporach następujące zależności:

a) dla lewej strony belki

kąt odkształcenia postaciowego:

$$\beta = -\frac{kP}{2FG}$$

równanie linii ugięcia

$$EIy = \frac{Px^3}{12} - \frac{Pl^2x}{16} - \frac{kP}{2FG}Elx$$

dla $x = \frac{l}{2}$

$$y = f = \frac{Pl^3}{48EI} - \frac{kPl}{4FG}$$

lub wprowadzając oznaczenia, jak w przypadku poprzednim:

$$f = -\frac{Pl^3}{48EI} \left(1 + \frac{12kEr^2}{Gl^2} \right)$$

b) dla prawej strony belki

kąt odkształcenia postaciowego:

$$\beta = \frac{kP}{2FG}$$

równanie linii ugięcia:

$$EIy = -\frac{Px^3}{12} + \frac{Plx^2}{4} - \frac{3Pl^2x}{16} + \frac{kPEIx}{2FG} + \frac{Pl^3}{48} - \frac{kPEIl}{2FG}$$

dla $x = \frac{l}{2}$

$$f = -\frac{Pl^3}{48EI} \left(1 + \frac{12kEr^2}{Gl^2} \right)$$

Jeśli dla laminatowej belki prostokątnej przyjąć te same założenia, co w przypadku poprzednim, tzn.

$$\frac{h}{l} = 0,1; \quad \frac{E_{lam}}{E_z} = 30; \quad k = \frac{3}{2}$$

to dla belki na dwóch podporach obciążonej siłą skupioną w połowie rozpiętości otrzymuje się

$$f = -\frac{Pl^3}{48EI} (1 + 0,45)$$

czyli, że obliczona wartość E przy nieuwzględnieniu wpływu naprężeń ścinających na odkształcenie zawiera w tym przypadku błąd rzędu 45%.

Dla materiałów laminatowych zawierających układ włókien równoległych od osi belki lub ortogonalnych z jednym układem do tej osi równoległym przy wyznaczaniu współczynnika sprężystości przy zginaniu nie można pomijać wpływu odkształceń postaciowych, ponieważ ich nieuwzględnienie prowadzi do bardzo dużych błędów wynikowych. Najlepiej jest stosować przy określaniu modułu sprężystości metodą doświadczalną układ obciążenia badanych próbek czystymi momentami zginającymi.

Dokończenie ze str. 9

Ponieważ najważniejszym parametrem różniącym ciecze imitujące od rzeczywistych jest różnica w ich ciężarach właściwych, przeto uzyskane wartości v_{mi} przelicza się na rzeczywiste v_i według przybliżonej zależności:

$$v_i \approx v_{mi} \sqrt{\frac{\gamma_u}{\gamma_p}}$$

Wyniki badań dwóch typów wtryskiwaczy pokazano na rys. 7.

Rozciągnięcie opisanej metody na całą głowicę wtryskową umożliwia poznanie jej właściwości wpływania na kształtowanie się procesów przygotowywania mieszaniny palnej składników materiału pędnego. Znajomość tego wpływu przed przystąpieniem do badań „gorących” umożliwia wprowadzenie koniecznej korekty parametrów podstawowych badanej głowicy, co w efekcie prowadzi do ograniczenia kosztownych badań „gorących” oraz do skrócenia czasu przekazania opracowanych silników do eksploatacji.

Literatura

1. Dobrowolski M. N.: *Żidkostnyje raketnyje dwigateli*, Moskwa 1968.
2. Mielkumow T. M., Melik-Paszajew N. T.: *Tieorija dwigatielej*, WWIA 1962.
3. Woroblow P. A. i inni: *Tieorija i ispytanija raketnych dwigatielej*, Leningrad 1965.
4. Borodin B. A. i inni: *Raspytowanije židkosti*, Maszgil 1967.
5. *Astronautics and Aeronautics*, 1965 June.

Warto przeczytać...

MARCIN SCHMIDT

METEOROLOGIA

Wydawnictwa Komunikacji i Łączności. Warszawa 1969. Wydanie I. Nakład 3000 + 200 egz. Ark. wyd. 8,4 Cena zł 12.—.

Książka zawiera szczegółowe omówienie wybranych zagadnień z meteorologii, szczególnie interesujących pilotów szybowcowych wykonujących długie przeloty oraz loty wysokościowe i wyczynowe.

Książka, przeznaczona dla pilotów posiadających licencję pilota szybowcowego, ma na celu przygotowanie pilotów do wyczynowych lotów szybowcowych.

W artykule omówiono krótko składowe elementy radarowego systemu dokładnego podejścia do lądowania GCA — urządzenia PAR i SRE — oraz współdziałające często z tym systemem urządzenie ILS; przedstawiono alternatywne zastosowania systemu GCA i urządzeń ILS na lotniskach komunikacyjnych — system GCA jest wykorzystywany albo jako uzupełnienie urządzeń ILS, albo jako samostanny system, w przypadku gdy zainstalowanie urządzeń ILS jest niemożliwe, np. ze względów terenowych, lub niepotrzebne; scharakteryzowano stan obecny wyposażenia polskich lotnisk w systemy GCA i urządzeń ILS i podano zamierzenia na przyszłość w tym zakresie.

RADAROWY SYSTEM DOKŁADNEGO PODEJŚCIA DO LĄDOWANIA I JEGO INSTALOWANIE NA LOTNISKACH

W związku z szybkim rozwojem udoskonalonych i powszechnie standaryzowanych urządzeń ILS (Instrument Landing System) z jednej strony a wzrostem prędkości i ciężaru stosowanych w lotnictwie komunikacyjnym samolotów, jak również wzrostem natężenia ruchu lotniczego na lotniskach z drugiej strony wśród specjalistów zajmujących się zagadnieniami ruchu lotniczego przeważa na ogół opinia, że znaczenie i stosowność składowego elementu radarowego systemu dokładnego podejścia do lądowania, jakim jest radar dokładnego podejścia PAR (Precision Approach Radar), znacznie spada.

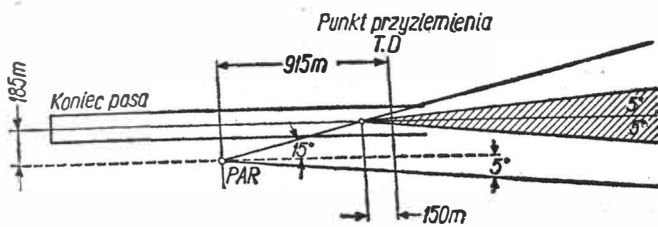
Opinię powyższą w pewnej mierze potwierdzają odpowiednie autorytatywne dla państw-członków ICAO przepisy tej organizacji, perferując dla wszystkich lotnisk o znaczeniu międzynarodowym instalowanie urządzeń ILS.

Niniejszy artykuł ma na celu przedstawić pewne alternatywne zastosowania urządzeń radarowego systemu dokładnego podejścia do lądowania, zwanego dalej GCA (Ground Control Approach) oraz urządzeń ILS na lotniskach komunikacyjnych.

Jak wspomniano wyżej, jednym z elementów systemu GCA jest urządzenie radarowe PAR. Do systemu należy jeszcze drugi główny element — SRE (Surveillance Radar Element), tj. radar dozoru, zwany również radarem kontroli zbliżania. Obydwa elementy wyposażone są w urządzenia do dwustronnej łączności z samolotami oraz — zależnie od stanu wyposażenia technicznego lotniska — w wiele pomocniczych urządzeń usprawniających pracę kontrolerów ruchu lotniczego, jak np. system telewizyjny, system przekazywania informacji meteorologicznych, sygnalizacja przejścia kontroli itp.

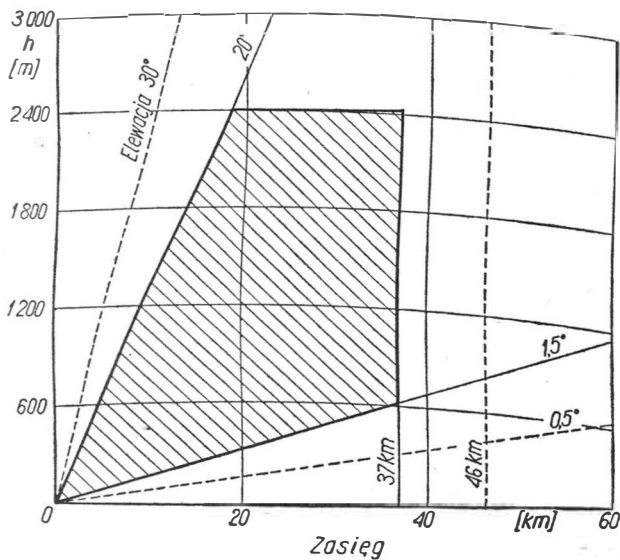
Radar dokładnego podejścia do lądowania PAR jest zdolny do wykrywania i wskazywania pozycji samolo-

tu o skutecznej powierzchni odbicia 15 m^2 lub większej (dla porównania — średni samolot dwusilnikowy ma skuteczną powierzchnię odbicia od 25 m^2 w górę), które znajdują się w sektorach przeszukiwania anten — w azymucie 20° i w elewacji 7° oraz w odległości $16,7 \text{ km}$ od odpowiedniej anteny.



1. Lokalizacja elementu PAR względem pasa lotniskowego

PAR powinien być tak zlokalizowany względem pasów lądowania, aby dla kontrolowanych kierunków podejść możliwe było całkowite pokrycie sektora od wierzchołka w punkcie 150 m od punktu przyziemienia TD, mierząc w kierunku końca pasa lądowania, oraz wycinka $\pm 5^\circ$ od linii centralnej pasa w azymucie i od -1° do $+6^\circ$ — w elewacji (rys. 1).



2. Zasięg działania radaru SRE

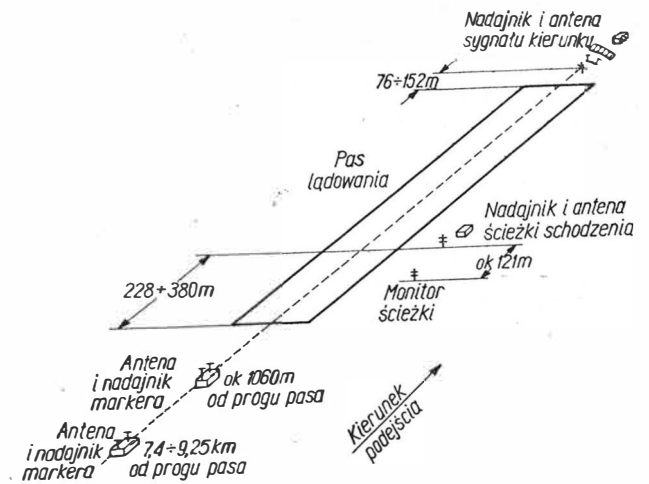
Dopuszczalny błąd w odniesieniu do dewiacji od położenia „na kursie” wynosi 9 m . Istnieje możliwość rozróżnienia pozycji dwóch samolotów znajdujących się o $1,2^\circ$ od siebie.

Dopuszczalny błąd wskazania od wybranej ścieżki schodzenia wynosi 6 m . Istnieje możliwość rozróżnienia pozycji dwóch samolotów, które znajdują się o $0,6^\circ$ w elewacji od siebie.

Dopuszczalny błąd we wskazaniu odległości od punktu przyziemienia TD nie przekracza 30 m plus 3% odległości od TD. Istnieje możliwość rozróżnienia pozycji dwóch samolotów, które znajdują się o 120 m od siebie na tym samym azymucie.

Informacje są w całości powtarzane przynajmniej raz na sekundę.

Radar kontroli zbliżania SRE jest zdolny do wykrywania samolotów o skutecznej powierzchni odbicia 15 m^2 lub większej, które znajdują się w polu widoczności



3. Lokalizacja instalacji ILS

anteny w obszarze jak na rys. 3 (linie kreskowane przedstawiają zasięg SRE zalecany przez ICAO). Dokładność wskazań pozycji w azymucie wynosi $\pm 2^\circ$ pozycji rzeczywistej; możliwe jest rozróżnienie pozycji dwóch samolotów, które znajdują się o 4° w azymucie jeden od drugiego.

Błąd we wskazaniach odległości nie przekracza 3% odległości rzeczywistej bądź 150 m , zależnie od tego, która z tych wartości jest większa.

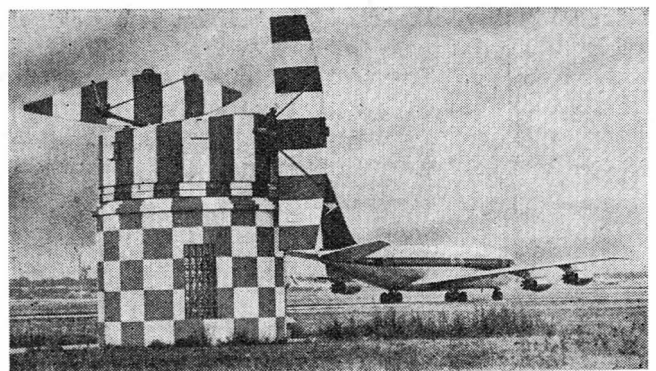
Urządzenie może wznawiać informacje dotyczące odległości i azymutu każdego z samolotów w obrębie obszaru pokrycia przynajmniej co 4 sekundy.

Urządzenie ILS składa się z czterech funkcjonalnych zespołów: nadajnika kierunku, nadajnika ścieżki schodzenia, dwóch nadajników markerów oraz aparatury pokładowej. Stosowany zasięg emisji nadajnika kierunku jest rzędu 46 km (dla sektora $\pm 10^\circ$), a zasięg nadajnika ścieżki schodzenia — 17 km . Dopuszczalne tolerancje dla urządzeń systemu ILS są zróżnicowane w zależności od klasy, przy czym tolerancje dla ścieżki schodzenia są dwukrotnie ostrzejsze. Sposób lokalizacji instalacji ILS na lotnisku pokazuje rys. 4.

Wspólnym punktem odniesienia łączącym pomoce ILS i PAR jest punkt usytuowany na określonej wysokości pionowo na przecięciu osi kursu i progu pasa, przez który przechodzi przedłużenie ścieżki schodzenia. Wysokość punktu odniesienia powinna być najbardziej zbliżona do wysokości optymalnej 15 m i powinna wynosić:

- dla ILS kategorii I — 15 m z tolerancją $\pm 3 \text{ m}$
- dla ILS kategorii II i III — 15 m z tolerancją $\pm 3 \text{ m}$.

4. Urządzenie PAR-T4 na lotnisku we Frankfurcie n.Menam



Ponieważ urządzenie PAR przystosowane jest do sprowadzania samolotów pod dwoma kątami ścieżek schodzenia (na ogół $2,5^\circ$ i 3°), obliczeń lokalizacji punktu przyziemia dokonuje się przy założeniu, aby obydwie ścieżki przechodziły możliwie najbliżej punktu odniesienia 15 m.

Jak wspomniano we wstępie, przepisy ICAO (Annex 10) dla wszystkich lotnisk międzynarodowych jako standardową pomoc dla końcowego podejścia i lądowania zalecają instalowanie urządzeń ILS. Odstępstwem od tej zasady są lotniska, gdzie warunki klimatyczne i ruchowe oraz typy stosowanych samolotów są takie, że zapewniona jest regularna, skuteczna i ekonomiczna praca i brak ILS nie będzie powodował zakłóceń w tej pracy, lotniska, których zastosowanie w międzynarodowym ruchu lotniczym jest tak ograniczone, że instalacja ILS nie byłaby ekonomicznie usprawiedliwiona oraz lotniska, gdzie wymagania dla kierowania podejściem mogą być dobrze spełnione przez same pomoce wizualne.

W świetle zaleceń ICAO radarowy system dokładnego podejścia łącznie z innymi elementami dla sprawnego współdziałania z kontrolą ruchu lotniczego powinien być instalowany i wykorzystywany jako uzupełnienie urządzeń ILS wszędzie tam, gdzie instalacja taka będzie rzeczywiście pomocna dla kontroli ruchu lotniczego przy kierowaniu samolotami wykorzystującymi ILS oraz gdy system GCA będzie faktyczną pomocą dla zwiększenia dokładności i ułatwienia końcowego podejścia do lądowania samolotów, które nie są wyposażone w aparaturę umożliwiającą korzystanie z systemu ILS.

System GCA powinien być zainstalowany i wykorzystywany do pracy na lotniskach, gdzie ILS jest normalnie wymagany, lecz instalacja taka jest technicznie niewykonalna. Chodzi tu głównie o ukształtowanie terenu i ewentualnie inne przeszkody na i wokół lotniska, powodujące deformację charakterystyk promieniowania ILS. Dla urządzeń produkowanych dotychczas tzw. „współczynnik chropowatości powierzchni” dopuszczalny dla prawidłowej pracy nadajnika kierunku i ścieżki schodzenia był rzędu kilkunastu centymetrów. Dla konstrukcji nowszych, wynikających z modyfikacji charakterystyki promieniowania przyziemnego, tolerancje są rozszerzone. Istotnym czynnikiem możliwości instalowania ILS jest również pochyłość powierzchni w sektorach wokół anten emitujących sygnały kierunku i ścieżki schodzenia, które dla odpowiednich sektorów wynoszą odpowiednio 1 : 100 i 1 : 200.

Tam, gdzie wymagania kontroli ruchu lotniczego określają, że dla sprowadzania samolotów stosujących ILS nie jest konieczne zainstalowanie systemu GCA, należy zastosować tylko sam element PAR.

