



**technika  
lotnicza  
i astronautyczna**

**1**  
1969

# Lotnicze porty świata

Począwszy od tego numeru wprowadzamy na nasze łamy przegląd lotnisk komunikacyjnych świata, z uwzględnieniem ich ewolucji technicznej wynikającej z rozwoju samolotów, zabezpieczenia ich działania oraz masowego przewozu pasażerów i ładunków towarowych.

Wprowadzenie do eksploatacji całej gamy samolotów do autobusów powietrznych włącznie, a co najistotniejsze wzmoczenie ruchu powietrznego, spowodowały konieczność szybkiej rekonstrukcji portów lotniczych oraz zasad zaopatrzenia samolotów czy zabezpieczenia pasażerów.

Problem rozbudowy lotnisk staje się niezmiernie ważny, bowiem ciężar obsługi międzynarodowej z węzłów kolejowych i portów morskich przesunięty został na lotniska klasy międzynarodowej. Sprawność i wysoka funkcjonalność tych lotnisk uzależniona jest od wyposażenia technicznego oraz doskonałości organizacyjnej.

Port lotniczy wraz z całą zabudową towarzyszącą wymaga szczegółowego rozwiązania przestrzennego, a szczególnie rozwiązań w zakresie komunikacji naziemnej, łącznie z dojazdami do lotniska, zapewniającej minimum straty czasu pasażera i samolotu.

Współczesne lotnisko stanowi samodzielny zespół techniczno-ekonomiczny warunkujący całokształt działalności przewozowej. W klasie międzynarodowej lotnisko stanowi pewnego rodzaju doskonały model cybernetyczny, w którym istnieje pełna integracja portu z zapleczem.

Dynamiczne tempo rozwoju przewozów lotniczych i ustalone trendy wymagają również określenia docelowego kształtu lotniska.

Podejmowane inwestycje nie mogą mieć charakteru tymczasowego, ewentualnie ograniczonego horyzontu czasowego. Zamierzenia inwestycyjne przewidują zazwyczaj horyzont czasowy rzędu 15—20 lat. Jeśli zamierzonych inwestycji nie realizuje się aktualnie (pierwszy etap), to w założeniach docelowych przewiduje się ich dalszą rozbudowę na wyznaczonych i zabezpieczonych terenach.

Rozwój portów lotniczych idzie w parze z narastaniem potencjału przewozowego danego państwa. Zaistnieć jednak mogą w tym względzie zasadnicze wyjątki. Dotyczy to np. miejscowości atrakcyjnych położonych w państwie nie przywiązującym większej wagi do rozbudowy transportu lotniczego, a traktującym lotnisko jako punkt handlowy. Zaistnieć może i inna ewentualność, jak to ma miejsce w przypadku Holandii, gdzie linie lotnicze KLM odgrywają szczególną rolę usługową, do której dostosowuje się lotnisko bazowe, jakim jest Amsterdam — Shiphol. W przyszłym kształcie rozwojowym portów lotniczych najważniejszym zagadnieniem będzie obsługa nowoczesnego sprzętu latającego. Panuje bowiem powszechna opinia, że wprowadzenie do eksploatacji nowych samolotów nie będzie wymagało konieczności rozbudowy pasów startowych. Wymagania startowe samolotów ponaddźwiękowych i poddźwiękowych typu autobusów powietrznych nie będą odbiegały od wymagań obecnych. Rozbudowie natomiast podlegać będzie cała infrastruktura zabezpieczająca sprawną funkcjonalność wszystkich czynności naziemnych. W tej sytuacji wyznacznikiem rozwoju lotnisk jest gwałtowny wzrost pracy przewozowej obejmującej zarówno pasażerów oraz ładunki towarowe.

W skali światowej przewiduje się, że w latach 1965—1985 wielkość pracy przewozowej (w przewozach pasażerskich) kształtować się będzie następująco:

1965 r. — 225 miliardów pasażerokilometrów

1970 r. — 440—480 „ „ „

1975 r. — 760—880 miliardów pasażerokilometrów

1985 r. — 1180—1840 „ „

1980 r. — 900—1360 „ „

Powyższe wskaźniki stanowią orientację docelowego rozwoju lotnisk, a ściślej mówiąc portów lotniczych. Powszechnym bowiem i stale powtarzającym się błędem przy projektowaniu portów lotniczych, jest zbyt nisko oceniany rozwój ruchu lotniczego, co w konsekwencji prowadzi do szybkiego ograniczenia jego zdolności przepustowej. Dla ustalenia optymalnych rozwiązań w budowie portów lotniczych wymagane są gruntowne studia obejmujące następujące zagadnienia:

- ustalenie w pierwszej kolejności wielkości płyt peronowych, zarówno w nowych portach lotniczych jak również w rozbudowywanych;
  - wprowadzenie w życie nowych metod kontroli ruchu lotniczego;
  - ściśle określenie przepustowości portu lotniczego;
  - równomierne rozłożenie startów i lądowań czyli likwidacja szczytów, które dają się odczuć podobnie jak np. w transporcie kolejowym;
  - ograniczenie formalności związanych z odprawą pasażerów i ładunków towarowych;
  - ograniczenie hałasów;
  - usprawnienie systemu transportu naziemnego miasto—port lotniczy oraz wewnątrz portu.
- Z uwzględnieniem takich właśnie zagadnień omówione zostaną kolejno wybrane lotniska świata. W następnym numerze zamieszczony zostanie opis lotniska Genewa — Cointrin.

Wielkość obsługi pasażerskiej i samolotów na 25 największych lotniskach świata [1966 r.]

Lotnisko	Ilość obsługiwanych samolotów [szt.]	Ilość obsługiwanych pasażerów
Chicago (O'hare)	543 500	25 589 683
Nowy Jork (Kennedy)	309 001	17 086 211
Los Angeles	295 236	15 251 272
Londyn (Heathrow)	209 870	11 774 524
San Francisco	226 867	10 553 135
Atlanta	223 074	9 441 242
Waszyngton (National)	216 629	7 919 955
Miami	186 177	7 107 645
Dallas	190 614	7 075 671
Nowy Jork (La Guardia)	132 021	6 273 971
Boston	164 080	6 131 238
Paryż (Orly)	114 790	5 699 640
Nowy Jork (Nawark)	141 020	5 143 971
Frankfurt nad Menem	133 985	5 072 926
Detroit	135 221	4 439 610
Filadelfia	138 358	4 159 620
Toronto	81 104	4 027 211
Denver	106 821	4 001 034
Pittsburg	125 000	4 000 000
Cleveland	105 703	3 800 000
Sydney	70 447	3 740 552
Tokio	56 000	3 731 663
Rzym	106 326	3 677 327
Saint Luis	106 000	3 700 000
Kopenhaga	105 703	3 567 634

# TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK  
SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

Rok XXIV

Styczeń 1969

Zeszyt 1

**Adres Redakcji:** Warszawa, ul.: Czackiego 3/5,  
tel. 27-26-01.

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

## SPIS TREŚCI

	Str.
<b>J. Koniuszewski:</b> 40 lat polskiego lotnictwa komunikacyjnego . . . . .	1
<b>B. Dostatni:</b> Tendencje koniunkturalne w transporcie lotniczym . . . . .	6
Biblioteczka Astronautyczna . . . . .	8
<b>A. Zawadzki:</b> Postęp w realizacji programu „Apollo” . . . . .	9
<b>R. Łączkowski:</b> Metoda obliczania krytycznych prędkości obrotowych wirników przewieszonych . . . . .	12
<b>J. Osiński:</b> Międzynarodowy transport lotniczy na XVI Zgromadzeniu Ogólnym ICAO . . . . .	17
<b>J. Suprym, R. Kosiol:</b> Szczególny przypadek niestateczności śmigłowców na ziemi . . . . .	19
<b>E. Łuczywek, A. Tarnogrodzki:</b> Kształt czołowej fali uderzeniowej w locie prostoliniowym z przyspieszeniem . . . . .	22
WIADOMOŚCI Z TERENU	
Przykład godny naśladowania . . . . .	25
Skrawanie adaptacyjne — A.G. . . . .	26
Turbinowy silnik śmigłowy — W.K. . . . .	27
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	28
KRONIKA . . . . .	32
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ . . . . .	
LOTNICZE PORTY ŚWIATA . . . . .	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP . . . . .	IV okł.
Co piszą inni . . . . .	skrzyd.