Radar kontroli zbliżania SRE w żadnym przypadku nie jest brany pod uwagę jako zastępujący cały system GCA. SRE powinien być natomiast zainstalowany i wykorzystywany jako pomoc dla kontroli ruchu lotniczego przy kierowaniu samolotami, które mają zamiar do podejścia zastosować ILS, oraz do nadzoru radarowego przy zbliżaniu i odlotach.

Reasumując, stosowanie wszystkich trzech urządzeń uzależnione jest od wielu istotnych czynników i decyzję w tej sprawie powinny podejmować zgodnie z zaleceniami ICA odpowiednie organy zarządzające ruchem lotniczym w danym państwie.

6. Wieża z anteną radaru SRE



Niektóre państwa publikują informacje o wycofywaniu radaru PAR z użycia uzasadniając to tym, że dla samolotów ciężkich i szybkich kierowanie podejściem za pomocą PAR jest utrudnione oraz że przy istnieniu pasów równoległych na lotnisku współczynnik wykorzystania PAR zmniejsza się.

Twierdzenie to jest słuszne, lecz rozpatrując główne zalety urządzenia PAR, jak: możliwość stosowania jednego urządzenia dla kilku kierunków podejść do lądowania i możliwość sprowadzania na jednej z dwu ścieżek schodzenia, dużą niezależność instalacji PAR od terenowych warunków na danym lotnisku oraz porównywalne wady ILS: jedno urządzenie kontroluje tylko jeden kierunek lądowania, urządzenie może być cechowane tylko na jedną ścieżkę schodzenia oraz, pomimo nowszych konstrukcji, większą zależność od terenowych warunków na lotnisku — można stwierdzić, że stosowalność obydwu urządzeń jest nadal aktualna. W nawiązaniu do kosztów instalacji poszczególnych urządzeń warto podać ceny niektórych z nich: PAR 2 (produkcji Telefunken) — rzędu 200 000 dol., PAR T3 (produkcji AEG-Telefunken) — rzędu 300 000 dol., ILS klasy I/II firmy Pye — rzędu 100 000 dol., ILS klasy II/III form Wilcox lub STC — rzędu 500 000 dol.

Obecny stan wyposażenia polskich lotnisk w systemy GCA i urządzenia ILS wygląda następująco:

Lotnisko Warszawa-Okęcie — system GCA plus ILS kategorii I na jednym z kierunków lądowania

Lotnisko Kraków-Balice — PAR

Lotnisko Gdańsk-Wrzeszcz — PAR (w budowie)

Lotnisko Poznań-Ławica — urządzenie ILS kategorii II (w budowie).

Oprócz tego na lotniskach Poznań-Ławica i Kraków-Balice zainstalowane są radary spełniające z punktu widzenia zasięgu wymagania SRE, lecz ze względu na węższą charakterystykę pokrycia pionowego nie mogą być sklasyfikowane jako SRE według norm ICAO. Pełnią one pomocniczą funkcję nadzoru radarowego przy dołotach i odlotach.

Perspektywicznie przewiduje się instalację SRE na lotnisku Gdańsk-Wrzeszcz (bądź na nowym miejscu lokalizacji lotniska gdańskiego) oraz instalacje urządzeń ILS odpowiedniej klasy na kilku dalszych lotniskach.

EFEKTYWNOŚĆ EKONOMICZNA I PROBLEMY ROZWOJU POLSKICH LINII LOTNICZYCH „LOT”

Wprowadzony w 1968 r. w PLL „Lot” nowy system finansowy ujawnił rentowność linii zagranicznych i ogólną rentowność przedsiębiorstwa oraz dał możliwość oparcia jego działalności gospodarczej na jednolitych kryteriach, linie zagraniczne PLL „Lot” zapewniają uzyskiwanie dewiz po niskim kursie, jednak dalsze możliwości rozwoju europejskich linii „Lotu” są ograniczone; poza tym daje się obserwować odpływ pasażerów z tych linii na połączenia bezpośrednie. W tej sytuacji dalszy wzrost przewozów zagranicznych PLL „Lot” jest uzależniony od uruchomienia linii dalekiego zasięgu. Linia ta powinna zostać uruchomiona jak najszybciej ze względu na istniejącą jeszcze możliwość wejścia na trasę dalekiego zasięgu samolotami obecnej generacji w tym przypadku samolotami Il-62. Uruchomienie linii dalekiego zasięgu wywarłoby również korzystny wpływ na rentowność linii krajowych, ponieważ umożliwiłoby przesunięcie z linii zagranicznych na krajowe samolotów Il-18, które — według autora artykułu — byłyby bardziej ekonomiczne niż samoloty An-24. W zakończeniu artykułu autor podaje propozycje dotyczące środków finansowych potrzebnych do dalszego rozwoju PLL „Lot”.

Problemy ekonomii i rozwoju transportu lotniczego poruszane są, przynajmniej fragmentarycznie, w naszej prasie specjalistycznej, przeznaczonej dla wąskiego grona czytelników, poza tym co parę lat przypomina o tych sprawach jakiś artykuł w czasopiśmie codziennym*) i w zasadzie na tym się kończy powszechna informacja z tej dziedziny. Stwierdzając ten stan rzeczy widzimy równocześnie stosunkowo liczne publikacje na temat technicznych postępów lotnictwa, różnych ciekawostek z tej dziedziny lub też dostrzeżonych zalet czy usterek w poziomie obsługi. Można odnieść wrażenie, że ekonomiczne efekty transportu lotniczego muszą być bardzo mętne lub bardzo wstydliwe, jeśli się o nich szerzej nie chce mówić.

Szersze przedyskutowanie tych spraw wydaje się konieczne. Istotnie, dla ogółu obywateli, nie wyłączając niekiedy nawet kompetentnych działaczy gospodarczych spoza lotnictwa, nie jest wcale jasne, jaką właściwie rolę spełnia transport powietrzny w gospodarce kraju. Czy przynosi rzeczywiste korzyści gospodarce, czy jest dla gospodarki narodowej ciężarem. Dość często spotykamy się jeszcze z tradycyjnym poglądem, że komunikację lotniczą trzeba mieć ze względów prestiżowych, aby nie zabrakło naszej flagi na niebie. Że poza tym spełnia ona funkcje usługowe w stosunku do administracji państwowej i być może w stosunku do innych dziedzin gospodarki tylko jak wielkim kosztem? Że wreszcie stanowi usługę typu ekskluzywnego, którą dobrze byłoby i u nas rozwijać, gdybyśmy tylko byli trochę bogatsi. A w rentowność transportu lotniczego nie tylko nie bardzo chce się wierzyć, ale nawet uważa się, że nie ona jest tu ważna. Tymczasem niepostrzeżenie dla ogółu, pod naciskiem stale zwiększających się potrzeb i zgodnie ze światowymi tendencjami¹ nasze przewozy lotnicze wznoszą się znacznie szybciej niż postępuje rozwój innych gałęzi gospodarki. Co pięć lat praca przewozowa PLL „Lot” wzrasta ponad dwukrotnie. I choć jesteśmy jeszcze ciągle opóźnieni w rozwoju komunikacji lotniczej, to przecież nie można lekce-

ważyć jej znaczenia choćby tylko dlatego, że jej obroty przekraczają już miliard złotych rocznie. Tylko — czy cieszyć się tym, czy niepokoić?

W rzeczywistości sprawa przedstawia się tak: w 1968 r. „Lot” przyniósł 324 miliony zł zysku z linii zagranicznych, 9 milionów zł ze sprzedaży usług pomocniczych oraz 153 miliony zł niedoborów pokrytych z dotacji na liniach krajowych. Całość operacji zamknęła się więc 180 milionami złotych nadwyżki². Zostawmy na chwilę na uboczu sprawę działalności krajowej i zatrzymajmy się na zagranicznej.

Rentowność dewizowa i czynniki warunkujące dalszy wzrost uzysków

Ruch zagraniczny stanowił w 1968 r. blisko 70% pracy przewozowej, a sprzedaż usług zagranicznych blisko 90% wartości całej działalności „Lotu”. Działalność ta ma więc przede wszystkim charakter eksportu usług ewentualnie antyimportowy. Stąd też nowy, eksperymentalny system finansowy wprowadzony w ubiegłym roku dla „Lotu” opiera się na zasadach podobnych do tych, które — co prawda tylko pozabilansowo — zastosowano już wcześniej w handlu zagranicznym przy określaniu efektywności eksportu towarów³. W obecnym systemie finansowym „Lotu” przyjęto przeliczniki walut obcych jednakowe po stronie wpływów i wydatków, a zróżnicowane tylko według stref płatności. Przeliczniki te spełniają rolę kursów granicznych, określając sferę działalności opłacalnej dla przedsiębiorstwa, a równocześnie — sferę, w której Państwo uznało za celowe rozwijanie tej działalności. Uwzględniając fakt, iż średnie kursy wynikowe przy uzyskiwaniu

¹ Kujawska D.: *Sytuacja Polski na rynku lotniczych przewozów pasażerskich dalekiego zasięgu*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1970 nr 1.

² Wg danych ustalonych zgodnie z nowym systemem finansowym opartym na zarządzeniu nr 56 Prezesa Rady Ministrów z dnia 8 lipca 1968 r.

³ Rydygier W.: *Zmiany w handlu zagranicznym*, „Życie Gospodarcze” 1966 nr 35—37

* Zob. artykuły H. Chądzyńskiego w „Życiu Warszawy”

dewiz przez „Lot” są stosunkowo niskie⁴, graniczne przeliczniki walut dla komunikacji lotniczej ustalono na poziomie niższym od podstawowych kursów granicznych opłacalności eksportu towarowego⁵. Pomimo to przeliczniki są wystarczające na to, aby zapewnić „Lotowi”, przy stale wzrastającej sumie uzysku dewiz netto i przy wykazującym tendencję zniżkową kursie wynikowym, stosunkowo wysoką rentowność również w rachunku złotowym i spory margines na podejmowanie nowych transakcji. Dotacje dla linii zagranicznych, które były w przeszłości potrzebne przy stosowaniu przeliczników wyższych po stronie wydatków i niższych po stronie wpływów, obecnie stały się zbędne. Poza ujawnieniem rentowności przewozów zagranicznych nowy system dał też możliwość oparcia całej działalności gospodarczej przedsiębiorstwa na jednolitych kryteriach, ułatwiających samo gospodarowanie i jego ocenę przy zastosowaniu stosunkowo prostych metod rachunku ekonomicznego, zrozumiałych dla kierownictwa i dla personelu.

Na marginesie trzeba dodać, że wprawdzie sam system finansowy „Lotu” stanowi postęp w stosunku do sytuacji w eksporcie towarowym ze względu na wprowadzenie do księgowości przedsiębiorstwa zasad stosowanych w handlu zagranicznym tylko pozaksięgowo, to jednak pod niektórymi względami jest mniej konsekwentny. Nie towarzyszy mu ani taki zakres operatywnej samodzielności przedsiębiorstwa, ani taki zespół bodźców, jaki przyjęto dla eksporterów. „Lot” nie ma dotąd funduszu zakładowego, a tytułem funduszu nagród za efektywność dewizową otrzymuje zaledwie 0,375% zysku z działalności zagranicznej. A przecież warto stworzyć korzystniejsze warunki dla rozwijania rentownych przewozów dewizowych. Zagadnienie to jest przedmiotem prac właściwych organów i można mieć nadzieję na rychłe wprowadzenie nowego, realnego i konsekwentnego systemu bodźców.

A zatem — można by powiedzieć — mamy przed sobą obraz zachęcający: wysoką rentowność dewizową, duży zysk, nowy system pozwalający na prawidłowe programowanie i ocenę ekonomiczną lotniczych przewozów zagranicznych, perspektywę dalszego udoskonalania systemu. Dodajmy do tego postępującą modernizację sprzętu, wyrażającą się ostatnio dostawą samolotów odrzutowych Tu-134. I można by życzyć tylko „Lotowi” i gospodarce narodowej dalszego szybkiego wzrostu przewozów, które — według oceny fachowców — mogłyby w ciągu kilku lat przynosić już uzyski dewiz netto co najmniej 3-krotnie większe od wykazanych obecnie⁶.

Tu jednak zaczyna się problem najpoważniejszy. Krótko mówiąc, możliwości szybkiego wzrostu naszych przewozów lotniczych w obrębie Europy i rejonu Morza Śródziemnego, są ograniczone. Główny potencjał rynku naszych przewozów zagranicznych mieści się na trasach dalekiego zasięgu⁷. Gdybyśmy pasażerów z krajów i do krajów zamorskich przewozili nie tylko na odcinkach europejskich, lecz również na odcinkach zamorskich, już to samo pozwoliłoby nam zwiększyć pracę przewozową linii zagranicznych o ok. 70%. Z drugiej strony, przy ogólnej tendencji pasażerów do przechodzenia na połączenia bezpośrednie, znacznie dogodniejsze i przyspieszające podróż, nieuruchomienie odpowiednich połączeń dalekiego zasięgu przez „Lot” musi spowodować naturalny odpływ z naszych linii europej-

skich znacznej części pasażerów zamorskich, którzy jeszcze dotąd godzili się na podróż „łamaną”. Że groźba ta jest realna, świadczy o tym fakt, że nasza przewaga nad partnerami w liczbie pasażerów przewożonych z Polski i do Polski, która wzrastała do 1967 r., zmniejszyła się w 1968 r. i mamy już wskaźniki dalszego pogorszenia się sytuacji w bieżącym roku. A więc nie liczba pasażerów i ilość ładunków w obrębie eksploatowanej sieci, lecz wydłużenie tras przewozu warunkuje możliwości właściwego, dynamicznego rozwoju naszych przewozów międzynarodowych.

Tymczasem samolotów dalekiego zasięgu nie ma w taborze „Lotu”.

Rzecz zrozumiała, że wobec ograniczonych w skali gospodarki narodowej możliwości inwestycyjnych nie wszystkie potrzeby mogą być zaspokojone. Skąd wygospodarować środki — do tego zagadnienia wypadnie powrócić w dalszych rozważaniach.

Poprawa rentowności przewozów krajowych

Komunikacja krajowa, stanowiąca zresztą, jak już wspomniano, stosunkowo niewielką część działalności „Lotu”, jest rzeczywiście według bilansu przedsiębiorstwa nierentowna. Obecnie wpływy z linii krajowych pokrywają koszt eksploatacji zaledwie w ok. 40%. Globalna wartość niedoboru wzrasta w ostatnich latach, mimo tendencji do poprawiania wyników jednostkowych zmniejszenia kosztów jednostkowych, bowiem wzrost przewozów postępował szybciej niż poprawa wyników. Głębsza analiza prowadzi do skorygowania tego niekorzystnego obrazu.

P o p i e r w s z e — krajowa komunikacja lotnicza jest nie tylko usługą na rzecz innych gałęzi gospodarki narodowej. Poza okresami szczytów wakacyjnych na naszych liniach przeważają pasażerowie służbowi. Ich czas, ich wygoda, ich wydatki związane z podróżą mają jakąś wartość, a użycie samolotu może przynieść gospodarce narodowej korzyść, która skompensuje przynajmniej w części dopłatę ponoszoną w postaci dotowania przekaźnika⁸. Dodajmy też niewymierne korzyści, wynikające z przyspieszenia załatwienia spraw gospodarczych, a zrozumiałe się stanie, dlaczego nasze rady narodowe i liczne organizacje gospodarcze tak gwałtownie domagają się rozwijania lotniczych połączeń krajowych. P o d r u g i e — deficytowość linii krajowych nie jest czymś nieuniknionym. Przy spełnieniu określonych warunków, opisanych w opracowanym w ubiegłym roku

⁴ Są o połowę niższe od średnio uzyskiwanych w eksporcie towarowym. W sprawie metody rachunku zob. moja monografia pt. *Transport w międzynarodowym obrocie osobowym*, SGPIŚ, Warszawa 1967 r. III, oraz PKP, opracowanie OBE 3—22 mgr T. Jakobiego i mgr K. Bentkowskiej: *Metodyka badania opłacalności dewizowej transportu lotniczego na przykładzie PLL „Lot”*, lipiec 1968 r.

⁵ Zob. § 2 Uchwały Rady Ministrów nr 372 z 1966 r.

⁶ W 1968 r. uzysk dewiz netto w PLL „Lot” wyniósł 6 mln dolarów przeliczeniowych.

⁷ Zob. SITK, Konferencja Naukowo-Techniczna pt. *Lotnictwo komunikacyjne dalekiego zasięgu*, Referaty, Warszawa 1969, oraz referat generalny mgr inż. T. Kostii i wnioski konferencji BILC, zeszyt specjalny, „Lotnictwo komunikacyjne dalekiego zasięgu”, październik 1969 r.

⁸ Zob. N. G o r i e ł o w, *Aeroflot w ekonomice strony*, Graždanskaja Awiacja nr 5 z 1969 r.

programie rozwoju lotniczej komunikacji krajowej⁹, możliwe jest zahamowanie wzrostu dopłat i w dalszej perspektywie osiągnięcie nawet pełnej rentowności tej komunikacji. Do zasadniczych warunków należy osiągnięcie odpowiednio dużej masy przewozów, powiedzmy 5 razy większej niż obecne co ze względów rynkowych byłoby kwestią 8—9 lat, na obecnej sieci lotnisk, należycie wyposażonych i intensywnie obsługiwanych, przy użyciu większych samolotów. Należałoby w związku z tym wprowadzić w przyszłości na sieć krajową — poza samolotami An-24 — samoloty Il-18, dla których koszt oferowanego tonokilometra kształtuje się niemal dwukrotnie taniej niż na eksploatowanych dotąd samolotach mniejszych. Warto dodać, że wspomniany program nie zakładał istotnych zmian w średnim poziomie taryf, choć uwzględniał potrzebę ich zróżnicowania w zależności od sezonu lub pory doby.

Głębsza analiza wykazuje więc, że krajowe przewozy lotnicze wcale nie są dla Państwa tak bardzo nieopłacalne jakby to wynikało ze sprawozdawczości finansowej „Lotu” oraz, że w każdym razie widać realne możliwości zmniejszenia, jeśli nie wyeliminowania w ogóle, dopłat do tej dziedziny działalności przedsiębiorstwa w przyszłości. Czy nastąpi to za lat kilka czy kilkanaście, to zależy będzie od przyjętego w planach wzrostu przewozów krajowych. A to zagadnienie wiąże się znowu ściśle z tym, jak szybko samoloty Il-18 będą mogły być przesuwane na sieć krajową z linii zagranicznych, na których byłyby zastępowane przez bardziej konkurencyjne samoloty odrzutowe dopiero w dalszej przyszłości przewiduje się wprowadzenie odrzutowców również na trasy wewnętrzne. Inaczej mówiąc, poprawa rentowności linii krajowych będzie postępować tym szybciej, im szybciej będzie się rozwijać wysoce opłacalne przewozy zagraniczne¹⁰. A to stwierdzenie zbliża nas już nieco do właściwych konkluzji.

Nieuchronność rozwoju i optymalne kierunki

Pomimo trudności i nie zawsze dostatecznych środków (tabor, zaplecze), nasze przewozy lotnicze wzrastają dynamicznie. W 1960 r. wykonaliśmy pracę przewozową równą 11 mln tonokilometrów, w 1965 r. — 25 mln, a na 1970 r. przewiduje się 64 mln tonokilometrów. Wszystko wskazuje na to, że wzrost ten nadal się utrzyma. Jest to nieubłagana konieczność, wynikająca ze wzrastającego nacisku potrzeb innych gałęzi gospodarki narodowej i z ogólnego szybkiego wzrostu transportu lotniczego na świecie. Jak można oprzeć się temu przy naszych opóźnieniach w tej dziedzinie? Jesteśmy na ostatnim miejscu w Europie, gdy chodzi o wielkość przewozów lotniczych na głowę mieszkańca, a także jeśli porównamy wartość naszego udziału w międzynarodowych przewozach lotniczych z wartością udziału w całym handlu światowym. Pod względem wartości pracy przewozowej w ruchu zagranicznym wyprzedziły nas m.in. Bułgaria, Jugosławia, NRD, Rumunia i Węgry, nie mówiąc już o ZSRR i Czechosłowacji. A nie zanosi się przy tym na zatrzymanie wzrostu transportu lotniczego w innych krajach, skoro — jak to wyliczyli eksperci z instytutu Battelle w Genewie — w ciągu najbliższych 20 lat pasażerskie przewozy lotnicze w Europie wzrosną ok. 20-krotnie, a ich udział w całości przewozów pasażerskich wzrośnie z 5 do 22%¹¹. Wzrost przewozów towarowych samolotami będzie jeszcze szybszy, chociaż udział transportu lotniczego w całości

przewozów towarowych będzie skromniejszy. Prognozy wskazują też na przesuwanie się głównej masy przewozów lotniczych na coraz dłuższe trasy¹².

Oczywiście, wzrost przewozów odbywa się przy stale wzrastających nakładach inwestycyjnych, w szczególności na zakup sprzętu latającego. Co prawda nowoczesny samolot odrzutowy może dzięki większemu udźwignowemu, większej prędkości i zwiększonej ilości godzin pracy rocznie wykonać pracę przewozową od 10 do 50 razy większą od dajmy na to wysłużonych samolotów Il-14, a w dodatku przy znacznie niższym jednostkowym koszcie przewozu. Niemniej jednak koszt zakupu nowoczesnego samolotu jest bardzo znaczny. Jeśli policzyć również wydatki na zabezpieczenia naziemne (zresztą ponoszone nie tylko dla potrzeb naszych własnych samolotów, ale tak samo dla zabezpieczenia ruchu samolotów obcych w naszym kraju), stwierdzimy, że ta nowa dziedzina transportu kosztuje coraz więcej. Czy jeśli praca przewozowa podwaja się co 3—4 lata, jak to się dzieje i z pewnością dzieć będzie nadal w „Locie”, musi to oznaczać również szybki wzrost inwestycji na nasze lotnictwo komunikacyjne? Na szczęście tak nie jest. Okazuje się, że dzięki wzrastającej wydajności pracy taboru i personelu możliwe jest zwiększenie efektu inwestycji w taki sposób, że w każdym następnym pięcioleciu praca przewozowa przypadająca na każdą zainwestowaną złotówkę jest do dwóch razy większa niż w pięcioleciu poprzednim. Jeśli jednak trzeba zwiększać pracę przewozową szybciej niż pozwala na to wzrost efektywności inwestycji mierzonej w jednostkach fizycznych, wówczas nieunikniony staje się również odpowiedni wzrost nakładów inwestycyjnych.

Przyjmijmy jednak ewentualność najmniej dla rozwoju transportu lotniczego korzystną, mianowicie brak zwiększonych środków inwestycyjnych na najbliższy okres czasu. Jak w takim przypadku zagospodarować środki posiadane? Jak wyjaśniono, rozwój przewozów krótkiego zasięgu w Europie jest możliwy tylko w minimalnym stopniu, konieczne zaś jest przede wszystkim wydłużenie tras przewozu. Gdyby nawet udało się nam co niestety nie wydaje się możliwe utrzymać dotychczasowy stan rzeczy, tzn. wykonywać nadal większość przewozów z Polski i do Polski na odcinkach europejskich, za cenę pozostawienia obcym liniom przewozów na odcinkach pozaeuropejskich, to i tak wynik ekonomiczny byłby gorszy niż w przypadku zrezygnowania z ilości pasażerów na rzecz długości przewozu. Jak wiadomo bowiem, przewozy na odcinkach krótszych są znacznie mniej opłacalne, tak samo jak koszt przewozu na samolocie mniejszym jest normalnie wyższy niż na samolocie dużym. A więc, przy ograniczonych środkach powstaje problem wyboru między zakupem samolotów na-

⁹ PLL „Lot” *Możliwości i warunki poprawienia rentowności krajowej komunikacji lotniczej*, dok. nr NS-2/46/79/68 z 31.12.1968 r.

¹⁰ Zob. PLL „Lot”: *Założenia programu rozwoju komunikacji lotniczej na lata 1971—1975*, oraz CZLC: *Program rozwoju transportu lotniczego na lata 1971—1972*, czerwiec 1969. W programie założono wzrost wynoszący 114,1% w przewozach zagranicznych i 94,0% w przewozach krajowych.

¹¹ Zob. BILC, zeszyt specjalny: *Rola lotnictwa w transporcie przyszłości*, referaty wygłoszone na sympozjum IATA w 1968 r., czerwiec 1969.

¹² Zob. T. Kostia, referat generalny cyt. pod 7, s. 6 i 7, oraz D. Kujawska: *Przewozy lotnicze dalekiego zasięgu w perspektywie*, SITK, op. c.; s. 99 i n.

dających się wyłącznie do obsługi linii europejskich i zakupem samolotów większych, które mogłyby być wykorzystane nie tylko na liniach europejskich, lecz również i to przede wszystkim, na liniach dalszego zasięgu. Rachunek ekonomiczny przemawia za tym drugim wariantem. Jego realizacja pozwoliłaby utrzymać prawidłową linię rozwoju naszej międzynarodowej komunikacji lotniczej i wejść na najbardziej opłacalne rynki, chociażby w pierwszym okresie ze stosunkowo skromnym programem obsługi jednej lub dwóch najbardziej interesujących tras dalekiego zasięgu¹³.

Jeżeli miałyby być przyjęty drugi wariant, to sprawa podjęcia odnośnej decyzji stałaby się szczególnie pilna, a to przynajmniej z dwóch przyczyn.

Przede wszystkim w ciągu najbliższych kilku lat klasą sprzętu zapewniającego wykonanie największej części światowych przewozów lotniczych będą jeszcze „klasyczne” samoloty odrzutowe dalekiego zasięgu. W tej sytuacji istnieje jeszcze nadal dobra koniunktura do wychodzenia na światowe szlaki samolotami klasy takiej, jak Boeing 707, DC-8, VC-10 i ich odpowiednik radziecki Il-62, dla którego przy tym przewiduje się także wersję rozwojową (Il-62M). Samoloty tej klasy powinny w warunkach „Lotu” spłacić się same z nadwyżek wpływów dewizowych nad kosztami dewizowymi w okresie od 2,5 do 4 lat, zależnie od liczby samolotów w eksploatacji, od programu wykorzystania, kooperacji eksploatacyjnej z partnerami itd. A więc mogłyby się spłacić w całości zanim jeszcze musiałyby stawić czoło bardziej nowoczesnym i przez to bardziej konkurencyjnym samolotom klasy Boeing 747 czy naddźwiękowym i przez resztę okresu ich eksploatacji (a samolot może być użytkowany nawet ponad 10 lat) mielibyśmy już „za darmo” samoloty, które zresztą przy obniżonej taryfie mogłyby jeszcze długie lata „współistnieć” z nowymi rywalami.

Po drugie — decyzja w sprawie wyboru tego wariantu musiałaby być podjęta tym szybciej, ponieważ przygotowanie linii dalekiego zasięgu wymaga dłuższego czasu aniżeli przygotowanie linii średnio- czy krótkodystansowych. W przypadku konieczności dokonania w obecnej chwili wyboru co do częściowego tylko zaspokojenia potrzeb rozwojowych transportu lotniczego wobec niedysponowania na najbliższe lata dostatecznymi środkami należy raczej odłożyć na późniejszy okres uzupełnienie taboru dla linii europejskich i krajowych. Tym bardziej, że właśnie w drugiej połowie przyszłej pięcioletki przewiduje się pojawienie na rynkach światowych, również w ZSRR nowych, interesujących wersji sprzętu jak chociażby średniodystansowy Tu-154 lub opracowywany obecnie odrzutowiec 60-osobowy na linie krótkie. Natomiast jeśli chodzi o samoloty dalekiego zasięgu opóźnianie decyzji może nas postawić wobec konieczności wyboru między samolotem klasycznym a kilkakrotnie droższym samolotem następnej generacji. Nie unikniemy w perspektywie również i tego etapu, ale można niewątpliwie opóźnić go, dajmy na to o 10 lat, jeżeli uda się nam jeszcze wejść na linie światowe ze sprzętem klasycznym.

Skąd środki?

Oto problem, którego rozwiązanie pozwoliłoby chyba wybrnąć z istniejącego impasu. A rozwiązania mogą być różne.

Najbardziej prostą i dogodną dla naszego transportu lotniczego formą byłoby uzyskanie w normalnym trybie odpowiednich środków finansowych (limitów inwestycyjnych).

Inną formą może być samofinansowanie, tak jak to między innymi sugerowano w dokumentach V Zjazdu PZPR w odniesieniu do różnych dziedzin gospodarki narodowej. Jak wiadomo, w tym kierunku poszły koncepcje rozwoju naszej żeglugi morskiej. Transport lotniczy, jako gałąź gospodarki mniej rentowna, nadaje się niewątpliwie do zastosowania takiego samego lub podobnego systemu. Co więcej, były już wysuwane koncepcje samofinansowania pełnego, w którym „Lot” pokrywałby z własnych środków nie tylko potrzeby inwestycyjne, lecz również niedobory eksploatacyjne na liniach krajowych. Przeznaczając część funduszu amortyzacyjnego na bieżące uzupełnianie taboru można byłoby — zakładając dalszy wzrost przewozów i wpływów „Lotu” z linii zagranicznych — uzyskać tak duże nadwyżki wpływów nad kosztami, że przedsiębiorstwo mogłoby pokryć niedobory krajowe (przy odpowiednim programie nie wzrastające, pomimo wzrostu krajowych przewozów), resztę zaś nadwyżek przeznaczyć na inwestycje rozwojowe, takie chociażby, jak zakup zupełnie nowych typów sprzętu. Na sfinansowanie zakupu przedsiębiorstwo zaciągałoby kredyt, spłacany następnie z dodatkowo osiągniętych nadwyżek eksploatacyjnych. Przytoczone na wstępie wyniki finansowe pierwszego roku stosowania nowego systemu finansowego (1968 r.) zachęcają do dalszych prac nad omawianym zagadnieniem. Tylko, że decyzje w tych sprawach są na pewno tak samo trudne dla władz nadrzędnych, jak i dla samego przedsiębiorstwa, dla którego samofinansowanie stwarzałoby nowego rodzaju odpowiedzialność.

W tej nieprostej sytuacji naszego lotnictwa transportowego najistotniejsze wydaje się jednak to, że nie tylko przekroczyło ono już próg rentowności, ale stało się jedną z najbardziej opłacalnych form uzyskiwania dewiz i poprawy bilansu płatniczego, mającą przy tym wyjątkowo duże perspektywy w świetle światowych kierunków rozwojowych. To z kolei pozwala już obecnie widzieć tę gałąź gospodarki nie jako kosztowne zło konieczne, ale jako działalność zasługującą na priorytetowe traktowanie.

Warto przeczytać...

JÓZEF ZIELEZIŃSKI

WYPOSAŻENIE SZYBOWCÓW

Wydawnictwa Komunikacji i Łączności. Warszawa 1969.
Wydanie I. Nakład 3000 + 200 egz. Ark. wyd. 5. Cena zł 10.—.

Książka zawiera opis budowy, zasad działania oraz eksploatacji szybowcowych przyrządów pokładowych, jak również szybowcowej aparatury tlenowej.

Książka przeznaczona jest dla pilotów posiadających licencję pilota szybowcowego i przygotowujących się do wyczynowych lotów szybowcowych.

¹³ Ocena efektów ekonomicznych — zob. cyt. wyżej, opracowanie OBE 3—22, część trzecia, a także moje: *Opłacalność eksploatacji i efektywność nakładów*, SITK, j.w., s. 15 i n.

Czechosłowacki samolot wielozadaniowy L-410

Podobnie jak przeniosły lotnicze wielu małych krajów również czechosłowacki przemysł lotniczy skoncentrował się na budowie tylko kilku typów samolotów, które jednak przedstawiają duże możliwości eksportowe, a równocześnie mogą zaspokoić potrzeby krajowe. Najnowszym z nich jest dwusilnikowy samolot wielozadaniowy, przeznaczony głównie do przewozów pasażerskich na liniach lokalnych, L-410 „Turbolet”.

Prace projektowe nad samolotem „Turbolet” rozpoczęto w 1966 r., równocześnie z pracami nad małym turbinowym silnikiem śmigłowym M-601. Pierwszy lot 17-miejscowego prototypu, napędzanego kanadyjskimi silnikami UACL PT6A-27 o mocy 680 KM (na wale), odbył się 16 maja 1969 r. w Kunowicach. Niedługo potem samolot został pokazany na 28 Salonie Lotniczym w Paryżu.

Przy projektowaniu samolotu zwrócono dużą uwagę na prostotę konstrukcji, pojemność kadłuba i niskie koszty eksploatacyjne oraz zapewniono zgodność budowy samolotu z wymaganiami BCAR i FAR 23.

Kadłub metalowy kadłub samolotu ma lekko spłaszczony, owalny przekrój. W jego części nosowej znajduje się wyposażenie radiowe i nawigacyjne (umożliwiające loty IFR), przednie podwozie i trzy reflektory do lądowania, a bezpośrednio przed kabiną załogi — bagażnik o objętości 1,1 m³. Kabina załogi jest wyposażona w zdwojony układ sterowniczy, przy czym samolot jest przewidziany do lotów zarówno z dwoma, jak i jednym pilotem. Główna kabina ma długość 6,25 m i wysokość 1,65 m. Aby ułatwić zmiany konfiguracji kabiny, zaopatrzone ją w podłogę jednopoziomową i zapewniono możliwość wymontowania wszystkich siedzeń pasażerskich w ciągu 20 min. Zastosowano poza tym szerokie drzwi (1,25 × 1,3 m), które składają się z dwóch połówek, z tym że w konfiguracji pasażerskiej wykorzystuje się tylko jedną połowę, z integralnymi schodkami. Znajdujący się pod podłogą tunel z linkami i popychaczami układu sterowania jest dostępny z kabiny, co ułatwia przeglądy. W tylnej części kabiny umieszczono garderobę i główne pomieszczenie bagażowe o objętości 2,5 m³. Pomieszczenie to może być łatwo powiększone dzięki przestawialnej ścianie działowej. Projektanci samolotu uważają, że zastosowanie dwóch pomieszczeń bagażowych — z przodu i z tyłu kadłuba — ułatwia utrzymanie wędrowki środka ciężkości w dopuszczalnych granicach.