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa  
Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**  
mgr inż. *Stefan Sulikowski*

**Sekretarz redakcji:**  
*M. Klara Szurmak*

**Redaktorzy działowi:**  
*B. Dostatni*, mgr inż. *A. Gołędziński*, inż. *A. Hadrawa*, mgr inż. *W. Kordziński*, mgr inż. *S. Lassota*, inż. *K. Szumielewicz*, mgr inż. *W. Zaremba*

**Redaktor techniczny:**  
*Alicja Bil*

**Rada Programowa:**  
Prof. mgr inż. *L. Dulęba*, mgr inż. *J. Grzegorzewski*, mgr inż. *H. Krajewski*, mgr inż. *A. Lewkowicz*, inż. *R. Machnowski*, mgr inż. *W. Pietrzak*, mgr inż. *B. Trala*, mgr inż. *J. Wojciechowski*

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 2165/C — J-2.  
Nakład 1500 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

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

### 40 лет польской пассажирской авиации Polskie Linie Lotnicze „LOT” в период 1929—1939

Польская пассажирская авиация ведет начало от 1922 года, когда частные акционерные общества организовали первые отечественные воздушные линии. К концу 1928 года частные общества были ликвидированы а их оснащение и часть персонала переданы в руки государственного предприятия Polskie Linie Lotnicze „LOT”. В период 1930—1932 г. была проведена модернизация авиационной техники, которая опиралась на производимых в стране на лицензиях самолетах Fokker-F VII. Значительное развитие авиалиний PLL „LOT” стало возможным, когда в 1936 г. были куплены современные пассажирские самолеты Douglas DL-2 и Lockheed „Electra”, а затем также Lockheed 14H. В таблицах приведены данные характеризующие авиационную технику находящуюся в эксплуатации в Польши в 1931 г. и в 1936—1939 г. а также эксплуатационные результаты „LOT” за период 1929—1938.

ZAWADZKI A.

629.19(73)

### Современное состояние приготовлений к полету на Луну на основе программы „Apollo”

В статье представлены исследования проведенные во время разработки программы „Apollo” после трагической смерти трех американских космонавтов 27. 01. 67 г. — первый полет ракеты „Saturn 5” с кораблем „Apollo”, исследования на около земной орбите лунного корабля LEM и второй полет ракеты „Saturn 5”. Рассмотрены приготовления к экипажным полетам корабля „Apollo” и намерения в этой области на 1968 и 1969 годы.

ŁACZKOWSKI R.

533.662.6:629.135.4

### Метод расчета критических оборотов консольных роторов

В статье рассмотрено влияние гироскопических моментов на критические обороты консольных роторов. Для роторов с постоянным сечением и с жесткими опорами приведены графики Управления собственных частот, для первых критических оборотов. Для роторов с переменным сечением и с упругими опорами разработан матричный метод расчета критических оборотов. Оценена точность этого метода и поданы результаты расчетов для типичного консольного ротора. Показано также влияние упругости опор на критические обороты и соответствующие им линии прогиба ротора.

SUPRYM J. KOSIOŁ R.

629.135.45.073:533.6.052

### Особый случай неустойчивости вертолетов на земле

В статье рассмотрены условия равновесия вертолета стоящего на земле при неработающей и работающей силовой установке. Поданы формулы для опрокидывающих и возмущающих моментов, и представлен график этих моментов в месте с графиком критических углов крена. Сформулированы выводы и рекомендации для пилота в случае появления неустойчивости вертолета на земле.

LUCZYWEK Z., TARNOGRODZKI A. 533.6.011.72:533.6.015

### Форма головной ударной волны в прямолинейном полете с ускорением.

#### Ч. I. Полет с постоянным ускорением

В статье рассмотрены результаты расчетов распространения и формы головной ударной волны в прямолинейном полете с постоянным ускорением, полученные при помощи метода разработанного авторами. Согласно теории звукового удара головная ударная волна перемещается перпендикулярно самой себе со скоростью равной местной скорости звука; расчеты были выполнены при упрощающем предположении, что скорость звука постоянна и равна 328,5 м/сек, что для стандартной атмосферы соответствует высоте 3 км, а также, что скорость ветра равна нулю. Приведенные в статье результаты расчетов показывают влияние высоты полета, ускорения самолета и числа М на расположение и форму головной ударной волны.



# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Mgr JAN KONIUSZEWSKI

656.7(436)

## 40 lat polskiego lotnictwa komunikacyjnego

Polskie Linie Lotnicze „LOT” w latach 1929—1939

Lotnictwo komunikacyjne jako jeden ze środków transportu przechodziło w drodze ewolucji od form organizacyjnych nie dopracowanych, żywiołowych do form przemysłanych, rozwiniętych. Ewolucja ta w porównaniu z innymi gałęziami gospodarki była niewspółmiernie krótsza i miała własny charakter, u podstaw którego leżało wzrastające zapotrzebowanie społeczne na szybki środek transportu wspomagane i uwarunkowane dynamicznym rozwojem techniki lotniczej.

Komunikację lotniczą w Polsce w pierwszym, pionierskim okresie (lata 1922—28) charakteryzowało rozproszenie środków, żywiołowość oraz brak zrozumienia przez władze roli, jaką może odegrać w nowoczesnym państwie transport lotniczy. Prywatne spółki akcyjne, które zapoczątkowały komunikację lotniczą w Polsce, z braku kapitałów były chronicznie nie doinwestowane, stąd od 1923 r. konieczne było subwencjonowanie ich rozwoju przez państwo. Spełniając rolę prekursora w zakresie pokazania społeczeństwu, iż transport lotniczy może być bezpiecznym i pożytecznym środkiem przewożenia, nie były jednocześnie w stanie wyjść poza ciasne horyzonty indywidualnych korzyści i stworzyć nowoczesną strukturę i organizację lotnictwa komunikacyjnego.

Szybki rozwój komunikacji na świecie w latach 1925—30 wyzwalał procesy, które ukształtowały profil organizacji lotnictwa komunikacyjnego do dnia dzisiejszego. Początkowo drobne i rozproszone towarzystwa lotnicze łączyły się w duże i silne przedsiębiorstwa. Proces koncentra-

cji i centralizacji przebiegał stopniowo z różnym nasileniem pod protektorem wielkich monopoli lub administracji państwowej. Również pod tym względem lotnictwo komunikacyjne mimo podporządkowania ogólnym prawom gospodarki miało swój odrębny charakter: w związku z olbrzymimi nakładami w tej dziedzinie transportu od początku decydującą rolę odgrywał tu kapitał państwowy.

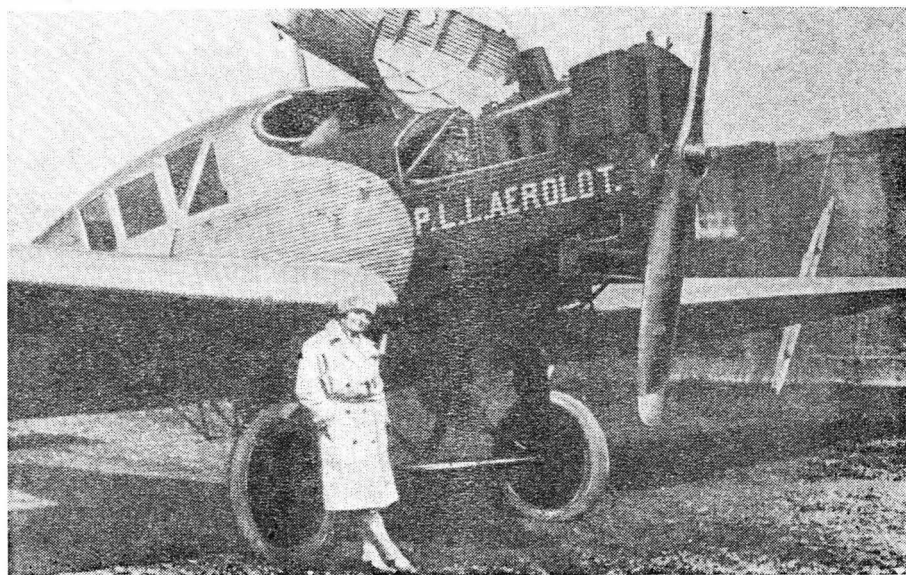
Podobne tendencje wystąpiły we wszystkich wysoko rozwiniętych kra-

jach europejskich i doprowadziły do likwidacji drobnych spółek lotniczych. W W. Brytanii z czterech towarzystw powstaje jedno pod nazwą Imperial Air Transport Company, w Holandii — Królewskie Holenderskie Linie Lotnicze (KLM), w Niemczech z 40 drobnych spółek powstają Deutsche Aerolloyd i Junkers, które łącząc się stworzyły towarzystwo Deutsche Lufthansa.