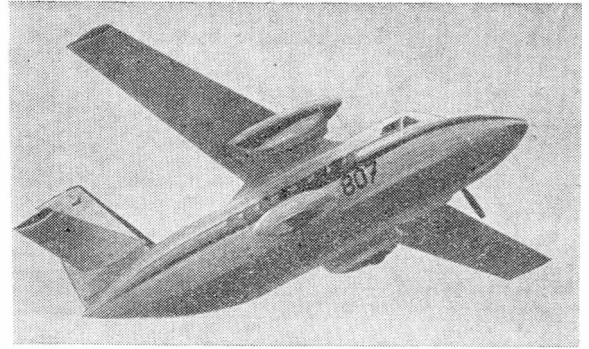
Zamontowane na grzbiecie kadłuba jednocześnie skrzydło ma konstrukcję dwudźwigarową i jest zaopatrzone w konwencjonalne klapy i lotki. Odladanie krawędzi natarcia odbywa się pneumatycznie lub przy użyciu cieczy. W skrzydle znajdują się gumowe zbiorniki mieszczące cały zapas paliwa, tj. 1450 l. Na życzenie mogą być zamontowane na końcach skrzydła dodatkowe zbiorniki o pojemności 150 l.

Usterzenie wysokości ma podobnie jak skrzydło dwa dźwigary i krawędź natarcia odladana pneumatycznie lub za pomocą cieczy. Ster wysokości jest wyważony statycznie i dynamicznie. Usterzenie kierunku jest konwencjonalne, z lekkim skosem.

Podwozie główne jest chowane do gondol przykadłubowych. Wszystkie golenie są wciągane do przodu, dzięki czemu w przypadku uszkodzenia układu hydraulicznego wypuszczenie i zablokowanie podwozia następuje pod działaniem ciśnienia prędkości. Koła główne mają wymiary 718 × 306 mm, koło przednie 584 × 221 mm. Opony są niskociśnieniowe (2,8 kg/cm²), dzięki czemu samolot może korzystać z lądowisk trawiastych i o nieutwardzonej nawierzchni oraz może być eksploatowany w zimie. W prawej gondoli podwozia znajduje się sprężarka, która dostarcza powietrze do ogrzewania i wentylacji kabiny (kabina nie jest ciśnieniowa).

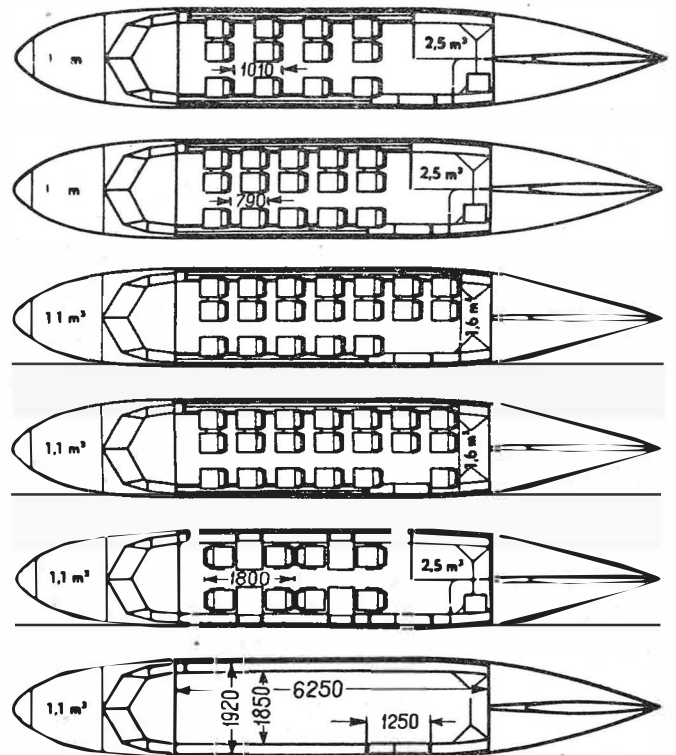
Instalacja elektryczna o napięciu 28 V jest zasilana przez dwie prądnice o mocy 6 kW, napędzane przez silniki, i dwa akumulatory ołowiane o pojemności 25 Ah.

Jak już wspomniano, prototyp jest wyposażony w silniki PT6A-27. Śmigła Hamilton Standard 23LF mają średnicę 2,59 m i są odladane elektrycznie. Również samoloty seryjne przeznaczone na eksport do krajów zachodnich będą napędzane silnikami PT6A-27, ewentualnie silnikami „Astazou” 12 i 14. Do krajów RWPG samoloty L-410 będą eksportowane z silnikami M-601. W przypadku zastosowania silników o większej mocy, np. PT6A-29 (750 KM) lub „Astazou”, zamierza się



przedłużyć kadłub, aby zwiększyć w ten sposób liczbę miejsc pasażerskich.

Z pełnym kompletem pasażerów samolot może latać na odcinkach o długości do 200 km, zaś maksymalny zasięg, z pozostawieniem rezerwy paliwa, wynosi 1150 km (z 10 pasażerami). Najmniejsze jednostkowe koszty eksploatacyjne samolot wykazuje na odcinkach o długości od 250 do 400 km — 1,3 centa/pkm (13 centów/Tkm) dla 2500 h lotu w ciągu roku i 1,6 centa/pkm (16 centów/Tkm) dla 1000 h. Trwałość międzyprzelatowa płatowca wynosi 1500 h, trwałość całkowita 15 000 h, przy czym z biegiem czasu liczby te mają zostać powiększone.



Poza wersjami pasażerskimi, 12-, 15-, 19- i 20-miejscowymi (w Czechosłowacji mają one obsługiwać linie Praga—Bratysława i Praga—Brno), które można szybko przekształcić w samoloty towarowe, mają być również budowane wersje:

szkoleniowa (8-miejscowa), sanitarna, kartograficzna oraz do szkolenia nawigatorów i radiotelegrafistów (czechosłowackie lotnictwo wojskowe zamówiło już 40 samolotów L-410 do celów szkoleniowych). Samolot L-410 „Turbolet” uważany jest za poważnego konkurenta dla chyba najbardziej obecnie rozpowszechnionego samolotu wielozadaniowego — De Havilland of Canada DHC-6 „Twin Otter”.

Dostawy samolotów L-410 mają się rozpocząć w drugiej połowie 1970 r.

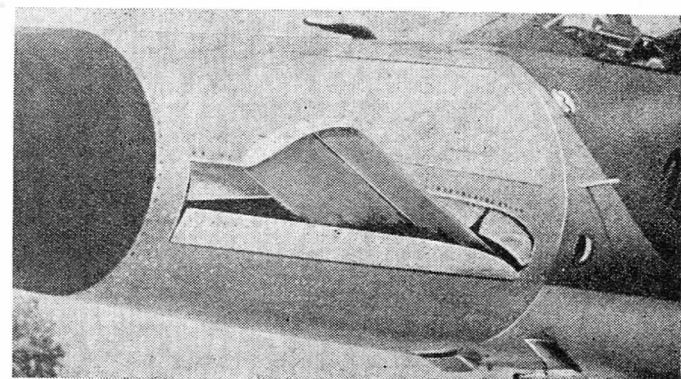
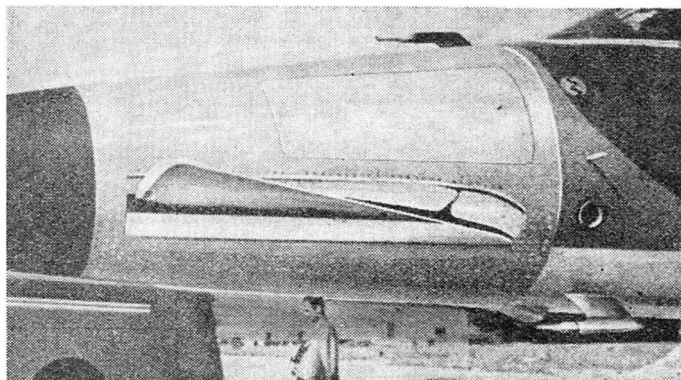
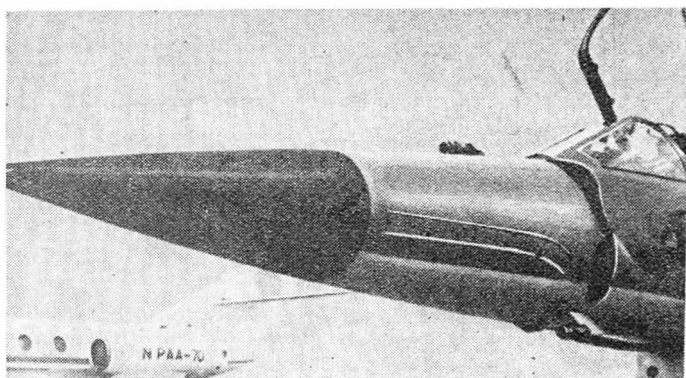
Dane techniczne: rozpiętość 17,10 m; długość 13,61 m; wysokość 5,50 m; powierzchnia skrzydła 32,50 m²; ciężar własny bez wyposażenia 2803 kg; maksymalny ciężar startowy 5100 kg; udźwieg przy zasięgu 185 km — 1853 kg; udźwieg przy zasięgu 600 km — 1522 kg; prędkość przelotowa na wysokości 3000 m — 370 km/h; maksymalna prędkość wznoszenia 8,1 m/s; prędkość wznoszenia z jednym silnikiem wyłączonym 2,6 m/s; pułap praktyczny 7700 m; długość startu 15 m — 465 m; rozbieg 205 m; długość lądowania z 15 m — 680 m; dobieg 180 m. (Wszystkie osiągi dotyczą maksymalnego ciężaru startowego). W.K.



nowości techniczne

Więcej szczegółów na temat skrzydła „Moustache“

Firma Avions Marcel Dassault od dłuższego już czasu zajmowała się zagadnieniem zwiększenia siły nośnej samolotów ze skrzydłem delta. Jak wiadomo, samoloty o takim układzie na ogół nie mają oddzielnego usterzenia wysokości (z rodziny samolotów AMD „Mirage” jedynie samolot „Mirage” F1 ma usterzenie wysokości),



w związku z czym dla zwiększenia kąta natarcia konieczne jest wychylenie do góry steru skrzydła, co powoduje spadek siły nośnej o 20—25%, a tym samym zwiększenie prędkości lądowania w porównaniu z samolotami konwencjonalnymi. Próby rozwiązania tego problemu bez użycia oddzielnych powierzchni sterujących nie dały zadowalających wyników. Dopiero badania prowadzone przez szwajcarską wytwórnię płatowców Eidgenössisches Flugzeugwerk w Emmen nadały tym pracom nowy kierunek skłaniając inżynierów z AMD do zajęcia się chowanym dodatkowym skrzydełkiem umieszczonym przed skrzydłem głównym. W Emmen zostały przeprowadzone badania tunelowe mające na celu optymalizację całego układu aerodynamicznego samolotu ze skrzydłem nosowym, natomiast firma AMD opracowała mechanizm chowania skrzydła.

Dzięki temu że skrzydło nosowe jest chowane przy dużych prędkościach lotu, można je było tak zaprojektować, aby dawało najlepsze wyniki przy małych prędkościach lotu. Za pomocą badań tunelowych ustalono najkorzystniejsze położenie skrzydła „Moustache” względem skrzydła głównego oraz optymalną wartość kąta V i kąta zaklinowania. Osiągnięto także to, że zapewniono stały moment pochylający, niezależnie od kąta natarcia, oraz progresywny wzrost momentu w czasie wysuwania nie wywierając dzięki temu niekorzystnego wpływu na podłużne wyważenie samolotu.

Skrzydło „Moustache” zwiększa o 20% siłę nośną oraz opóźnia — dzięki wytwarzaniu zawirowań — oderwanie strumienia na skrzydle głównym. W wyniku daje to zmniejszenie prędkości startu o 45 km/h (skrócenie rozbiegu o 300 m) i prędkości lądowania o 50 km/h. Poza tym zmniejsza ono o 30% promień zakrętu w locie ustalonym i o 60% najmniejszy promień zakrętu.

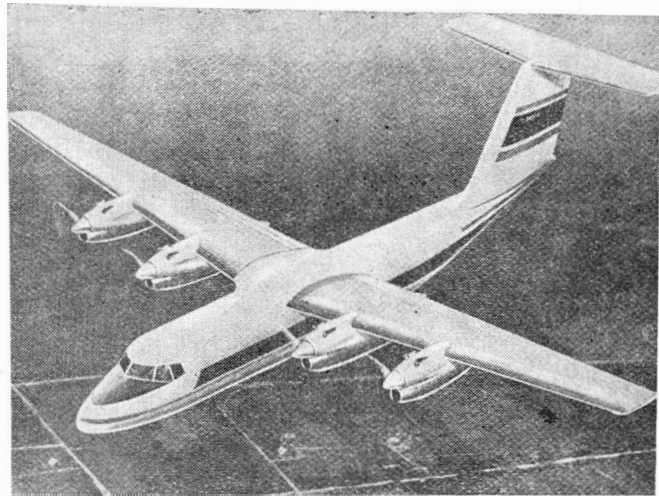
Skrzydło „Moustache” zajmuje, wraz z mechanizmem chowania, 30% przestrzeni użytkowej w nosowej części kadłuba, a jego ciężar wynosi 50 kG. Obie połowki skrzydła, zaopatrzone w klapę szczelinową, charakteryzują się stosunkowo dużą grubością profilu i dużym wydłużeniem. Powierzchnia skrzydła wynosi tylko 1,7% powierzchni skrzydła głównego (w porównaniu do 18% w przypadku stałego skrzydła nosowego samolotu „Viggen”), rozpiętość ok. 2 m, cięciwa ok. 0,3 m i kąt V + 15° w położeniu całkowicie wysuniętym.

Chowane skrzydło zostało wypróbowane na samolocie „Mirage” 3R, jest jednak przeznaczone do samolotu „Milan”, który będzie budowany dla Szwajcarii (samolot „Milan” różni się od samolotu „Mirage” 3 zastosowaniem silnika SNECMA „Atar” 09K-50 i wyposażeniem elektronicznym zapożyczonym z samolotu Breguet/BAC „Jaguar”).

Według oświadczenia prezesa Sud-Aviation, Henri Zieglera, firma jest skłonna zastosować skrzydło „Moustache” do samolotu „Concorde”, jednak przeciw temu projektowi wypowiada się firma BAC. Obliczenia wykazują, że umożliwiłoby to zwiększenie ciężaru startowego samolotu o 7%, tj. o 12 T (obecnie ciężar startowy samolotu „Concorde” wynosi 175 T) przy niezmienionej długości startu. Wynikiem tego byłoby zwiększenie udźwigu lub zasięgu samolotu.

W.K.

Zmiany w projekcie samolotu DHC-7



Opierając się na badaniach rynkowych przeprowadzonych (głównie w USA) od czasu opublikowania projektu samolotu pasażerskiego na linie lokalne o właściwościach STOL, DHC-7, firma De Havilland of Canada zdecydowała się wprowadzić zmiany do projektowanego samolotu przez wydłużenie kadłuba o 3 m i zwiększenie w ten sposób liczby miejsc pasażerskich do 48 (pierwotnie 40) przy podziałce foteli 0,81 m. Objętość pomieszczenia bagażowego w tyle kadłuba pozostała nie zmieniona (7 m³), zmniejszono natomiast tylne pomieszczenie pomocnicze na korzyść dodatkowego pomieszczenia bagażowego o objętości 1,7 m³ w nosowej części kadłuba. Rozpiętość skrzydła została zwiększona o 2,44 m, tj. do 28,35 m; zwiększono również cięciwę usterzenia kierunku. W miejsce stałego podwozia zastosowano podwozie chowane do gondol silnikowych. Samolot ma integralne schodki i agregat pomocniczy do zasilania instalacji elektrycznej i klimatyzowania kabiny przy wyłączonych silnikach.

Do napędu samolotu wybrano cztery silniki UACL PT6A-50 o mocy na wale 1035 KM (moc tę silniki utrzymują również w wysokich temperaturach otoczenia) i małej prędkości obrotowej na wyjściu (ok. 900 obr/min) zapewniającej cichą pracę śmigieł i dobre własności startowe.

Samolot DHC-7 ma spełnić wymagania pasażerów skrócenia czasu podróży na krótkich odcinkach. Dzięki właściwościom STOL i niskiemu poziomowi hałasu będzie on mógł korzystać z lądowisk, które będą budowane w centrach miast. Budowa pasów STOL na du-

Radu Manicatide, kontynuator przedwojennych tradycji wytwórni płatowców IAR i twórca opisywanego już w „Nowościach” samolotu rolniczego IAR-821, a także samolotu sportowego IAR-813 i lekkiego dwusilnikowego samolotu transportowego IAR-814 (który ustanowił jeden z rekordów w swej kategorii), zapoczątkował samolotem IAR-817 nową linię konstrukcyjną w budowie małych samolotów. Kadłub samolotu IAR-817 został mianowicie tak ukształtowany, że można było zastosować tylny trap wejściowy. Niezależnie od tego samolot ma drzwi boczne. Wersja udoskonalona, samolot IAR-818 jest produkowany w dużej serii. Jego napęd stanowi czechosłowacki silnik Walter Minor o mocy 210 KM. Używany jest jako samolot rolniczy, sanitarny, lekki samolot transportowy, a także jako wodnosamolot.

Dane techniczne: rozpiętość 12,10 m; długość 9,90 m; powierzchnia skrzydła 25,40 m²; wysokość 3,30 m; ciężar startowy 1130 kG; ciężar własny 805 kG; prędkość maksymalna 185 km/h; pułap praktyczny 4000 m; rozbieg 100 m; zasięg 500—1100 km.

Manicatide opracowuje obecnie nowoczesny samolot IAR-822. Jego makieta została pokazana na wystawie „România 69”.

W.K

żych lotniskach umożliwi komunikację na liniach lokalnych bez obciążania dotychczasowych pasów. Poza tym niewielkie lądowiska w mniejszych miejscowościach i osiedlach zapewnią połączenia lotnicze z regionami, z którymi dotychczas ze względów ekonomicznych lub technicznych połączeń takich nie było. Przypuszcza się, że bezpośrednie jednostkowe koszty eksploatacyjne samolotu DHC-7 będą porównywalne z kosztami konwencjonalnych samolotów tej samej klasy, tj. będą wynosić 2,0—2,5 centa na pkm. Cena samolotu ma nie przekraczać 1 miliona dol.

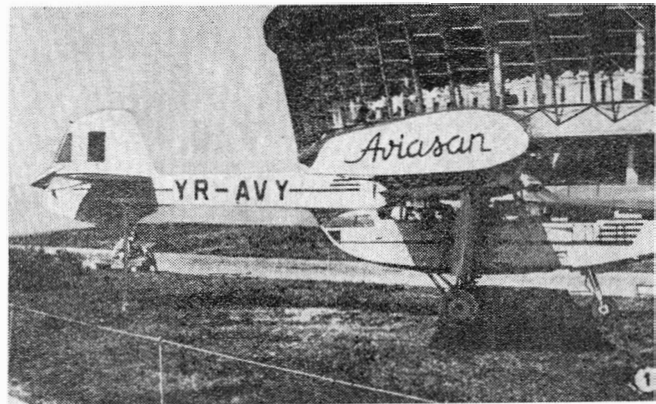
Przewiduje się również budowę wersji towarowej z przednim trapez ładunkowym i wersji mieszanej, pasażersko-towarowej, z przesuwaną ścianką działową i składanymi fotelami.

W przypadku powzięcia decyzji budowy samolotu pierwszy lot odbyłby się na początku 1971 r., a wprowadzenie samolotu do eksploatacji nastąpiłoby w 1972 r.

Dane techniczne: rozpiętość 28,35 m; długość 24,44 m; wysokość 7,70 m; rozstaw kół 7,16 m; baza podwozia 8,77 m; ciężar startowy 11 280 kG; ciężar do lądowania 11 120 kG; ciężar handlowy 4300 kG; maksymalna prędkość przelotowa 445 km/h; prędkość wznoszenia 9,25 m/s; pułap praktyczny 8230 m; normalna długość startu na 10 m 470 m; normalna długość lądowania z 10 m 350 m; wymagana długość pasa 590 m; zasięg z 48 pasażerami z pozostawieniem rezerwy paliwa na 185 km lotu i 45 min. wyczekiwania 450 km.

W.K.

Rumuński lekki samolot wielozadaniowy



Samolot SIAI-Marchetti z silnikiem Allison 250

Niedawno uzyskał świadectwo zdatości Registro Aeronautico Italiano dwuosobowy samolot SIAI-Marchetti SM. 1019. Jest to całkowicie metalowy górnopłatowiec napędzany turbinowym silnikiem śmigłowym Allison 250-B15G o mocy startowej na wale 317 KM. Samoloty tego typu zostaną prawdopodobnie zakupione przez wojsko, gdzie będą stosowane jako samoloty łącznikowe i wielozadaniowe.

Dane techniczne: rozpiętość 10,97 m; długość 7,64 m; wysokość 2,28 m; maks. ciężar startowy 1140 kg; prędkość przelotowa 273 km/h; prędkość wznoszenia 8,7 m/s; długość startu na 15 m 140 m; rozbieg 60 m; czas lotu 4 h 20 min.

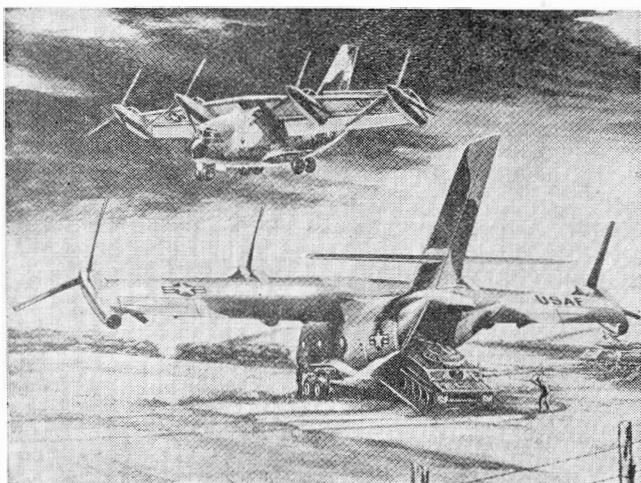
Przy okazji należy nadmienić, że silniki Allison 250-B15 mają być również zastosowane do napędu samolotów Beechcraft „Bonanza” oraz Cessna 310, 401 i 402.

W.K.

Wzrost zainteresowania samolotami transportowymi V/STOL

W ciągu ostatnich kilku miesięcy 1969 r. wszystkie niemieckie wytwórnie samolotów zajmowały się rozpracowywaniem założeń projektowych do samolotu transportowego V/STOL spełniającego wymagania określone przez specjalną komisję rządową na podstawie wyników kilkuletnich prac naukowo-badawczych w zakresie techniki pionowego startu i lądowania, konstrukcji, stabilizacji i sterowania, silników oraz materiałów. Wymagania są następujące:

- wprowadzenie do eksploatacji w latach 1977/78
- przeznaczenie — jako taktyczny samolot transportowy oraz w wersji cywilnej jako samolot pasażerski na trasy krótkie i lokalne, a także jako samolot służbowy o zasięgu 600÷800 km
- udźwig 80 do 100 żołnierzy z uzbrojeniem lub 10 T materiału wojennego, a w wersji cywilnej 80 do 100 pasażerów i 27 kG bagażu na pasażera
- w wersji wojskowej zdolność do skróconego startu w celu zwiększenia zasięgu
- zasięg w wersji wojskowej 800 km lub 2×315 km i dwa razy mniejszy w locie przy ziemi; w wersji cywilnej również 800 km lub 2×315
- rezerwa paliwa 10% lub na 30 min. wyczekiwania
- prędkość w wersji wojskowej ok. 550 km/h przy ziemi, w wersji cywilnej 740 km/h
- pułap praktyczny w wersji wojskowej 9000 m, w wersji cywilnej 4500 m z jednym silnikiem wyłączonym i przy 90% ciężaru do startu pionowego (klimatyzacja kabiny powinna umożliwiać osiągnięcie wysokości 9000 m)
- start pionowy powinien być możliwy z miejsc położonych na wysokości 600 m i w temperaturze otoczenia 29°C. W przypadku wersji wojskowej długość startu skróconego na 15 m nie powinna przekraczać 450 m, przy czym wymagana jest możliwość skróconego startu z lądowisk trawiastych i we wszystkich warunkach meteorologicznych



— poziom hałasu w kabine samolotu wojskowego nie powinien być wyższy od 70 fonów, a w kabine samolotu pasażerskiego nie wyższy od poziomu hałasu w kabine samolotu Boeing 727 i na zewnątrz, w odległości 150 m, w czasie startu, nie wyższy od 95 dB

— współczynnik obciążenia samolotu wojskowego $+3,0$ i $-1,0$, a samolotu cywilnego $+2,5$ i $-1,5$. Trwałość wersji cywilnej powinna wynosić 30 000 h

— bezpośrednie koszty jednostkowe eksploatacji samolotu pasażerskiego na odcinkach o długości 370 km nie powinny być większe niż 150% odpowiednich kosztów eksploatacji samolotu Boeing 737-100

— jako napęd należy brać pod uwagę tylko silniki już istniejące lub znajdujące się w rozwoju, z tym że muszą one być dostępne w celu zastosowania na prototypach samolotu w 1974 r.

Opierając się na tych wymaganiach projekty wstępne samolotu transportowego V/STOL opracowały następujące firmy: Messerschmitt-Bölkow-Blohm, Vereinigte Flugtechnische Werke Dornier i Hamburger Flugzeugbau. Projekty te zostaną opisane w następnych numerach TLiA.

Również amerykańskie ministerstwo transportu zamierza wspólnie z NASA opracować studium dotyczące m.in. samolotów transportowych V/STOL. Studium to ma zawierać analizę obecnego stanu tej dziedziny lotnictwa oraz założenia rozwojowe. Będzie ono składać się z czterech etapów: określenia potrzeb, określenia wymagań w stosunku do całego systemu transportu V/STOL, określenia wymagań w stosunku do samolotu V/STOL, opracowania polityki lotniczej w zakresie V/STOL. Studium ma zostać ukończone do grudnia 1970 r.

Oczekuje się wpływu tego opracowania także na samoloty wojskowe, a przede wszystkim na projektowane przyfrontowe samoloty transportowe LIT (np. North American Rockwell i Boeing Vertol). Samoloty te przystosowane do działania we wszelkich warunkach meteorologicznych będą mogły transportować do strefy walki obok ciężkich pojazdów również zaopatrzenie, amunicję, paliwo i ludzi. Działając jako samoloty VTOL będą mogły przeprowadzać zadania ratunkowe. Zaprojektowany przez Vertol Division firmy Boeing samolot z przestawialnym skrzydłem i śmigłami o dużej średnicy (fot.) może transportować czołg „Sheridan” o ciężarze 16,8 T lądując z prędkością 60—70 km/h na nie przygotowanych lądowiskach, przy czym długość lądowania z wysokości 15 m ok. 150 m.

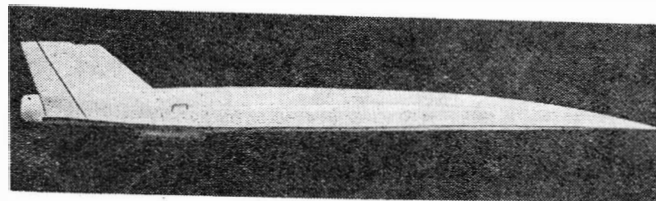
Należy tu jednak dodać, że specjaliści wojskowi uważają, że amerykańska technika V/STOL nie jest jeszcze na tyle zaawansowana, aby możliwy był rozwój użytkowego wojskowego samolotu tego typu. Z tego powodu program LIT znajduje się na dalszym miejscu w planie rozwoju lotnictwa, za myśliwcem F-15, bombowcem B-1A (dawny AMSA), a nawet za śmigłowym samolotem szturmowym AX.

W.K.

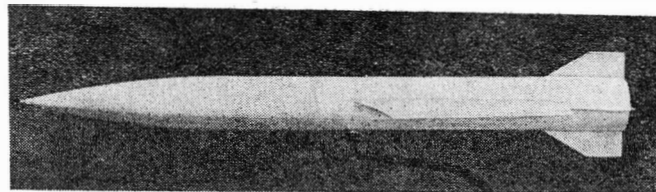
Pociski z silnikami strumieniowymi

W laboratoriach firmy United Aircraft bada się dwa nowe rodzaje pocisków zdalnie kierowanych: ALARM (Air-Launched Advanced Ramjet Missile) i LVRJ (Low-Volume Ramjet). Wystrzeliwany z samolotów ALARM ma osiągać dzięki silnikom rakietowym prędkość $Ma = 8$ i wysokość 30 000 m, a następnie dokonywać przelotu przy użyciu silnika strumieniowego na odległość 8000 km. Do napędu pocisku LVRJ o prędkości $Ma = 2$ służy silnik rakietowo-strumieniowy.

W.K.



1
2



Dalsze próby silników TF39

We wrześniu 1969 r. liczba godzin prób w locie silników General Electric TF39 przekroczyła 3000. Łączna liczba godzin prób silników TF39 w programie rozwojowym, produkcyjnym i badawczym osiągnęła 22 500. Obecnie w próbach znajduje się sześć samolotów Lockheed C-5A „Galaxy”, na których wykonuje się m.in.:

- loty z przeciągnięciem aż do osiągnięcia kąta natarcia 38°
- wyłączanie i rozruch silników w locie
- włączanie w locie odwracaczy ciągu obu silników wewnętrznych pracujących na biegu jałowym
- przerywane lądowania.

Stwierdzono w czasie prób, że jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych wynosi 0,312 kG/kGh (wymagania techniczne podają 0,315 kG/kGh), a w warunkach przelotowych 0,582 kG/kGh. Ciężar silnika jest

o 22,5 kG mniejszy od ciężaru podawanego przez wymagania techniczne.

Niedawno dwa silniki ukończyły pomyślnie 1000-godzinną próbę trwałości spełniając w ten sposób wymagania co do początkowej trwałości międzynaprawczej. W lipcu 1969 r. zakończono na jednej z wytwornic silników TF-39 próbę CECT (Core Engine Cyclic Test), w czasie której wykonano 5000 cykli pracy odpowiadających cyklom pracy silnika podczas typowego zadania samolotu C-5A. Próba ta jest równoważna 23 500 h lotu. W ramach całego programu prób CECT poddano wytwornice ponad 13 000 cykli, co odpowiada 60 000 h lotu.

Do końca 1969 r. firma General Electric miała wyprodukować 172 silniki TF39.

W.K.

Rozpowszechnianie się techniki kosmicznej

Technika kosmiczna zatacza coraz szersze kręgi przestając być domeną tylko dwóch krajów o największym potencjale przemysłowym i zapleczu naukowo-badawczym. Własne, narodowe programy kosmiczne realizuje już od dawna Anglia, Francja, NRF, Włochy, Kanada, Argentyna i Japonia. We wspólnych europejskich programach kosmicznych organizacji ELDO, ESRO i Eurospace uczestniczą również mniejsze kraje, jak Holandia, Belgia i Szwecja. Ostatnio zostało powołane do życia stowarzyszenie EST, którego zadaniem jest budowa sztucznych satelitów. Stowarzyszenie to wyłoniło grupę COMEST pod kierownictwem francuskiej firmy Thomson-CSF. Grupa ta ma zająć się budową satelity do przekazywania programów stacji telewizyjnych

należących do europejskiej wspólnoty radia EBU (European Broadcasting United). COMEST składa się z czołówek europejskiej firm wyspecjalizowanych w dziedzinie elektroniki, łączności radiowej, źródeł energii, płatowców, napędów, układów stabilizacyjnych i zagadnień cieplnych, mających doświadczenie w stosowaniu tych gałęzi techniki w astronautyce. Są to następujące firmy, będące również członkami stowarzyszenia EST: ASEA (Szwecja), CSE-FIAR (Włochy), Dornier (NRF), Fokker (Holandia), GEC-Elliott (W. Brytania), Thomson-CSF (Francja) oraz firmy nie należące do EST: Contraves (Szwajcaria), SABCA (Belgia), SAIT (Belgia), SENER (Hiszpania) i TERMA (Dania).

W.K.

Start pierwszego niemieckiego satelity

7 listopada 1969 r. został wystrzelony z bazy Vandenberg w Kalifornii pierwszy satelita zbudowany w ramach niemieckiego, narodowego programu kosmicznego. Jest to satelita nazywany dotychczas 625A-1 i GRS-A (German Research Satellite), a obecnie „Azur”. Został on umieszczony, za pomocą 4-stopniowej rakiety „Scout”, na orbicie o apogeum 381 km i perigeum 320 km i inklinacji 103°. Czas jednego okrążenia Ziemi wynosi 122,7 min. Już po kilku okrążeniach satelita został ustabilizowany, w związku z czym można było włączyć i sprawdzić przyrządy pomiarowe. „Azur” ma przeprowadzać pomiary w ciągu jednego roku.

Prace nad satelitą zostały rozpoczęte w 1965 r. po zawarciu porozumienia między niemieckim ministerstwem badań a NASA. Zgodnie z tą umową zadaniem NASA było przygotowanie rakiety nośnej wraz ze stanowiskiem startowym i obsługą, a także pomoc w próbach satelity przy użyciu rakiet „Nike”, „Apache” i „Javelin”. Do realizacji programu, kierowanego przez Gesellschaft für Weltraumforschung, zaangażowano instytut DFVLR, które oddały do dyspozycji kierownictwa programu ośrodek kontroli satelitów w Oberpfaffenhofen i centralę stacji naziemnych i biorą udział w opracowywaniu przekazywanych przez satelitę danych oraz w kierowaniu satelitą; instytutu towarzystwa Maxa Plancka i uniwersytety, które sformułowały zadania dla satelity; przedsiębiorstwo urzędów przemysłowych, które dostarczyło urządzenia do badań i prób naziemnych i umożliwiło przeprowadzenie w podległych zakładach prób wytrzymałościowych, w próżni i prób symulacyjnych satelity; praktycznie cały niemiecki przemysł elektroniczny, który wykonał wyposażenie satelity i niezbędne urządzenia naziemne, np. stacje dokładnego czasu; firma Dornier, która opracowała m.in. układ stabilizacji satelity; koncern lotniczy ERNO, który opracował konstrukcję satelity; firma Messerschmitt-Bölkow-Blohm, która kierowała całością zagadnień technicznych programu.

Satelita ma kształt walca ze stożkową pokrywą, na której zewnętrznej powierzchni, poza otworami dla przyrządów pomiarowych, znajdują się ogniwa słoneczne. Elementem nośnym całej konstrukcji jest rura centralna, której dolny koniec jest zamocowany, za pośrednictwem członu przejściowego, do rakiety nośnej. W środku rury znajduje się magnetometr, który po oddzieleniu się satelity od rakiety zostaje wysunięty na wysięgniku na zewnątrz. Do rury zamocowana jest platforma z pozostałymi przyrządami pomiarowymi, a poniżej platformy — elipsoidalne sztabki magnetyczne do stabilizacji satelity. Rura centralna jest wykonana z tworzywa zbrojonego włóknem szklanym, platforma przyrządowa, a także zewnętrzne pokrycie satelity — z materiału przekładkowego.