Silne lotnictwo stało się wizytówką mocarstwa, doskonałym środkiem

*Początki lotnictwa komunikacyjnego w Polsce sięgają roku 1922, gdy prywatne spółki akcyjne zorganizowały pierwsze krajowe linie lotnicze. W końcu 1928 r. zlikwidowano prywatne towarzystwa, a ich sprzęt i część personelu przekazano powołanemu 1.01.1929 r. do życia przedsiębiorstwu państwowemu Polskie Linie Lotnicze „LOT”. W latach 1930—1932 dokonano modernizacji sprzętu latającego, który został oparty na produkowanych w kraju z licencji samolotów Fokker F VII. Znaczne rozszerzenie sieci PLL „LOT” stało się możliwe, gdy w 1936 r. zakupiono nowoczesne samoloty pasażerskie Douglas DC-2 i Lockheed „Electra”, a następnie — Lockheed 14H. W tablicach zestawiono dane charakteryzujące sprzęt eksploatowany przez PLL „LOT” w 1931 r. i w latach 1936—1939 oraz wyniki eksploatacyjne LOT-u w latach 1929—1938.*

1. Samolot Junkers F-13





2. Samolot PWS-20



3. 12-osobowy samolot Fokker F-VII i 17-osobowy Douglas DC-2 w służbie PLL „LOT”

4. Samolot Lockheed „Electra” 10 A przed dworcem lotniczym na Okęciu



propagandowym i miało znaczenie militarne.

Nacisk tych czynników podkreślanych przez grono fachowców i coraz szersze entuzjastów zmusił polski rząd do skorygowania polityki wobec lotnictwa, w wyniku czego powstało przedsiębiorstwo Polskie Linie Lotnicze „LOT”.

1 stycznia 1929 r. powołano do życia spółkę państwowo-samorządową z o. o. Polskie Linie Lotnicze „LOT”. Odbierając koncesję prywatnym towarzystwom żeglugi powietrznej powierzono temu przedsiębiorstwu eksploatację linii krajowych i zagranicznych.

Kapitał zakładowy PLL „LOT” spółki z o. o. wynosił 8 milionów złotych i został podzielony na 100 udziałów, z których 86 należało do skarbu państwa, 10 do samorządów śląskich oraz po dwa do Poznania i Bydgoszczy.

Początkowo przedsiębiorstwem kierował zarząd, którego pierwszy skład stanowili: dyrektor naczelny — major pilot inż. Tomasz Turbiak oraz jego zastępcy: inż. S. Krzyczkowski i W. Konopka. Zarząd był kontrolowany przez Radę Nadzorczą, w której zasiadali delegaci Ministerstwa Skarbu, Min. Komunikacji, Min. Spraw Wojskowych, Min. Spraw Wewnętrznych, Min. Przemysłu i Handlu oraz przedstawiciele samorządów śląskich. Oprócz tego powołano Komisję Rewizyjną oraz stanowisko Komisarza Rządu ds. lotnictwa komunikacyjnego.

Organizacja przedsiębiorstwa „LOT” opierała się w latach 1929—1932 na założeniach zawartych w statucie z 1929 roku. W myśl tych założeń zarząd był jednolitym ciałem skupiającym w swym wnętrzu wszystkie kierunki działalności finansowej, eksploatacyjnej, technicznej i administracyjnej. W roku 1932 uległ zmianie statut PLL „LOT”, w wyniku czego zarząd został przemianowany na dyrekcję, a w schemacie organizacyjnym wyodrębniono trzy zasadnicze działy:

- Dział Eksploatacji,
- Dział Techniczny,
- Dział Administracyjno-Finansowy.

Komórkami bezpośrednio podległymi dyrekcji były oddziały i reprezentacje PLL „LOT” w kraju i za granicą, których ilość wzrastała proporcjonalnie do rozwoju sieci linii. W miarę rozwoju przedsiębiorstwa organizacja uległa dalszej rozbudowie, jednak ogólny schemat podziału pozostał do chwili obecnej zbliżony. Instancją, której PLL „LOT” formalnie podlegały był Departament Lotnictwa Cywilnego w Ministerstwie Komunikacji. Na podkreślenie zasługuje silne powiązanie przedsiębiorstwa z wojskiem widoczne przy obsadzeniu wyższych stanowisk oraz wytyczaniu kierunków linii lotniczych i decyzjach dotyczących sprzętu.

Polskie Linie Lotnicze „LOT” od chwili powstania czyniły szczególne wysiłki w kierunku umacniania swojej pozycji na arenie międzynarodowej. Wyrazem tego było wejście w marcu 1931 r. w charakterze członka do Międzynarodowego Zrzeszenia Przewoźników Powietrznych (IATA).

W chwili powstania Polskich Linii Lotniczych „LOT” cały sprzęt i część personelu zlikwidowanych prywatnych spółek lotniczych zostały przejęte przez przedsiębiorstwo. Samoloty Farman spółki „Aero” zostały przekazane do kasacji, a utrzymanie w pełnej gotowości eksploatacyjnej samolotów Junkers F-13 (tabl. 1), spółki Polska Linia Lotnicza „Aerolot” wymagało dużego wysiłku ze strony przedsiębiorstwa. Sieć przejętych linii była następująca:

*Linie krajowe*

Warszawa — Gdańsk	335 km
Warszawa — Katowice — — Kraków	385 „
Warszawa — Lwów	370 „
Warszawa — Poznań	300 „

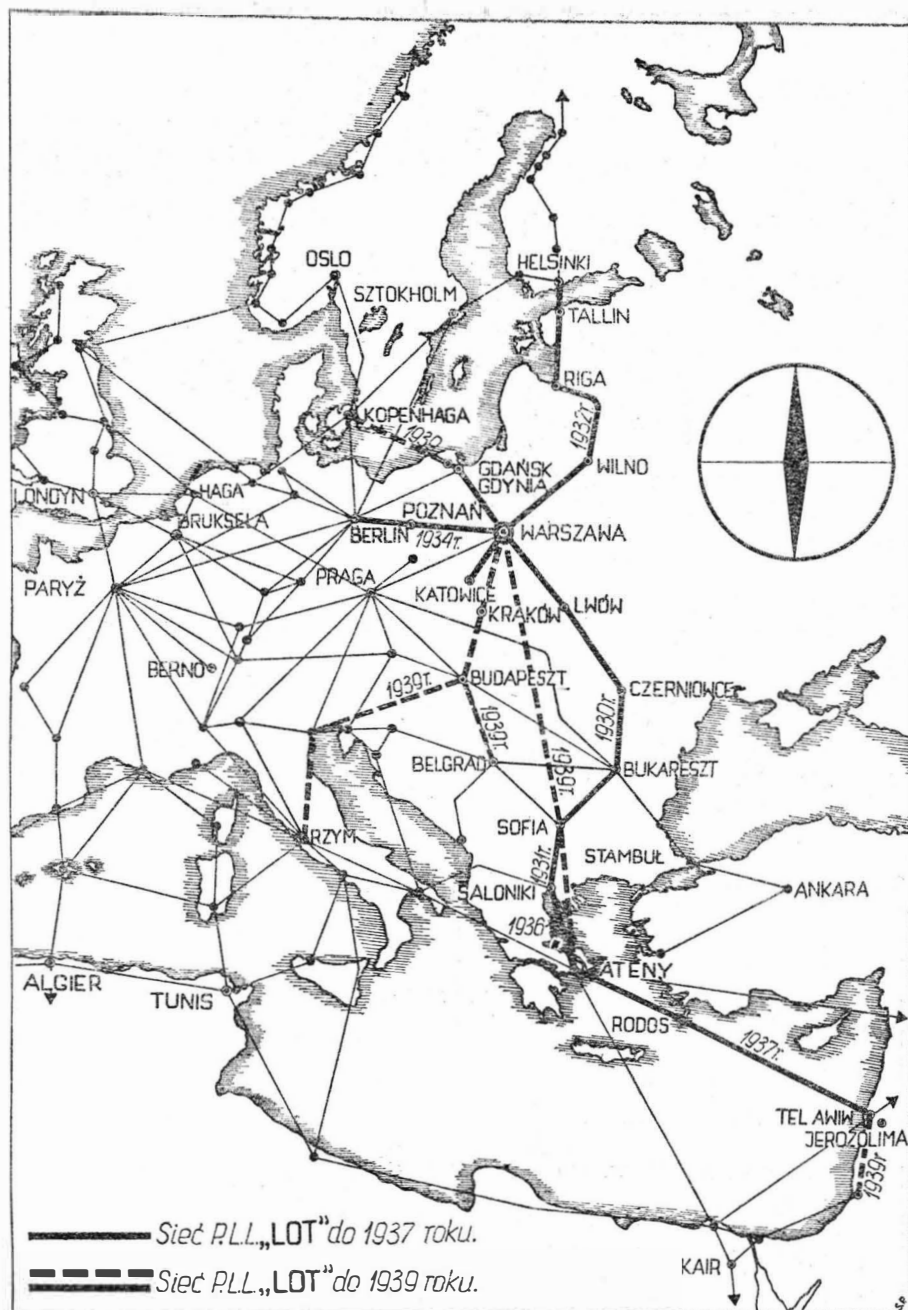
*Linie zagraniczne*

Warszawa — Kraków (Katowice) — Wiedeń	495 „
<b>razem</b>	<b>1875 km</b>

Problemem wymagającym szybkiego rozwiązania była sprawa modernizacji sprzętu. Istniały dwie koncepcje, z których jedna opierała rozwój przedsiębiorstwa na sprzęcie produkcji krajowej, a druga na sprzęcie zagranicznym. Zdecydowano się na rozwiązanie kompromisowe zakupując licencję na holenderskie samoloty Fokker F VII (tabl. 1). W ramach licencji przewidziana była produkcja Fokkera jedno- i trzysilnikowego. W połowie 1930 r. pierwsze samoloty weszły do eksploatacji. W latach 1932—35 samolot Fokker był całkowicie produkowany w Polsce: płatowiec — w Podlaskiej Wytwórni Samolotów, a silniki — w Państwowych Zakładach Skoda S.A. na Okęciu. Powstałe w 1927 r. Zakłady Skoda produkowały już wówczas na licencjach takie silniki, jak Lorraine 400 KM, Lorraine 450 KM (do PWS-20), Wright 220 KM (do Fokkera) i Bristol „Jupiter” 500 KM. Odlewy dostarczał „Ursus”, stal huta „Bismarck”, a śmigła firma W. Szomański i Ska.

W przypadku samolotu Fokker roczna norma przelatanych godzin na samolot wynosiła 400—500 godz. Ponieważ Junkersy F-13 znajdowały się poniżej tej normy były stopniowo kasowane.

Rozpoczęcie produkcji samolotu licencyjnego nie było równoznaczne z porzuceniem koncepcji rozwoju PLL „LOT” w oparciu o sprzęt konstrukcji krajowej. W 1929 r. Podlaska Wytwórnia Samolotów wyprodukowała samolot PWS-20 konstrukcji inż. Ciołkosza. Wersja 4-osobowa samolotu PWS-21 była komfortowo wyposażona i przeznaczona głównie do lotów taksówkowych. Pomimo



wprowadzenia tego sprzętu na linie LOT-u nie odgrywał on nigdy roli pierwszoplanowej, gdyż jego osiągi techniczno-ekonomiczne były gorsze od Fokkera i nie pozwalały na konkurencję ze sprzętem innych towarzystw.

Poziom osiągnięty przez przedsiębiorstwo po pierwszej modernizacji sprzętu w latach 1929—1932 pozwolił na rozszerzenie działalności,

szczególnie na liniach zagranicznych. Jednak od roku 1930 dają się w lotnictwie komunikacyjnym odczuć pierwsze skutki wielkiego kryzysu gospodarczego.

Spadek tętna życia gospodarczego spowodował już w 1930 r. obniżkę globalnych wartości przewozowych mimo modernizacji sprzętu i zwiększonych możliwości. W dwa lata później kryzys w polskim lotnictwie

Tablica 1. Sprzęt eksploatowany przez PLL „LOT” w 1931 r.

Lp.	Typ samolotu	Liczba sztuk	Liczba miejsc pasażer.	Liczba silników	Liczba przelecianych [km]	Prędkość przelotowa [km/godz.]	Ogólna liczba przepracowanych godzin	Średnia liczba godzin na 1 samolot w roku
1	Junkers F-13	13	4	1	746 424	148	5 083,21	387
2	Fokker 1 M	6	4	1	461 087	160	2 870,21	478
3	Fokker 3 M	4	6	3	195 810	161	1 213,23	b. d.
4	PWS — 20	1	4	1	8 302	b. d.	b. d.	b. d.
5	Moth	1	2	1	7 257	140	b. d.	b. d.

komunikacyjnym osiągnął punkt szczytowy. Nastąpiło zmniejszenie we wszystkich działach przewozów: pasażerów i poczty o ok. 1/3, towaru o 1/4, a oferowanej zdolności przewozowej o 11%. Dokonano redukcji personelu oraz ustanowiono priorytet rozwoju linii zagranicznych nad krajowymi. Wyjście z kryzysu Polskich Linii Lotniczych „LOT” nastąpiło w latach 1934—36.

Poczynając od 1930 r. „LOT” rozwija sieć połączeń zagranicznych. W roku tym uruchomiono połączenie Warszawa—Bukareszt. W rok później nastąpiło przedłużenie linii przez Sofię do Salonik, a w 1932 r. rozszerzono szlak przez Wilno i Rygę do Tallina. Otwarcie tych linii miało poważne znaczenie dla rozwoju polskiej komunikacji lotniczej. Jedno spojrzenie na mapę wystarczy, aby stwierdzić, że wynikiem rozszerzenia trasy na południe przez Bukareszt do Salonik i na północ do Tallina było utworzenie „wielkiego szlaku lotniczego”, który liczył po całkowitej rozbudowie około 3 tys. km i będąc najdłuższym szlakiem w Europie łączył trzy morza: Bałtyckie, Czarne i Egejskie.

Posiadanie tego szlaku nie stawało PLL „LOT” w szczególnie uprzywilejowanej sytuacji w stosunku do

innych przedsiębiorstw — tym niemniej budziło „...dość poważny niepokój polityczny i zawodowo-konkurencyjny...”, jak czytamy w materiałach z 1932 r.

Rozwój linii PLL „LOT” zarówno krajowych, jak i zagranicznych, był uwarunkowany rozbudową zaplecza technicznego i modernizacją sprzętu. W okresie 1931—1935 przedsiębiorstwo prowadziło eksploatację linii krajowych i zagranicznych na 6 Fokkerach F VII 1M i 10 Fokkerach F VII 314. Pierwszy typ był produkcyjny oryginalnej, częściowo montowany w Polsce, drugi natomiast był całkowicie wykonywany w kraju. W roku 1935 przeprowadzono częściową modernizację sprzętu, wymieniając silniki na Fokkerach. Zamiast 220 KM Wrightów zainstalowano 400 KM „Wasp Junior” TB. Pozwoliło to na zwiększenie ciężaru handlowego, dając 10 miejsc pasażerskich w porównaniu do 6 dotychczasowych.

Jednocześnie w PLL „LOT” przeprowadzono próby nad prototypami takich samolotów, jak: PWS-24, RWD-11, PZL-27 i Lublin R XVI.