Ponieważ czwarty stopień rakiety nośnej z zamocowanym do niego satelitą zostaje po starcie wprawiony w ruch obrotowy względem osi podłużnej, satelita po odłączeniu się od rakiety musi ten ruch wytracić. Jego wstępne wyhamowanie odbywa się za pomocą mas „jo-jo”, ostateczne — za pomocą magnetycznych sztabek tłumiących, które działają podobnie jak hamulec na prądy wirowe. Gdy prędkość obrotowa satelity zostanie zmniejszona do poniżej 1 obrotu na 10 min., może on zostać ustabilizowany, przez sztabki magnetyczne, zgodnie z kierunkiem linii ziemskiego pola magnetycznego. Odchylenia osi podłużnej satelity od kierunku linii pola są określone przez magnetometr.

Temperatura wewnątrz satelity jest regulowana w sposób bierny. Przewodnictwo cieplne, emisja i absorpcja ciepła poszczególnych przyrządów są tak dobrane, że temperatury otoczenia przyrządów mogą się zmieniać w zakresie od -10 do $+40$ °C. Na zewnętrznych powierzchniach satelity wahania temperatury są większe i wynoszą od -65 do $+80$ °C.

Do zasilania urządzeń satelity w strefie cienia służy bateria srebrowo-kadmowa o pojemności 14 Ah.

Do zadań satelity należy: badanie czasowych zmian nasilenia i widma energii cząstek naładowanych (elektronów, protonów, cząstek α) w pasach promieniowań; badanie czasowej i przestrzennej struktury strumieni cząstek, które występują łącznie z zorzami polarnymi i zmianami pola magnetycznego Ziemi; określenie charakterystycznych przebiegów zjawisk, w czasie których cząstki wyrzucane przez Słońce trafiają na Ziemię. Do wykonania tych zadań zastosowano następujące przyrządy: dwa teleskopy protonów rejestrujące kierunkowe strumienie protonów; dwie głowice pomiarowe określające bezkierunkowe strumienie elektronów i protonów w wybranych zakresach energii; cztery liczniki Geigera-Müllera mierzące wolniejsze i szybsze zmiany przepływu elektronów; jeden licznik Geigera-Müllera rejestrujący różnokierunkowe przepływy protonów o większej energii; magnetometr mierzący poprzeczne fale hydromagnetyczne; trzy fotometry mierzące promieniowanie zórz polarnych. Przyrządy te przekazują wyniki pomiarów na Ziemię za pośrednictwem 35 kanałów.

Przez wystrzelenie satelity „Azur” NRF uczyniła pierwszy krok w badaniach kosmosu stając się członkiem koła „kosmicznych” narodów (USA, ZSRR, Francja, Kanada, Anglia i Włochy) i zwiększając swoje znaczenie w międzynarodowych programach kosmicznych. Oznacza to nie tylko rozwój pewnej specjalnej gałęzi przemysłu, lecz przede wszystkim stanowi gwarancję rozwoju nauki i techniki, a tym samym całej gospodarki kraju.

W.K.

Nowy satelita meteorologiczny

Firma Lockheed Missiles and Space Co. zaprojektowała nowego satelitę do badań meteorologicznych, który nazywany jest satelitą hybrydowym. Składa się on bowiem z ostatniego stopnia rakiety nośnej i z właściwego członu użytkowego. Satelita będzie cięższy od dotychczas stosowanych satelitów rodziny „Nimbus” i będzie odznaczać się dłuższym okresem pracy. Do jego stabilizacji ma być wykorzystana siła ciężkości, a do zasilania w energię elektryczną — ogniwa słoneczne lub bateria izotopowa. Nowego satelitę zamierza się stosować w latach siedemdziesiątych w ramach programu UNO (Unified Nimbus Obserwatory).

W. K.

Miniaturowe baterie do pojazdów kosmicznych

Firma McDonnell Douglas (Astronautics Dir.) zbudowała baterię o sto razy większej mocy z jednostki ciężaru niż moc baterii chemicznych. Bateria ta, nosząca oznaczenie ISOMITE (Isotop Miniature Thermionic Electric), pracuje na zasadzie bezpośredniej przemiany ciepła w prąd elektryczny, przy czym ciepło jest wytwarzane przez promieniotwórczy izotop Promet 147 lub Pluton 238. Bateria ISOMITE jest dwa razy mniejsza od baterii do flesza, a jej moc waha się między mikrowatami i miliwatami. Jest nadzieja, że za pomocą dalszych udoskonaleń baterię uda się zmniejszyć do wielkości naparstka. Poza astronautyką nowa bateria ma znaleźć zastosowanie w badaniach głębin morskich oraz w stymulatorach serca.

Ta sama firma opracowała również miniaturową baterię BETACEL, o mocy między mikro- a miliwatami, odznaczającą się dużą trwałością. Wytwarza ona prąd elektryczny dzięki reakcjom chemicznym zachodzącym w warstwach półprzewodnika pod wpływem promieniowania β takich izotopów, jak np. Promet 147. Warstwy półprzewodnika są przy tym rozdzielone warstwami pierwiastka promieniotwórczego. Bateria BETACEL wytwarza moc 1 mW z 1 cm³ objętości. Przy mocy 1 μ W ma ona wielkość monety. Baterie tego typu będą stosowane jako pomocnicze źródło prądu w podukładach przeliczników lub jako główne źródło prądu urządzeń pojazdów kosmicznych.

W. K.

Przenośna radiostacja pokładowa

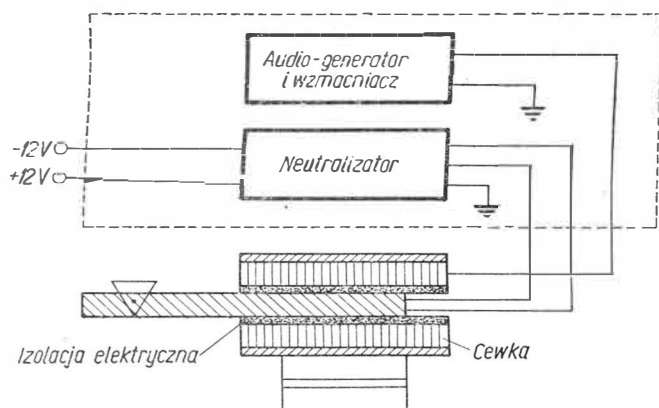
Firma SunAir opracowała przenośną radiostację pokładową w formie walizki o ciężarze 8,86 kG, która przeznaczona jest również do stosowania na jachtach. Radiostacja, nosząca oznaczenie ASB-125, ma 10 kanałów i moc na wyjściu 125 W. Została ona zaprojektowana zgodnie z przepisami FAA-TSO. Jest dostępna również w wersji przystosowanej do zabudowy na tablicy przyrządowej oraz w wersji 6-kanałowej (ASB-60).

W. K.



Nowy sposób zwiększania trwałości narzędzia

Tępienie narzędzi objawia się starciem na powierzchni przyłożenia i wgłębieniem (kraterem) na powierzchni natarcia. Dotychczas skutki te przypisywane były wyłącznie zjawiskom mechanicznym: siłom skrawania i tarcia. Ostatnio przeprowadzone w USA badania wykazały, że niszczenie ostrza przypisać należy co najmniej w równym stopniu zjawisku elektrochemicznej erozji. Nowe zjawisko tłumaczy się w następujący sposób.



Punkt styku ostrza z materiałem obrabianym w procesie skrawania jest odpowiednikiem złącza termoelementu. Dwa różne materiały, silnie połączone ze sobą, tworzące poprzez łożo maszyny, suport i imak nożowy obwód zamknięty, a w dodatku poddane wysokiej temperaturze występującej w procesie skrawania są niczym innym jak typowym termoelementem. Słuszność tego rozumowania potwierdzają badania wykazujące przepływ prądu w opisanym zamkniętym obwodzie. Zjawisko to jest bardziej złożone, gdyż nakłada się na nie kawitacja roztopianego metalu na powierzchni styku narzędzie-wiór. Z interferencji tych zjawisk wynika przepływ prądu w formie impulsów. To kompleksowe zjawisko występuje na powierzchni styku narzędzia z

wiorem powodując jonizację atomów w warstwie powierzchniowej. W ten sposób następuje osłabienie więzi atomów powierzchniowych z atomami głębiej położonymi, a impulsy prądowe połączone z siłami mechanicznymi powodują ich odrywanie od podłoża.

Doświadczenia wykazały, że przerwanie obwodu przedmiot obrabiany, łożo obrabiarki, suport, imak, narzędzie przez, na przykład, odizolowanie imaka nożowego powoduje widoczne zmniejszenie zużycia narzędzia. Jeszcze lepsze wyniki uzyskuje się przez zainstalowanie neutralizatora jonów. Jest to generator wytwarzający impulsy elektryczne o sile i częstotliwości zgodnej z występującymi w procesie skrawania lecz o przeciwnym znaku. Wprowadzenie dodatkowych impulsów wywołujących drgania narzędzia o amplitudzie rzędu 2,5 μm zwiększają trwałość narzędzia i gładkość obrabianej powierzchni. Badania prowadzono na sześciu różnych materiałach obrabianych: stop tytanu, stal nierdzewna, aluminium, stop żaroodporny, stal narzędziowa i stal szybko tnąca. Jako narzędzi używano ostrzy z węglików spiekanych. Próby prowadzono w ten sposób, że obrabiano z określonymi parametrami technologicznymi narzędziem z płytką, w układzie tradycyjnym, a następnie powtarzano identyczny zabieg z drugą identyczną płytką ze spieków, lecz z pełną instalacją dejonizującą i drgającą. Po obu zabiegach mierzono zużycie ostrzy. We wszystkich przypadkach uzyskano zdecydowane zmniejszenie zużycia ostrzy i tak: starcie na powierzchni przyłożenia, zmniejszyło się przeciętnie o 20—30%, a krater na powierzchni natarcia ok. 50%.

Schematyczny układ zmodernizowanego sposobu mocowania ostrza pokazano na rysunku. Należy dodać, że cały zestaw generatora można zainstalować na dowolnej obrabiarce.

Dotychczasowe badania są pierwszymi w tej dziedzinie i można być pewnym, że spowodują one dalsze udoskonalenia w dziedzinie skrawania. Ponadto należy sądzić, że wyniki tych badań dadzą się zastosować we wszystkich procesach skrawania, jako że zjawiska występujące w różnych procesach obróbczych są identyczne.

A. G.

Prenumeratę

TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT

Warszawa ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16

▼ W Centrum Szybowcowym Aeroklubu PRL w Lesznie odbyła się uroczystość wręczenia odznaczeń państwowych nadanych przez Radę Państwa kilkunastu zasłużonym pracownikom tego Ośrodka z okazji 50-lecia lotnictwa sportowego w Polsce.

▼ Na jesieni ub. r. odbyły się w Świdniku II Krajowe Zawody Śmigłowcowe, zorganizowane przez Wytwórnię Sprzętu Komunikacyjnego i Aeroklub Robotniczy w Świdniku. Wzięło w nich udział 22 pilotów. Rozegrano cztery konkurencje. Na pierwszym miejscu uplasował się zwycięzca poprzednich zawodów mjr pil. K. Kaczanowski. Drugą lokatę uzyskał znany pilot — akrobata St. Kaspepek.

Z okazji Zawodów APRL przyznał Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku Medal 50-lecia Lotnictwa Sportowego.

▼ WSK w Mielcu kultywuje dyscypliny artystyczne. Zakładowy Dom Kultury zorganizował — już drugi — Rzeszowski Jarmark Pleśni i Tańca, w czasie którego kilkanaście zespołów ludowych wystąpiło ze swą artystyczną produkcją. Pracownicy lotniczego zakładu doskonale zorganizowali tę imprezę. Przy okazji trzeba wspomnieć, że WSK i miasto Mielec popierają twórczość rzeźbiarską: fundują rzeźby dla swego regionu, organizują ogólnopolskie plenery plastyków.

▼ Wydział IV nauk technicznych PAN przyznał doroczne nagrody za prace naukowe w dziedzinie nauk technicznych. Między innymi Nagrodą im. Stefana Drzewieckiego w zakresie hydrogazydynamiki wyróżniono dra A. Tarnogrodzkiego z Katedry Aerodynamiki Politechniki Warszawskiej.

▼ W Zielonej Górze odbyła się uroczystość nadania pierwszej w historii Ziemi Lubuskiej uczelni akademickiej, Wyższej Szkoły Inżynierskiej, imienia Jurija Gagarina.

▼ Ostatnio powróciła z Rabatu delegacja pod przewodnictwem dyrektora Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji mgra M. Kowieskiego, która z upoważnienia rządu PRL podpisała umowę lotniczą z rządem Królestwa Maroka.

Jak wiadomo, Polska ma podobne umowy zawarte już z Tunisem, Algierią i Senegalem. Podpisanie umowy z Marokiem ma dla PLL „Lot” szczególne znaczenie, ponieważ przez Rabat lub Casablankę wiedzie trasa lotnicza do Dakaru i Ameryki Południowej.

▼ W 1970 r. zostaną otwarte nowe trasy PLL „Lot”:

- przez Wiedeń, Tunis i Algier do Casablanki (Rabatu),
- przez Ateny i Bagdad do Karaczi oraz
- z Kopenhagi do Oslo.

Wchodzi również w grę uruchomienie połączenia: Warszawa — Genewa — Madryt.

▼ Dla zwiększenia bezpieczeństwa podróży samolotami PLL „Lot” władze lotnictwa cywilnego oraz właściwe władze administracji państwowej podjęły wiele środków wzmoczonej ostrożności. Praktyczną realizacją tych środków może okazać się nieco uciążliwa. PLL „Lot” przeprasza za to swych pasażerów.

▼ Z licznych publikowanych wspomnień, związanych z „Bitwą o Anglię”, przekazujemy dwie mniej znane informacje, podane przez płk pil. S. Skalskiego.

• W czerwcu 1944 r. w akcjach obronnych nad Wielką Brytanią pojawiły się „Meteory”, pierwsze angielskie samoloty odrzutowe; rozwijały one prędkość 800 km/godz. Ze względu na tajemnicę konstrukcji na „Meteorach” nie wolno było przekraczać kanału La Manche. W tym czasie — po stronie niemieckiej — działały już odrzutowce Me-262.

• Podczas walk na Zachodzie Polacy zestrzelili ogółem 998 samolotów oraz 165 rakiet V 1.

▲ Brazylia — jako pierwsza — wprowadziła radykalne środki, by zapobiec porywaniu samolotów. Na lotnisku w Sao Paulo wszyscy pasażerowie, a także członkowie załogi są poddawani ścisłej kontroli policyjnej. Każdy posiadający broń palną musi ją oddać na przechowanie na czas lotu. Ci, którzy nie mają ważnego pozwolenia na posiadanie broni, są natychmiast aresztowani.

▲ Polskie prawo karne pozwala na oskarżenie porywacza samolotu z tytułu: spowodowania zagrożenia w komunikacji (kara od 3 miesięcy do 15 lat) lub działania z bronią w ręku (kara obstrzona).

▲ 1 stycznia br. powstało we Francji nowe przedsiębiorstwo wyspecjalizowane w konstrukcjach lotniczo-Astronautycznych — Société Nationale Aérospatiale (SNA). Obejmie ono 40 tys. pracowników. Pod względem wielkości obrotów (2,3 mld fr.) nowa firma zajmie drugie miejsce w Europie, po brytyjskim Hawker Siddeley. W skład nowego przedsiębiorstwa wejdzie: Sud — Aviation, Nord — Aviation i SEREB. (Société d'Etude et de Réalisation d'Engins Balistiques).

▲ Warto przytoczyć wypowiedź dyrektora generalnego towarzystwa Pan Am, który oświadczył, iż nie wyklucza zakupu radzieckich samolotów Tu-144, które wcześniej wejdą do eksploatacji niż francusko-brytyjska „Concorde”.

▲ Radziecki automatyczny system sprzedaży biletów lotniczych „Syrena” i zostanie wprowadzony w 1970 r. — tytułem próby — na wszystkie rejsy samolotów z Moskwy. System ten ma w przyszłości objąć kraje RWPG.

▲ Pod egidą ONZ zorganizowana została ekspedycja poduszkiowcem przez centralną Afrykę na trasie 12 tys. km mało znanych terenów. Poduszkiowiec wyruszył z Senegalu i przez Mali, Niger, Nigerię i Czad dotrze do Kongo Brazaville.

▲ Kongres OSTIV jest, jak zawsze, zsynchronizowany z Szybowcowymi Mistrzostwami Świata. Obrady toczyć się będą w miejscowości Alpine (Teksas) położonej obok Marfa, w dniach od 27 czerwca do 4 lipca br.

▲ Kierownik Laboratorium Księżycowego w Houston, dr P. Bell, zrezygnował ze swego stanowiska. Występował on wielokrotnie w krytyka amerykańskiego programu badań Księżycza.

▲ Pierwsze w NRF mistrzostwa motoszybowcowe odbędą się w dniach od 5 do 14 czerwca 1970 roku w Burg Feuerstein. Organizuje je miejscowa szkoła pilotów sportowych. Przewiduje się uczestnictwo 50 motoszybowców.