Na początku 1936 r. udało się sprzedać dziewięć całkowicie wyeksploatowanych samolotów Junkers F-13 wraz z silnikami zapasowymi. Było

to znaczne osiągnięcie ze strony przedsiębiorstwa, gdyż samoloty tego typu już pod koniec 1934 r. przeznaczono do kasacji.

W latach 1934—36 większość przedsiębiorstw lotniczych zaczyna przechodzić na nowocześniejszy sprzęt lotniczy. Wycofuje się z eksploatacji samoloty o konstrukcji mieszanej, metalowo-drewnianej. Głównie kierunki modernizacji samolotów komunikacyjnych to zwiększenie ciężaru handlowego w stosunku do ciężaru własnego, zwiększenie prędkości przelotowej oraz poprawienie komfortu podróży, głównie przez instalowanie w konstrukcji płatowca powłok dźwiękochłonnych. W związku z ciągłym wydłużaniem się linii lotniczych szczególne znaczenie miało zwiększenie zasięgu i prędkości. Wielokrotne międzylądowania wydłużały czas przelotu oraz powodowały zwiększone koszty. Samoloty po 1935 r. charakteryzują się zgrabną, opływową sylwetką, której własności aerodynamiczne są znacznie lepsze niż kanciastych Fokkerów, PWS-ów czy Farmanów. Poza tym zaczęto stosować silniki o większej mocy. Wszystko to doprowadziło do podwojenia prędkości przelotowej. Polskie Linie Lotnicze „LOT”, należące do czołówki przewoźników

Tablica 2, Samoloty PLL „LOT” w latach 1936—1939

	Typ samolotu	Konstrukcja	Liczba miejsc	Liczba szt.	Silnik			Prędkość [km/godz.]		Liczba w godzinach w 1938 r.		Ogólny stan godz. wylat. przez sam. do 31.XII. 1938
					liczba	typ	moc [KM]	maks	podróżna*	ogółem	średnia liczba wylatanych godzin na samolot	
Samoloty liniowe	Douglas DC-2	Dolnopłat konstrukcja metal.	14+3**	2	2	Bristol „Pegasus” VI	670	338	250	1991,06	995	5729,28
	Junkers Ju-52	Dolnopłat konstr. metal.	15+3	1	3	Bristol „Pegasus” VI	670	315	240	843,22	843	1466,41
	Lockheed „Electra” 10A	„ „	10+2	7***	2	Wasp Junior GB	400/420	338	250	4827,41	633	9251,22
	Lockheed „Super” „Electra” 14H	„ „	12+2	6	2	Hornet SIE-G		426	350	1177,37	196	1281,57
	Fokker F VII 3M	Górnopłat konstr. mieszanej	10+2	6	3	„Wasp Junior” TB	400/420	240	185	575,00	96	7158,48
Samoloty do celów fotograficznych i innych	Fokker F VII 1 M	Górnopłat. konstr. miesz.	8+2	6	1	Bristol „Jupiter” F VII	500	—	170	305,24	51	18 564,25
	Fokker F VII 2M	„ „	+6	1	2	Wright „Wasp Junior” TB	400/420	—	165	111,40	112	1414,36
	PWS — 24	„ „	2+4	2	1	Wright „Wasp Junior”	400/420	—	180	435,43	218	1363,13
	PWS-24	„ „	2+4	1	1	Wright	220	—	160	****		
	RWD-13	„ „	1+2	1	1	Gipsy Major	120	—	160	16,33	8	105,20

\* średnia prędkość podróżna obejmuje czas startu, lotu, lądowania i kołowania

\*\* załoga

\*\*\* dwie maszyny tego typu zostały rozbite w grudniu 1936 r.

\*\*\*\* brak danych



Tablica 3. Ogólne zestawienie wyników eksploatacji Polskiej Komunikacji Lotniczej za lata 1929—1938

Rok	Wykonano lotów	Przeleciało [km]	Przewieziono			Regularność [%]	Liczba pasażero-kilometrów	Liczba tonokilometrów		% wykorzystania [tkm]
			pasażerów	bagażu, towarów i gazet [kG]	poczty [kG]			oferowanie	wykorzystanie	
1929	6584	1 421 831	16 428	334 803	35 977	95,5	3 840 554,0	693 652	398 453	57,4
1930	6052	1 418 880	13 682	429 353	38 726	94,9	3 250 091,0	778 988	357 422	45,9
1931	5895	1 492 383	14 687	370 007	36 343	94,0	3 707 190,0	894 659	381 683	42,7
1932	5474	1 315 943	11 187	339 493	25 459	95,0	2 864 662,0	772 391	308 114	39,9
1933	6012	1 572 158	15 912	348 797	22 255	97,2	4 108 732,0	1 035 477	418 139	40,4
1934	6793	1 715 479	18 301	383 952	29 892	95,9	4 939 759,0	1 155 820	499 277	43,2
1935	6806	1 660 558	22 192	408 416	24 391	97,7	5 448 207,0	1 247 000	527 174	42,3
1936	7409	1 654 691	33 204	621 224	44 865	98,0	8 361 183,0	1 538 573	807 172	52,5
1937	8963	2 188 594	37 497	808 747	123 776	95,4	10 267 124,0	2 246 431	1 041 968	46,4
1938	6197	1 998 526	30 490	829 887	144 814	96,2	9 446 886,0	2 373 103	1 020 407	43,0

europczyjskich, chcąc utrzymać w silnej konkurencji własną pozycję musiały przystąpić do tzw. drugiej modernizacji sprzętu. W pierwszej kolejności zakupiono pod koniec 1935 r. dwa samoloty Douglas DC-2, a w I kwartale 1936 r. cztery samoloty Lockheed „Electra” 10 A.

Wymienione samoloty były produkcji amerykańskiej i charakteryzowały się dobrymi osiąganiami. Samoloty Lockheed „Electra” należały do najnowocześniejszych samolotów i zostały po raz pierwszy sprowadzone do Europy przez Polskie Linie Lotnicze „LOT”.

Duża prędkość i udźwig oraz szereg urządzeń w wyposażeniu jak: automatyczny pilot, przyrządy do lotów w nocy i w trudnych warunkach meteo, najnowocześniejsze urządzenia radiowe firmy Telefunken, busola odległościowa „Askania”, chowane podwozie, urządzenia przeciwoblodzeniowe itd. stawiały je w rzędzie najlepszych samolotów eksploatowanych w Europie. Zwracało również uwagę szczególnie komfortowo wykończone wnętrza kabiny pasażerskiej, która miała izolację dźwiękochłonną, była ogrzewana i wentylowana.

W 1938 r. zakupiono jeszcze jeden samolot Douglas DC-2 oraz sześć samolotów Lockheed „Super Electra” 14 H i trzy dalsze samoloty Lockheed „Electra” 10 A. Sprowadzone w 1938 r. samoloty Lockheed 14 H miały większą prędkość (do 420 km/h) oraz większy zasięg. Na samolotach tych możliwe było podjęcie w 1939 r. lotów non stop na trasie Warszawa—Ateny (ok. 2100 km). W tymże roku za pieniądze otrzymane ze sprzedaży Junkersów F-13 LOT zakupił w firmie Junkers w Dessau jeden samolot Junkers Ju-52\*).

W wyniku wymiany sprzętu Polskie Linie Lotnicze „LOT” dokonały wielkiego skoku, który polegał na wzroście zdolności przewozowej (tabl. 2), zwiększeniu częstotliwości połączeń oraz zasięgu. Posiadając taki sprzęt przedsiębiorstwo mogło z powodzeniem konkurować z innymi towarzystwami europejskimi. Znaczny

\* Na krótko przed wojną rozpoczęto również próby z nowoczesnym samolotem pasażerskim własnej konstrukcji PZL-44 „Wicher” (przyp. redakcji).

wzrost stopnia wykorzystania samolotów (ilości godzin wylatanych przez samolot w roku) stwarzał jednocześnie dobrą podstawę do obniżki kosztów własnych PLL „LOT”.

Wprowadzenie nowoczesnego sprzętu spowodowało jednak również pewne zjawiska negatywne. Należał do nich głównie wzrost tzw. krzywej wypadkowości. W trzy miesiące po wprowadzeniu do eksploatacji dwóch samolotów Douglas DC-2 jeden z nich został poważnie uszkodzony w czasie lądowania w Poznaniu, a drugi rozbił się w 1936 r. pod Atenami. Była to najpoważniejsza katastrofa przedwojennego LOT-u. Z siedmiu Lockheedów 10 A dwa zostały całkowicie rozbite w siedem miesięcy po wprowadzeniu do ruchu, a z sześciu Lockheedów 14 H jeden rozbił się pod Czerniowcami, a w dwa miesiące później drugi zapalił się podczas startu w Bukareszcie. Wymieniona seria wypadków, mimo iż nie spowodowała poważniejszych strat w ludziach, była jednak poważnym wstrząsem dla przedsiębiorstwa, które uchodziło dotychczas za najbezpieczniejsze w Europie. W okresie 1929—1935, kiedy eksploatowano wyłącznie samoloty Fokker, nie zdarzył się ani jeden wypadek lotniczy. Przyczyną wzrostu krzywej wypadkowości poza pewnymi usterkami technicznymi było w głównej mierze niedoszkolenie załóg na nowym sprzęcie. Okres szkolenia załogi wynosił np. w 1936 r. przy wchodzeniu do eksploatacji samolotów DC-2 około 11 godzin.

W oparciu o zmodernizowany sprzęt PLL „LOT” nakreśliły bardzo ambitne plany rozwojowe. Jednym z pierwszych zamierzeń miało być uruchomienie połączenia przez Atlantyk. W tym celu dokonano w 1938 r. eksperymentalnego przelotu na trasie Los Angeles — Dakar — Warszawa (25 540 km). Do innych zamierzeń należało:

- połączenie Polski ze wszystkimi najbliższymi bazami wypadowymi transkontynentalnymi i transoceanicznymi,
- wejście PLL „LOT” na te szlaki,
- przeprowadzenie przez Polskę linii transkontynentalnych,
- założenie maksimum linii dolołowych.

Najwięcej uwag krytycznych pod adresem PLL „LOT”, wysuwanych jeszcze w okresie przedwojennym, dotyczyło ukierunkowania sieci linii. Powiązanie Polski z krajami słabymi gospodarczo (wzdłuż magistrali Północ-Południe) mogło mieć na celu jedynie względy polityczne. Przyznał to nawet minister komunikacji w 1937 r. mówiąc „...Zarówno państwa bałtyckie, jak i bałkańskie nie były dla nas kierunkami korzystnymi pod względem rentowności komunikacji lotniczej — były one raczej kierunkami o ważności politycznej...”. Skupienie wysiłków organizacyjnych i finansowych na tym szlaku powodowało dekoncentrację na kierunku zachodnim o wiele dla „LOT” korzystniejszym.

Polskie Linie Lotnicze „LOT” cieszyły się w okresie przedwojennym opinią bardzo dobrego przewoźnika. Opinia ta była uzasadniona. Przy skromnych środkach „LOT” musiał przez umiejętną reklamę i propagandę zagospodarować szereg nowo otwartych „surowych” linii. Stawiając sobie za cel osiągnięcie wysokich przewozów (tabl. 3) dążył konsekwentnie do jego realizacji. Pod względem długości sieci „LOT” w 1937 r. zajmował 8 miejsce wśród państw europejskich (5688 km), a biorąc pod uwagę ilość przelatywanych rocznie kilometrów w ruchu regularnym — 6 miejsce. Przedsiębiorstwo Polskie Linie Lotnicze „LOT” podobnie jak Gdynia czy Centralny Okręg Przemysłowy było jednym z wspanialszych osiągnięć rozwoju gospodarczego Polski okresu międzywojennego. Sprawna organizacja i dobra obsługa pasażerska stawiały przedsiębiorstwo wysoko wśród innych towarzystw europejskich.

#### Literatura

1. Archiwalia PLL „LOT”
- a. Sprawozdania eksploatacyjne lata 1930—1938
- b. Sprawozdania techniczne lata 1930—1939
- c. Sprawozdania Rady Nadzorczej lata 1932—1937.
2. Górecki H.: „Przeszłość i przyszłość polskiej komunikacji lotniczej” Londyn 1943 r.
3. Kalestyński B.: „Ekonomika Transportu Lotniczego” WKiŁ 1961 r.
4. „Memoriał w sprawie założeń rozwojowych polskiej komunikacji lotniczej” Pismo Min. Kom. Nr TL 24/37 z dn. 8. III. 1937 r.

# TENDENCJE KONIUNKTURALNE W TRANSPORCIE LOTNICZYM

## Część I

Rozwój transportu lotniczego nie może być rozpatrywany jako funkcja postępu technicznego czy też narastających potrzeb i wymagań militarnych. Za procesem tym kryją się bowiem złożone problemy ekonomiczne współczesnego świata. Układ sieci i szlaków powietrznych naniesionych na mapę globu ziemskiego czy też wybranych regionów tworzą skomplikowany obraz połączeń, który zazwyczaj określamy mianem dróg dwudziestego wieku.

Powietrzne drogi mają bardzo różnorodny charakter. Te najbardziej przeciążone magistrale łączą ze sobą obszary wysoko rozwinięte pod względem ekonomicznym. Obszary słabo rozwinięte mają zazwyczaj połączenia organizowane przez przedsiębiorstwa zewnętrzne — głównie Europy zachodniej. Poziom i zakres tych połączeń jest jednak bardzo nierównomierny, tak jak nierównomierny jest rynek światowy. Rynek światowy liczy ogółem 3500 milionów ludności zamieszkującej około 130 krajów. Jednak z punktu widzenia gospodarczego liczba krajów, które rzeczywiście „liczą się” jest bardzo ograniczona.

Tylko trzy kraje, a mianowicie Stany Zjednoczone, Związek Radziecki i Japonia wytwarzają ponad połowę przemysłowej produkcji światowej; dokładnie 56,6%. Kraje te mają tylko 15,1% ludności świata. Kolejnych pięć krajów (NRF, Wielka Brytania, Francja, Włochy i Kanada) łącznie z wymienionymi poprzednio zamieszkuje 23% ludności świata jednak realizują one łącznie aż 80,26% światowej produkcji.

W powyższej sytuacji można przyjąć założenie, że zapotrzebowanie na usługi lotnicze określa głównie rozwój wielkiego przemysłu, a wraz z nim rozwój ośrodków wielkomiejських. Wielkość tych ośrodków oraz ich funkcje wewnętrzne i międzynarodowe decydują bowiem o kierunkach i częstotliwości połączeń lotniczych. Państwa uprzemysłowione o dobrze rozwiniętej wymianie handlowej mają znacznie dłuższe zasięgi połączeń lotniczych oraz rozbudowane sieci.

W sposób zupełnie podobny, jak to ma miejsce w hierarchii ekonomicznej, układają się wielkości przewozów lotniczych. Dowodzi to, że przewozy lotnicze stanowią funkcję warunków ekonomicznych. Można wydzielić jeszcze dodatkowo kilka państw mieszczących się na kolejnych miejscach w potencjale produkcyjnym. Będą to: Szwecja, Belgia, Holandia, Szwajcaria czy też Czechosłowacja. Wszystkie wymienione do tej pory kraje realizują

ponad 90% światowych przewozów. Tak więc widzimy tutaj zbieżność potencjału przewozowego z produkcyjnym.