▲ Bardzo interesujące wiadomości na temat ruchu amatorów — konstruktorów lotniczych w Ameryce znajdujemy w „Skrzydlaty Polsce” nr 47. Pilot M. Offierski z Kanady informuje o organizacji zrzeszającej amatorów, o kosztach budowy sprzętu, podaje statystykę ruchu oraz — co bardzo ważne — pisze o zatwierdzeniu i nadzorze budowy samolotów.

▲ Ostatnio dwaj inżynierowie kanadyjscy zbudowali szybowiec na podstawie szkiców opracowanych przez genialnego Leonarda da Vinci. Szybowiec wykonany z drzewa i aluminium został oblatany.

▲ Nieznane dotychczas obliczenia konstrukcji samolotu wykonane w 1895 r. przez „oica kosmonautyki” Konstantego Ciolkowskiego, znaleziono w bibliotece Uniwersytetu Kazańskiego. Pracę tę Ciolkowski zatytułował „Aeroplan, czyli ptakopodobna maszyna latająca”.

▲ Nowy reprezentacyjny lokal biura „Lot” i „Orbisu” otwarto 15 grudnia ub. r. w Pradze Czeskiej. Mieści się on w centrum miasta przy ulicy Paryskiej i jest jednym z najpiękniejszych biur tego typu w Pradze. Praska placówka „Lotu” jest 27. biurem PLL „Lot” poza granicami kraju.

▲ Ostatnio Węgry postanowiły przystąpić do Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego. Spośród krajów socjalistycznych do ICAO należą: Bułgaria, Czechosłowacja, Jugosławia, Kuba, Polska i Rumunia.

▲ Prognozy rozwoju lotnictwa komunikacyjnego w Anglii przewidują, że w 1970 r. przewozy pasażerskie będą stanowiły 165% poziomu osiągniętego w 1966 r., w 1975 r. osiągną 310% i wreszcie w 1980 r. — 500%.

▲ We Włoszech przewiduje się wprowadzenie nowych taryf lotniczych. W ramach tych zmian będzie stosowana zniżka o 25% taryfa nocna.

▲ Towarzystwo SAS otworzyło w Norwegii międzynarodową szkołę stewardess. Kurs szkolenia teoretycznego trwa 4 tygodnie, a następnie kandydatki na stewardessy odbywają 2-tygodniowe kursy szkolenia w powierzu, w bazach w Kopenhadze, Oslo i Sztokholmie. Kandydatki muszą spełnić następujące warunki: stan wolny, wiek 21—27 lat, dobra znajomość angielskiego, francuskiego i niemieckiego, dobry stan zdrowia i prezenzja bez zarzutu.

▲ Również amerykańskie linie lotnicze Pan American Airways uruchomiły w Miami na Florydzie specjalną międzynarodową szkołę stewardess.

▲ W Instytucie Badań Kosmicznych Akademii Nauk ZSRR odbyło się seminarium uczonych i specjalistów Bułgarii, Czechosłowacji, NRD, Polski, Węgier i Zw. Radzieckiego.

Uczestnicy seminarium przeprowadzili praktyczne zajęcia w zakresie opracowywania wyników pomiarów naukowych wykonanych przez przyrządy krajów uczestniczących w eksperymentach ze sztucznymi satelitami „Interkosmos” 1 i „Interkosmos” 2. Jak wiadomo, satelity te skonstruowano dzięki wspólnym wysiłkom uczonych krajów socjalistycznych.

▲ Zawiązuje się współpraca francusko-radziecka w zakresie pokojowego badania przestrzeni kosmicznej. Min. planuje się umieszczenie na Księżycu francuskiego reflektora laserowego za pomocą radzieckiej sondy. Ma to być dokonane jeszcze w bieżącym roku.

W przyszłym roku mały satelita francuski zostanie wyniesiony w Kosmos za pomocą radzieckiej rakiety nośnej. W 1971 r. nastąpi start sztucznego satelity, na którego pokładzie będzie się znajdować wyposażenie wykonane we Francji i w ZSRR. Wspólną aparaturę wyniesie również balon stratosferyczny.

▲ Dwie wytwórnie amerykańskie, Boeing i Lockheed, mają podjąć wspólne prace, pod egidą NASA, nad transportowym statkiem kosmicznym.

▲ Ze sprawozdania ogłoszonego przez NASA wynika, że w okresie od 1958 do 1968 r. Stany Zjednoczone wystrzeliły w przestrzeń kosmiczną 243 obiekty. 199 startów było w pełni lub częściowo udanych, zaś 44 starty były nieudane. Największą liczbę obiektów kosmicznych w skali rocznej wystrzelono w USA w 1966 roku — 36 obiektów, najmniejszą w 1958 roku — 4 obiekty.

Z ogólnej liczby wystrzelonych obiektów 182 wykonały swoje zadania, natomiast 61 — zadań nie wykonało.

Na realizację wszystkich programów kosmicznych NASA w latach 1959—1968 wydatkowano około 25 miliardów dolarów.

▲ Dla badania UFO (niezidentyfikowanych obiektów latających) zainstalowano w Stanach Zjednoczonych olbrzymi aparat fotograficzny, który zrobił w ciągu 17 dni 9 tysięcy zdjęć. Aparat jest w stanie sfotografować piłkę do koszykówki z odległości 40 tys. km.

▲ Obserwujemy narodziny nowej dyscypliny naukowej zwanej kosmiczną farmakologią. Przy działaniu obciążenia podczas startu i lądowania występuje ostre odkrwienie mózgu i serca. Przy swobodnym locie przez przestrzeń kosmiczną nieważkość wywołuje zaburzenia krążenia krwi. To tylko niektóre z dolegliwości, na które leki musi dostarczyć nowa gałąź wiedzy.

▲ Selenonautom dotychczas mierzono tylko częstotliwość pracy serca, ciśnienie krwi, stopień wydzielenia ciepła oraz zużycie tlenu. Naukowców interesuje również możliwa utrata części czerwonych ciałek krwi, białka i wapnia zawartego w kościach.

Informacje dla Autorów

Często powtarzające się w artykułach „natręty” językowe, niewłaściwa terminologia oraz inne niewłaściwe określenia stosowane przez Autorów skłoniły nas do opublikowania wskazówek, które ułatwią opracowywanie artykułów, zgodnie z wymaganiami Redakcji. Wskazówki te nie obejmują wszystkich nieprawidłowości — wymagałoby to obszerniejszego opracowania. Pragniemy tylko zwrócić uwagę na wyrażenia, które powszechnie się przyjęły, a są niewłaściwe. Informacje te stanowią uzupełnienie opublikowanych w nrze 5 z 1968 r. wskazówek dotyczących przygotowania artykułów.

W pierwszej kolumnie podajemy właściwą (przyjętą przez Redakcję formę), w drugiej — niewłaściwą:

| d o b r z e | ź l e |
|--|---|
| aerosprężystość | aeroelastyczność |
| autobus powietrzny | aerobus |
| bieg jałowy | mały gaz, obroty minimalne, bieg luzem |
| charakterystyki w locie chwila | lotne charakterystyki |
| ciąg | moment (pozostaje „moment” w znaczeniu technicznym) |
| duża prędkość | siła ciągu |
| duża wytrzymałość | wysoka prędkość |
| drżania | wysoka wytrzymałość |
| duża zgodność wyników | wibracja |
| ejektor | dobra zgodność wyników |
| gazy wylotowe (w przypadku silnika turbinowego) | eżektor |
| giroskop | spaliny |
| hipersoniczny | żyroskop |
| injektor | hiperdźwiękowy, hipersoniczny |
| instalacja olejenia | inżektor |
| kąt skręcania | instalacja smarowania |
| korektura toru lotu | skręt |
| udźwig, ciężar handlowy | korekcja toru lotu |
| samolotu | pojemność, ładowność |
| łożyska wałkowe | samolotu |
| mała częstotliwość | łożyska rolkowe |
| mały zasięg | niska częstotliwość |
| moment obrotowy | krótki zasięg |
| mała prędkość | moment napędowy |
| naddźwiękowy | niska prędkość |
| odmiana | ponaddźwiękowy |
| osłona kabiny pilota | wariant |
| okres użytkowania | limuzynka |
| obciążenia | czas pracy |
| osiągi | przeciążenia |
| pojemnik | wyczyny |
| prądnicą, ogólnie wytwornica | kontener |
| prędkość (duża, mała), prędkość obrotowa silnika | generator |
| prędkościomierz | szybkość (wysoka, niska) |
| przelicznik lub elektroniczna maszyna cyfrowa | liczba obrotów silnika, |
| przeróbka | obroty |
| powietrzanie | szybkościomierz |
| powiększanie, rozprzestrzenianie się pęknięć | komputer |
| przyczepność | modyfikacja |
| rozrusznik silnika | wentylacja |
| silnik o małej mocy | propagacja pęknięć |
| skrzydło | adhezja |
| skuteczność | turbina silnika, starter |
| | silnik małej mocy |
| | płat |
| | efektywność |

spręż (w przypadku silników turbinowych)
 sprężarka
 samolot służbowy
 samolot rozpoznawczy
 pogorszenie własności technicznych, ekonomicznych
 stojan
 swoisty, znamieny, szczególnie, odrębny
 tor
 trasa
 trwałość
 trwałość międzynaoprawcza
 turbina napędowa
 wartość
 warstwa przyścienna

wielka częstotliwość
 większa sprawność
 wynik
 widmo obciążeń
 współczynnik obciążenia

wkrętak
 wydatek
 wyszczególnienie, wykaz, skorowidz, spis
 zespół, urządzenie, zmniejszać
 zmniejszenie prędkości
 zmniejszona wytrzymałość
 zwiększenie intensywności

Ponadto do często spotykanych „natrętów” językowych zaliczyć należy następujące zwroty i wyrażenia. W pierwszej kolejności podajemy właściwy zwrot, w drugiej niewłaściwy.

| d o b r z e | ź l e |
|--|---|
| zasób, zakres, bogactwo, różnorodność | wachlarz |
| narzędzie przeznaczone do... narzędzie do... | narzędzie służące do... |
| narzędzie umożliwia... domagać się, żądać, wymagać, życzyć sobie... być powinnym... opierając się na... na podstawie czegoś... przede wszystkim... | narzędzie pozwala... postulować musieć... w oparciu o... w pierwszym rzędzie... |

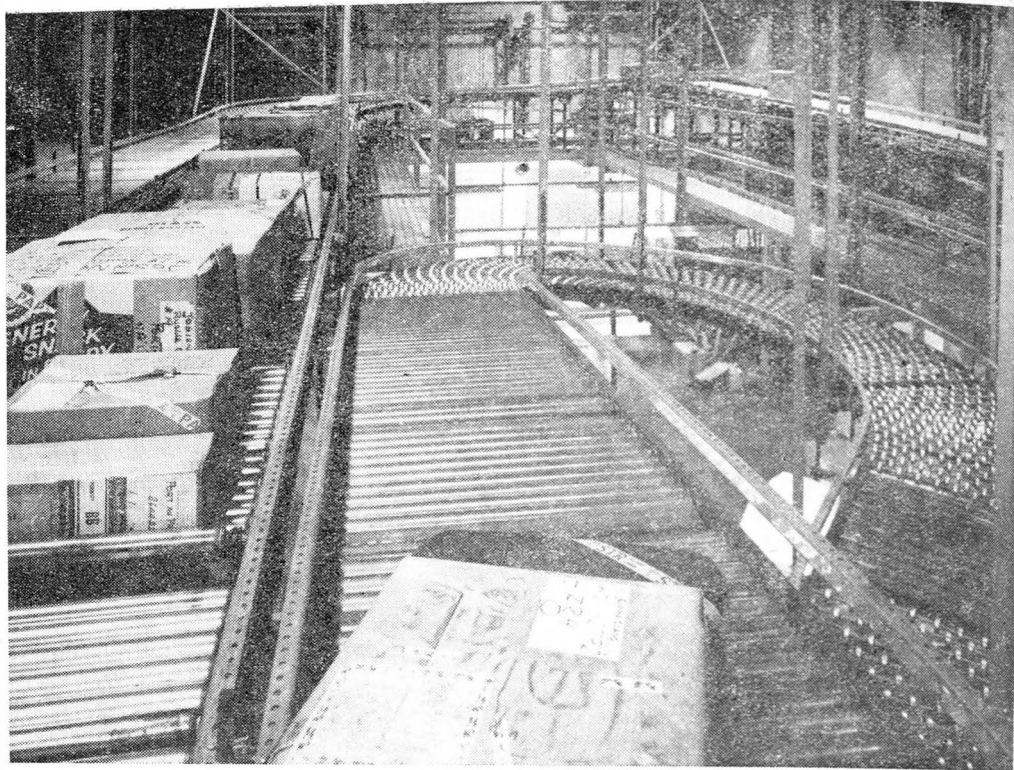
Chcielibyśmy jeszcze zwrócić uwagę na stosowanie przyjętej przez nas pisowni nazw firm czy przedsiębiorstw oraz samolotów, szybowców, statków kosmicznych, silników itp. Otóż nazwy firm oraz oznaczenia wytwarzanego przez nie sprzętu piszemy bez cudzysłowu, np.:

Boeing (firma), Boeing 747 (samolot), Douglas (firma) Douglas DC-8-63 (samolot), Swearingen (firma), Swearingen SA-28T (samolot), również nazwy pochodzące od nazwisk konstruktorów piszemy bez cudzysłowu, np. Il-18 (konstruktor Iliuszyn), An-24 (konstruktor Antonow).

Natomiast przyjęte nazwy danego typu piszemy w cudzysłowie, np. „Dakota”, „Caravelle”, „Comet”, „Vanguard”, „Concorde”, „Apollo”, „Sojuz”. Liczby porządkowe występujące przy nazwach pisze się poza cudzysłowem, np. „Apollo” 12, „Sojuz”9.

Poza tym wszelkie nazwy utworzone z pierwszych liter wielowyrazowych określeń piszemy dużymi literami, bez cudzysłowu i bez kropek między poszczególnymi literami, np. ESRO (European Space Research Organisation), SNECMA (Societe Nationale d'Etude et de Construction de Moteurs d'Aviation), OSO (Orbiting Solar Observatory) itp.

Oprac. M. Klara Szurmak



3. System przenośników w magazynach towarowych

Dokończenie z IV str. okł.

nowisk, w tym 6 dla samolotów Boeing 747 i „Concorde” oraz 10 stanowisk dla innych typów samolotów (Boeing 707). Pozornie 16 stanowisk to wyjątkowo mało, tymczasem przewidywany cykl obsługi samolotu (dla Boeinga 747 — około 35 minut) gwarantuje pełną rytmiczność ruchu lotniczego. A oto ciekawsze szczegóły dworca:

- 56 elektronicznych maszyn cyfrowych dokonuje pełnej rejestracji bagażu osobistego pasażerów, co pozwala na obsługę 6500 jednostek (np. walizek) w ciągu godziny. Bagaż osobisty jest sterowany automatycznie (po uprzednim zakodowaniu) do pojemników przygotowanych na określony rejs.
- Na dachu budynku dworcowego, dokąd dociera się specjalnym układem dróg, znajduje się parking na 500 samochodów, przeznaczony dla pasażerów powracających w ciągu kilku dni. Z parkingu systemem wind lub ruchomych schodów pasażer dociera do hali odpraw.

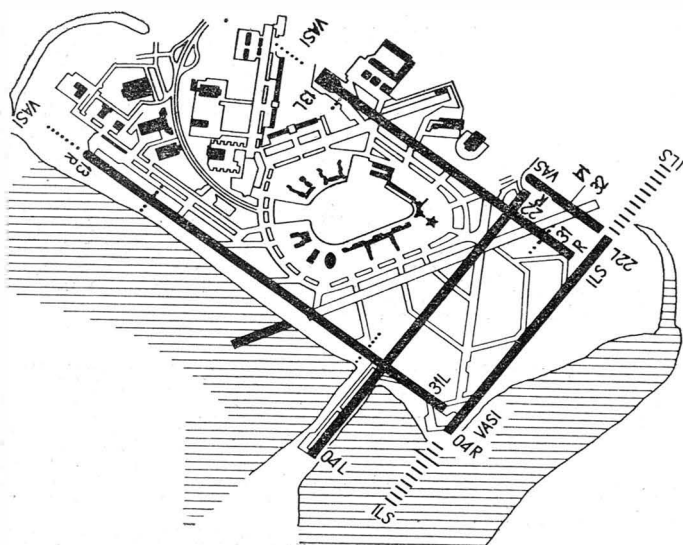
- Budynek dworcowy ma cztery poziomy, w tym trzy poziomy biorące czynny udział w obsłudze samolotu. Rozdzielony jest całkowicie ruch przelotowy od odlotowego. W ruchu odlotowym pasażer dociera autobusem lub samochodem na poziom najwyższy, z którego systemem ruchomych schodów dociera do samolotu. Bagaż osobisty skierowany zostaje na poziom niższy, do pojemników.

W ruchu przylotowym pasażer ruchomymi schodami przeniesiony zostaje na poziom najniższy, gdzie również znajdują się odpowiednie środki transportu naziemnego.

- Na lotnisku znajdują się wszelkie punkty usługowe niezbędne dla oczekującego pasażera lub osób towarzyszących (restauracje, stacje postojowe taksówek, kawiarnie, pokoje odpoczynku, sklepy branżowe itp.).

Ponadto przedsiębiorstwo to posiada doskonale wyposażony dworzec miejski, z którym istnieje połączenie śmigłowcowe.

Na specjalną uwagę zasługuje rozwiązanie dworca towarowego Pan Am. Jak wiadomo, dynamika rozwoju przewozów towarowych wyprzedza już dynamikę rozwoju przewozów pasażerskich. Nowy Jork Kennedy należy do największych lotnisk towarowych świata. Również i w tym przypadku wprowadzenie do eksploatacji samolotów Boeing 747 spowodowało konieczność przebudowy systemu obsługi towarowej. Dworzec towarowy Pan Am przeszedł całkowicie na obsługę ładunków w pojemnikach i na paletach. Mimo że dworzec towarowy posiada rozbudowany zespół magazynów, to przewoźnik dąży do tego, ażeby producenci dostarczali ładunki w pojemnikach w ściśle określonym czasie przed odlotem samolotu. Ładunki drobnicowe segregowane są zgodnie z kierunkiem lotu względnie gromadzone w odpowiednich pojemnikach do czasu odlotu samolotu. Maszyny cyfrowe sterują przebieg ładunku nadawanego i odbieranego. Czynność człowieka ogranicza się do nadzoru urządzeń automatycznych,



MARKS A.

The meteorite danger during the flights to the Moon

523.3:523.5.629.785

Even very little meteorites are able, due to their high velocities, to puncture the walls of the spacecraft. However, the possibility of collision of the spacecraft with a meteorite during the flight to the Moon is very low, despite the popular opinions, because the low density of meteorite distribution in the Space and the short time of the travel to the Moon. The author of this article discussing the meteorite danger gives some results of the investigations of this problem in the Space during the Gemini flights and by the use of the satellites Pegasus and Explorer 16.

BIELAK A.

Electrical supply systems of sounding rockets

629.765.084.5

The requirements concerning electrical supply systems of meteorological sounding rockets i.e. resistance to vibrations, accelerations and temperature variations are explained, the types of used electric sources — wet and dry batteries, miniature batteries and batteries with transverters — are presented and the tests of electrical supply systems are described.

WIATREK R.

Some problems of preparing the fuel-oxidizer mixture in liquid fuel rocket engines

621.455—63:629.7.036.54

In this paper the processes arising in the thrust chamber of the liquid fuel rocket engine are discussed and the importance of the proper preparation of the fuel-oxidizer mixture is emphasized. The influence of the injecting head operation on the processes of mixing the fuel and oxidizer is explained. The problem of the tests of the injecting heads for adjustment them to the engines is shown.

STAFIEJ W.

The influence of the water ballast on the sailplane loads

629.734.33

In this paper the proposal of the unifying the sailplane characteristic speeds for flights with and without water ballast and increasing simultaneously the structure safety coefficient is discussed. This proposal is the result of the analysis of ballast influence on the wing, fuselage and tail unit loads. The list of loads for the sailplane Cobra 17 — designed for the World's Glider Championships in USA — with and without water ballast is included.

CHYLINSKI T.

Problem of determining the modulus of elasticity of the laminates

539.3:629.7.021.36:678—419

Author of this article demonstrates using two numerical examples, that determination of the modulus of elasticity of the laminated materials from the deflection of a beam loaded by concentrated forces utilizing conventional formulas results in significant errors. These errors are caused by the influence of the beam cross-section deformation. For this reason to accurate determination of the modulus of elasticity of the laminated materials it is necessary loading the specimen by „pure” bending moments or calculating the influence of the shear stresses on the deflection line.

BARSKI W.

Precision approach radar system and some problems of its installation on aerodromes

621.396.967:629.7.058.54

In this paper the characteristics of the precision approach radar system GCA elements — PAR and SRE — and the arrangement ILS are described shortly; the alternative applications of the GCA and ILS systems — the GCA system is installed either as the supplement for the ILS or as the independent system if installing the ILS is impossible or unnecessary — are discussed; the present GCA and ILS installations on the polish aerodromes and the plans in this field are mentioned.

ZYLICZ M.

The economical effectiveness and development problems of the Polskie Linie Lotnicze Lot

388.9:629.13(438)

New financial system introduced in 1968 for the PLL Lot has proved the profitableness of the external routes and the general profitableness of the airlines Lot. The external routes of the Lot provide economical effectiveness but their development possibilities in the european region are limited. For this reason the further increase of polish external air ferries depends upon the initiation of the long-range route. The proposals concerning the funds for the future development of the PLL Lot are given.

Co piszą inni...

Tokarki na wystawie obrabiarek Olympia — Londyn

Artykuł przedstawia prezentowane na wystawie rozwiązania konstrukcyjne tokarek do produkcji wielkoseryjnej, średnioseryjnej i małoseryjnej, omówione są tokarki rewolwerowe firmy C. Churchill Red Century, tokarki rewolwerowe firmy Herbert, tokarki frontalne i pokrewne VDF (Verenigte Drehbank Fabriken), tokarki frontalne MD i MDW firmy Max Müller i in.

„Technika Motoryzacyjna” 1969, nr 10.

XV-lecie „Elpo”

Z okazji 15-lecia Zjednoczonych Zakładów Elektronicznej Aparatury Pomiarowej „Elpo” redakcja PAK zamieściła artykuły opracowane przez pracowników tych Zakładów oraz sprawozdanie z seminarium naukowo-technicznego z okazji 15-lecia. Opublikowano następujące artykuły: „15 lat produkcji elektronicznej aparatury pomiarowej w Zakładach „Elpo”, „Długość cyklu opracowania i wdrażania do produkcji nowych elektronicznych przyrządów pomiarowych w Zakładach „Elpo”, „Częstościomierz zliczający do 100 MHz”, „Woltomierze cyfrowe napięcia stałego projektowane i produkowane w Zakładach „Elpo”, i in.

„Pomiary Automatyka Kontrola” 1969, nr 8/9.

Podstawowe zagadnienia metrologii

W artykule omówione są podstawowe zagadnienia metrologii, definicja pomiaru, skale pomiarowe i wielkości mierzalne wg różnych skal. Zależnie od przyjętych relacji rozróżniono skale pomiarowe: nominalną, porządkową, interwałową, ilorazową i naturalną. Podobnie wyróżniono pięć rodzajów wielkości mierzalnych wg wymienionych skal i omówiono metrologiczne aspekty pomiarów technicznych wg różnych skal pomiarowych.

„Przegląd Elektrotechniczny” 1969, nr 9.

Urządzenie a środowisko

W artykule przedstawiono wzajemne oddziaływanie między urządzeniem technicznym a środowiskiem i omówiono związane z tym pojęcia. Nawiązując do projektu normy na oznaczenia warunków środowiskowych pracy, transportu i składowania podkreślono potrzebę dostatecznie szczegółowego określenia tych warunków w celu doboru odpowiednich środków ochrony urządzenia przed narażeniami środowiskowymi oraz ochrony środowiska przed zagrożeniami pochodzącymi od tego urządzenia.

„Przegląd Elektrotechniczny” 1969, nr 9.

Postęp i humanizacja

Temat „społeczne skutki postępu technicznego” mieści w sobie wiele problemów, dlatego rzetelna jego analiza wymaga rozbitcia na różne działy. Związki zawodowe upatrując w postępie technicznym niezbędny warunek racjonalnego rozwoju socjalistycznej gospodarki, pragnąc znaleźć najpełniej naukowo uzasadnione dyrektywy postępowania, poświęciły owej kwestii sympozjum naukowe. Główne dezyderaty przedłożone przez różne sekcje na sympozjum omówione są w artykule.

„Ochrona Pracy” 1969, nr 10.

Wpływ postępu technicznego na warunki pracy

Jest artykułem opracowanym na podstawie referatu Głównego Inspektora Pracy CRZZ, Henryka Kowalskiego, przygotowanego na Sympozjum „Społeczne skutki postępu technicznego”, które odbyło się w Warszawie w czerwcu 1969 r.

„Ochrona Pracy” 1969, nr 10.

Społeczne skutki automatyzacji

Jest kolejnym artykułem opracowanym na podstawie referatu doc. dra J. Kulpińskiej „Socjologiczne i psychologiczne aspekty automatyzacji” przygotowanego na Sympozjum „Społeczne skutki postępu technicznego”.

„Ochrona Pracy” 1969, nr 10.

Postęp techniczny a zmiany w realizacji: praca i czas wolny

Artykuł opracowany na podstawie referatu doc. dra J. Danekiego, przygotowanego na Sympozjum „Społeczne skutki postępu technicznego”.

„Ochrona Pracy” 1969, nr 10.

Klimatyzacja a bhp

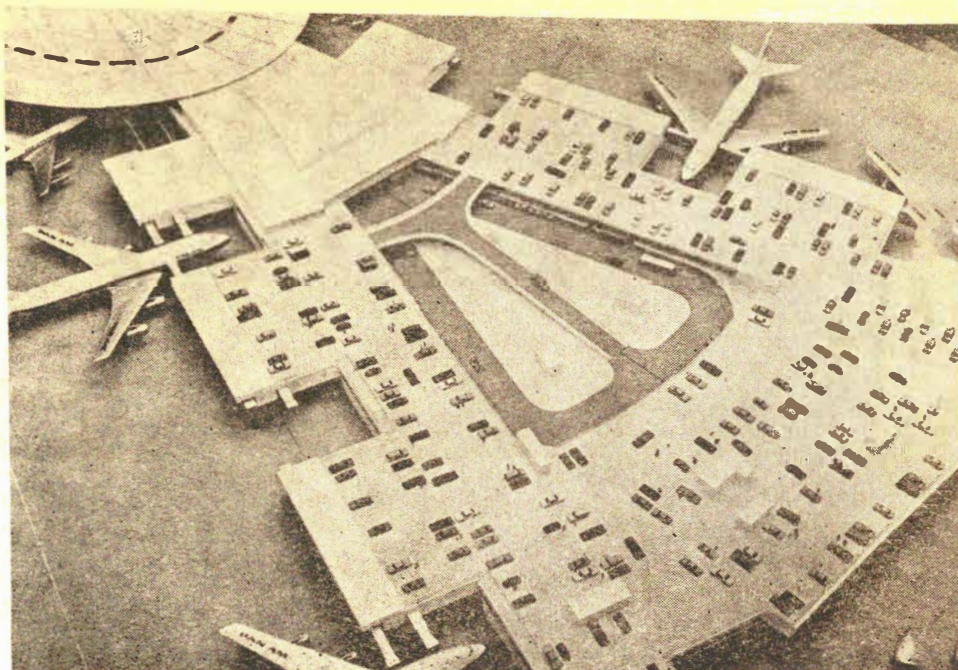
W artykule omówiono wpływ temperatury i wilgotności powietrza na organizm ludzki oraz warunki czystości powietrza pobieranego do klimatyzacji. Przedstawiono schematy urządzeń klimatyzacyjnych, od najprostszyc do złożonych, zasady obliczeń fizycznych parametrów powietrza i zasady projektowania urządzeń klimatyzacyjnych. Autor zwraca uwagę na konieczność projektowania instalacji klimatyzacyjnych zgodnie z wymaganiami bezpieczeństwa przeciwpożarowego.

„Ochrona Pracy” 1969, nr 10.

lotnicze porty świata

NOWY JORK KENNEDY

1. Makieta dworca pasażerskiego Pan Am



Nowy Jork — miasto ponad 15-milionowe — stanowi centrum zainteresowania politycznego, finansowego i gospodarczego współczesnego świata. Dla Stanów Zjednoczonych Ameryki Północnej jest to centrum przemysłowe, handlowe, naukowe (słynny Uniwersytet Columbia) i kulturalne. Dla międzynarodowych przewoźców lotniczych ważny wpływ ma również siedziba Organizacji Narodów Zjednoczonych wraz z wieloma swoimi instytucjami. Transport lotniczy odgrywa w tym przypadku funkcję pomostu państw całego świata z Nowym Jorkiem. Poza tym Nowy Jork stanowi pewnego rodzaju bramę wlotową i wylotową dla szlaku Północno-Atlantyckiego.

Jakkolwiek w hierarchii lotnisk świata największe lotnisko Nowego Jorku, Nowy Jork Kennedy, znajduje się na drugim miejscu po Chicago O'Hara, to jednak zespół trzech lotnisk międzynarodowych (dwa pozostałe to Nowy Jork La Guardia i Nowy Jork Newark) obsługuje łącznie blisko 40 mln pasażerów rocznie.

Dynamiczny rozwój przewozów, a przede wszystkim zapoczątkowanie nowej ery w komunikacji lotniczej (autobusy powietrzne), spowoduje w najbliższej przyszłości podwojenie liczby pasażerów korzystających z lotniska Kennedy przy nie zwiększonej liczbie operacji startów i lądowań.

Lotnisko Nowy Jork Kennedy zabezpiecza ogromną liczbę operacji startów i lądowań, która rocznie przekracza 400 tys. Oznacza to, że średnia dzienna wynosi ponad 1000 operacji (co 1,5 minuty jedna). Taka częstotliwość ruchu wyznacza potrzeby wyposażenia technicznego lotniska.

Na lotnisku Kennedy znajduje się kilkanaście dworców lotniczych należących do poszczególnych przedsiębiorstw. Największe z nich to dworce Pan Am oraz TWA.

Wprowadzenie do eksploatacji samolotów Boeing 747, oraz w najbliższej przyszłości samolotów naddźwiękowych, zmusza do generalnej rekonstrukcji dworców.

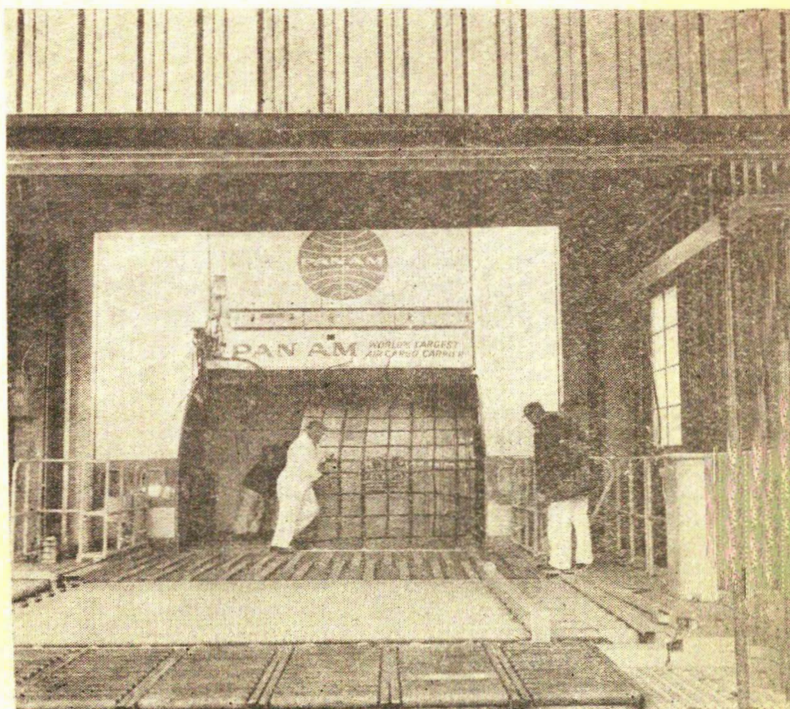
O ile bowiem układ pasów startowych oraz wyposażenie techniczne kontroli ruchu lotniczego są w stanie zabezpieczyć istniejące potrzeby, to przepustowość dworców osiągnęła już granice swych możliwości.

Warto zapoznać się bliżej z jednym z dworców lotniczych Pan Am jako jednym z najnowocześniejszych na świecie i wyposażonego wg potrzeb ery autobusów powietrznych i samolotów naddźwiękowych.

Po zakończeniu pełnej rozbudowy dworzec lotniczy Pan Am będzie miał powierzchnię zabudowy 70 tys. m², a więc 7 ha. Nowy dworzec posiada łącznie 16 sta-

(Dokończenie na str. 32)

2. System dźwignów załadunkowych palet i pojemników



BUSINESS IN POZNAŃ!

FLY LOT TO THE XXXIX POZNAŃ INTERNATIONAL FAIR!



BY SWIFT MODERN AIRCRAFT. WITH SUPERLATIVE SERVICE LUXURIOUS COMFORT. FLYING TO POZNAŃ VIA WARSAW YOU CAN VISIT THE CAPITAL OF POLAND — CENTRE OF LOT'S INTERNATIONAL NETWORK.

ASK YOUR TRAVEL AGENT FOR DETAILS OF LOT'S AIR FREIGHT RATES TOO.

Information and booking

LOT Polish Airlines, Poznań, 69 Armii Czerwonej, phone: 52-847

LATAJCIE LOT-em NA XXXIX MIĘDZYNARODOWE TARGI W POZNANIU.

SZYBKIMI I NOWOCZESNYMI SAMOLOTAMI, ZAPEWNIĄCĄCYMI KOMFORT I NAJLEPSZĄ OBSŁUGĘ.

LECĄC DO POZNANIA PRZEZ WARSZAWĘ, MOŻESZ ZWIEDZIĆ STOLICĘ POLSKI — CENTRUM MIĘDZYNARODOWEGO RUCHU LOTNICZEGO LOT.

ZAPYTAJ TAKŻE W BIURZE PODROŻY O SZCZEGÓŁY RUCHU TOWAROWEGO LOTa. INFORMACJE I PROSPEKTY:

Polskie Linie Lotnicze „LOT”
Poznań, ul. Armii Czerwonej 69
tel. 52-847

WCT/07/70