W zakresie przewozów lotniczych cały współczesny świat można by podzielić na strefy, w których wielkość przewozów lotniczych określa potencjał gospodarczy. W układzie takim ustalić można prawidłowości kształtowania się rynków transportu lotniczego z uwzględnieniem określonego horyzontu czasowego. Proces rozwoju sprowadzić można do:

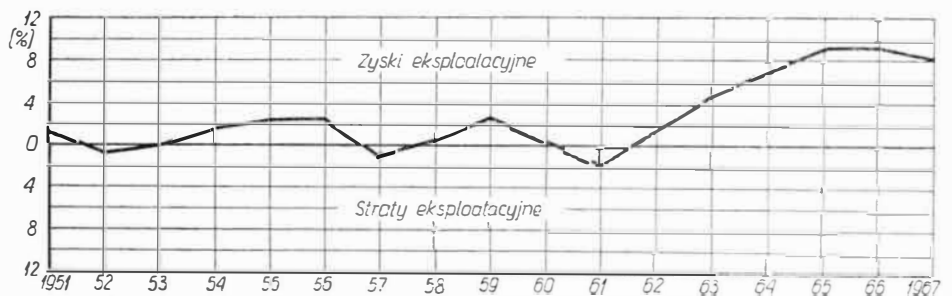
● funkcji minimum — czyli zaspokajającej jedynie potrzeby wynikające z działalności polityczno-gospodarczej państwa. Funkcja ta realizowana jest niezależnie od aspektów ekonomicznych. W takiej sytuacji państwo zazwyczaj pokrywa nadwyżki kosztów wynikające z faktu istnienia niewielkiego przedsiębiorstwa lotniczego. Funkcja ta działa w większości krajów globu ziemskiego,

● funkcji ekonomicznie uzasadnionej lub rozwojowej wynikającej z właściwości go-

spodarczych danego państwa, albo jego ekspansji ekonomicznej i politycznej. W tym przypadku przedsiębiorstwo lotnicze stanowi poważny czynnik dochodu narodowego. Typowym przedsiębiorstwem w tym względzie jest KLM.

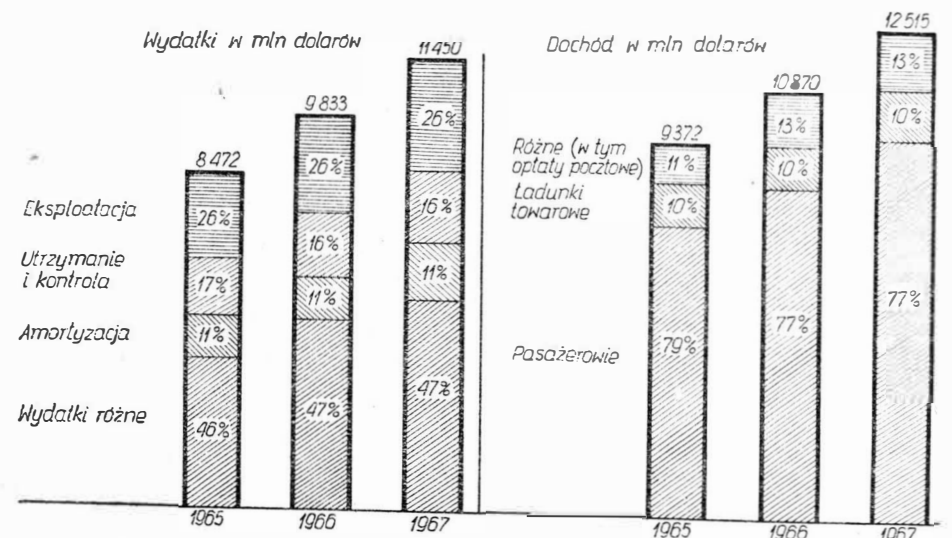
W okresie ostatnich 12 lat, kiedy w transporcie lotniczym zachodziły istotne zmiany sprzętowe, bilans strat i zysków przedstawiał się mimo wszystko bardzo korzystnie. W tabl. 1 przedstawiono sytuację finansową wszystkich przedsiębiorstw lotniczych będących członkami ICAO. Ujemne saldo występuje jedynie w latach 1957 i 1961, czyli wtedy kiedy do eksploatacji wprowadzono nowy sprzęt, a nakłady inwestycyjne pociągnęły za sobą gwałtowny wzrost wydatków. Uzupelnieniem treści tablicy są rysunki 1 i 2.

Wyraźne załamanie się stopy zysku widoczne jest w latach 1957—1962. W tym okresie bowiem nastąpiła stabilizacja sprzętowa. Sytuacja jest obecnie względnie usystematyzowana i nie należy spodziewać się po-



1

2



dobnych cykli, jak to miało miejsce w latach 1957 i 1961, nawet przy stopniowym wprowadzeniu do eksploatacji autobusów powietrznych czy samolotów typu Concorde. U podstaw tak wysokich zysków leży oczywiście rozwój przewozów pasażerskich i towarowych.

W omawianym przedziale czasu przewozy pasażerskie wzrosły 22,45 raza, natomiast przewozy towarowe 55,7 raza. Co ciekawe w odróżnieniu od innych rodzajów transportu, gdzie znacznie wolniej rozwijają się takie parametry jak prędkość i ładowność, w lotnictwie ogólna ilość wylatanych kilometrów zwiększyła się w tym okresie tylko 7,3 raza, a czas latania tylko 3,7 raza. Oznacza to, że tak wysokie wskaźniki przewozowe stanowią wynik intensywnego procesu rozwoju lotnictwa. Proces ten w dalszym ciągu stanowi funkcję rozwoju transportu lotniczego.

W badaniach tendencji rozwojowych transportu lotniczego należy przyjąć kryterium, że usługi lotnicze mają najbardziej międzynarodowy charakter. Trudno mówić o usługach lotniczych wyłącznie we własnym interesie państwa, których celem są przewozy wyłącznie własnego pasażera i ładunku. Przedsiębiorstwa lotnicze starają się opanować jak najszerszy rynek i prowadzą w tym celu ożywioną działalność propagandową.

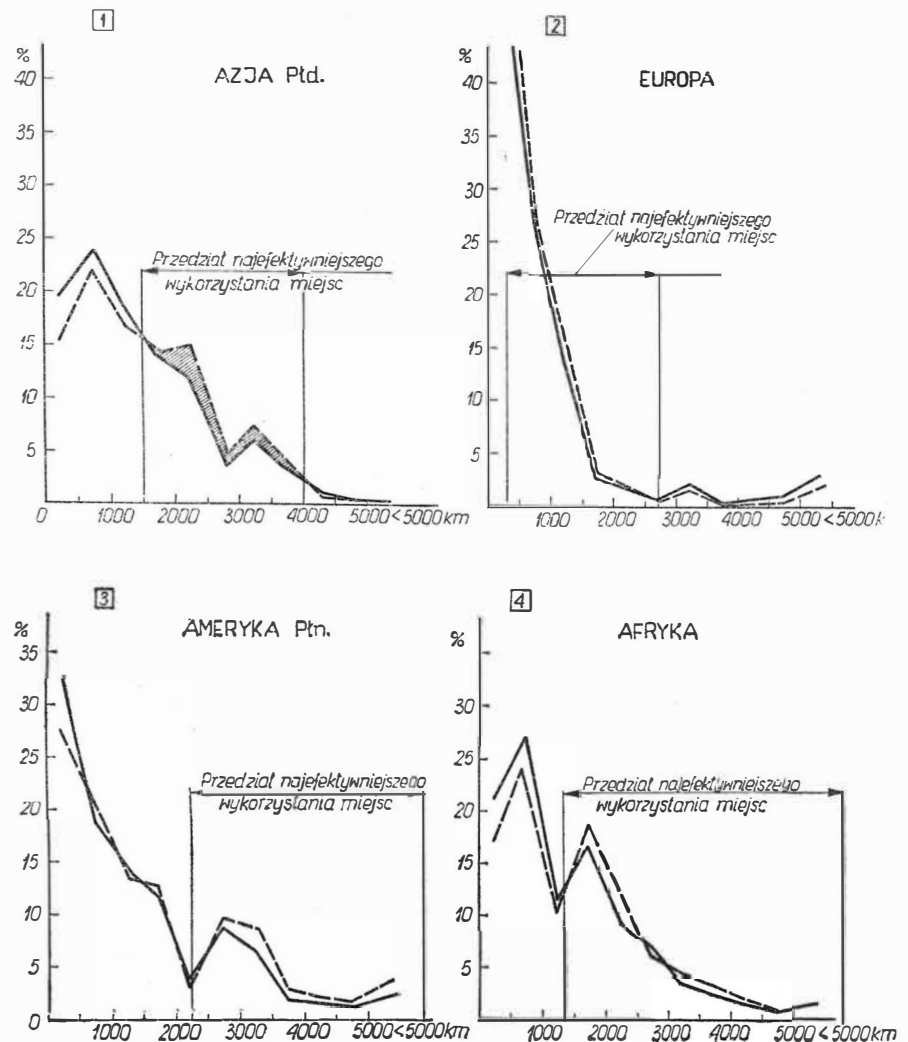
W zakresie usług lotniczych istnieje ścisła regionalizacja charakteryzująca pewne prawidłowości podziału międzynarodowego rynku lotniczego. W zakresie usług międzynarodowych, które szczególnie nas interesują, na pierwszym planie znajduje się Europa zachodnia, której potencjał przewozowy wynosi ponad 40% (oczywiście w grę wchodzi tutaj przedsiębiorstwa lotnicze wszystkich państw). W następnej kolejności znajdują się Stany Zjednoczone z prawie podobnym potencjałem przewozowym, natomiast na wszystkie pozostałe obszary geograficzne przypada poniżej 20%.

Tak wysoki wskaźnik przewozów międzynarodowych w tych dwóch obszarach geograficznych tłumaczy się również istnieniem głównego szlaku międzynarodowego, jakim jest Północny Atlantyk. Szlak ten obsługiwany jest przez 19 przedsiębiorstw, głównie zachodnioeuropejskich i amerykańskich (poza tymi, tylko dwa przedsiębiorstwa, a mianowicie EL-AL — Izrael oraz Air India — Indie mają swój znikomy udział w obsłudze szlaku północnoatlantyckiego).

W tablicy 3 przedstawiono udział 10 przedsiębiorstw obsługujących omawiany szlak wg kolejności przewozów pasażerskich.

Konstrukcja międzynarodowych przewozów lotniczych ma poważne zróżnicowanie przestrzenne na poszczególnych kontynentach. Specyficzny układ przestrzenny takich kontynentów jak Azja południowa, Afryka czy Australia powoduje znaczne podwyższenie wartości usługowych samolotu. W odróżnieniu od innych rodzajów transportu samolot cechuje wyjątkowo duża elastycz-

### Krzywe rozkładu przewozów lotniczych według odległości z uwzględnieniem podaży i popytu (średnie wartości)



3

ność i w perspektywie dalszej obniżki taryf należy przypuszczać, że samolot będzie wyjątkowo preferowanym środkiem przewozowym.

Aktualny stopień rozwoju przewozów lotniczych w określonych przedziałach odległości wymaga odpowiednio dobranego sprzętu oraz sieci lotnisk. Zupełnie odmiennie przedstawiają się krzywe rozkładu przewozów lotniczych (przedziały odległości) na odpowiednich kontynentach. Np. rynek europejski charakteryzuje się wyjątkową koncentracją, a główny ciężar przewozów mieści się w przedziale do 1500 km (rys. 3). Taki układ przestrzenny oraz wyjątkowa koncentracja lotów w czasie wymaga niezwłocznego wprowadzenia do eksploatacji autobusów powietrznych. Inaczej przedstawia się sytuacja na pozostałych obszarach globu ziemskiego. Centralne kierunki połączeń lotniczych w układzie międzynarodowym oczekiwać będą na samolot szybki i o niedużej pojemności przewozowej.

Dotychczasowe rozważania utwierdzają nas w przekonaniu, że transport lotniczy stał się już równorzędny partnerem samochodu, kolei czy

statku. W polityce rozwojowej transportu lotniczego nie ustalono jednak ostatecznego programu docelowego. Otwarty pozostaje problem stabilizacji taboru. Czy przedsiębiorstwa lotnicze przejdą na eksploatację sprzętu naddźwiękowego czy też pozostaną na wyposażeniu w samoloty

Tablica 1. Dynamika całkowitych dochodów i zysków przedsiębiorstw lotniczych — członków ICAO (lata 1954—1966)

R o k	Całkowity dochód brutto [mln dol.]	Czysty zysk [mln dol.]	Stopa zysku [%]
1954	2,8	32	1,2
1955	3,0	78	2,6
1956	3,5	84	2,4
1957	4,0	— 41	—
1958	4,1	15	0,36
1959	4,8	105	2,2
1960	5,4	70	1,3
1961	5,8	— 118	—
1962	6,6	97	1,4
1963	7,2	326	4,5
1964	8,1	612	7,5
1965	9,3	900	9,6
1966	10,6	932	8,8

Tablica 2. Dynamika rozwoju przewozów lotniczych w latach 1945—1966 (tylko przedsiębiorstwa ICAO)

Rok	Nalot		Ilość przewiezionych pasażerów w mln	Przewieziony ładunek [mln tonokm]
	miliony km	miliony godz.		
1945	603	2,5	9	120,7
1946	941	3,8	18	128,7
1947	1142	4,2	21	297,7
1948	1271	4,6	24	466,6
1949	1352	4,8	27	627,5
1950	1440	5,0	31	852,8
1951	1617	5,7	42	1013,7
1952	1778	6,1	46	1102,2
1953	1939	6,5	53	1158,5
1954	2060	6,7	59	1238,9
1955	2293	7,3	68	1448,1
1956	2542	8,0	77	1657,3
1957	2840	8,7	86	1810,1
1958	2928	8,8	88	1850,4
1959	3089	9,0	98	2140,0
1960	3097	8,6	106	2389,4
1961	3121	8,0	111	2735,3
1962	3242	7,7	121	3210,0
1963	3419	7,9	135	3588,0
1964	3685	8,3	155	4296,0
1965	4103	8,8	180	5470,6
1966	4409	9,3	202	6725,6

Tablica 3. Przewozy lotnicze na szlaku północno-atlantycznym w 1966 r. (10 wybranych przedsiębiorstw lotniczych)

Przedsiębiorstwo	Przewozy pasażerskie			Przewozy towarowe		
	Ilość pasażerów	Udział [%]	Wzrost 1966 / 1965	Ilość ton towarów	Udział [%]	Wzrost 1966 / 1965
Pan American	898 234	21,4	22,5	41 734,2	19,0	17,0
TWA	619 103	14,7	-3,0	20 708,1	9,4	-2,2
BOAC	517 479	12,3	13,8	20 349,0	9,2	36,9
Air France	298 888	7,1	20,6	15 701,6	7,1	17,6
Lufthansa	289 944	6,9	21,3	18 060,7	8,2	43,6
Alitalia	238 761	5,7	25,7	13 210,0	6,0	27,7
Air Canada	232 451	5,5	22,5	6 222,5	2,8	29,6
KLM	230 445	5,5	14,9	22 560,7	10,3	16,5
SAS	182 632	4,4	7,3	9 714,8	4,4	20,1
Swissair	142 201	3,4	15,0	6 250,6	2,8	22,9
Pozostałe przedsiębiorstwa lotnicze.	547 429	13,1	15,0	43 725,6	20,8	24,4
Razem	497 567	100,0	16,2	200 236,8	100,0	24,0

poddźwiękowe, jakie powinny być wzajemne proporcje ilościowe określonych samolotów. Ze względów eksploatacyjnych należy przyjąć założenie, że podstawowy będzie samolot poddźwiękowy, bowiem dzięki postępowi w produkcji silników lotniczych samolot ten staje się ekono-

miczny na coraz krótszych dystansach. Rozważania dotyczące koniunktury w transporcie lotniczym uzależnione od czynników technicznych, politycznych i ekonomicznych przedstawione zostaną w jednym z następnych numerów.

## BIBLIOTECZKA ASTRONAUTYCZNA

W. I. Lebediew

### CZŁOWIEK W LOCIE KOSMICZNYM

WNT, Warszawa 1968, wydanie I, ark. wyd. 8,6, cena zł 7.

Autorem czwartej książki z serii „Biblioteczka Astronautyczna” jest kandydat nauk lekarskich. Tłumaczyła z rosyjskiego Elżbieta Głowacka.

Tak jak poprzednio wydane, książka ta ma bardzo ładną szatę graficzną zarówno zewnętrzną, jak i wewnętrzną. Treść książki jest bogato ilustrowana fotografiami i rysunkami.

W przestrzeni kosmicznej i po wylądowaniu na innych planetach człowiek znajdzie się w zupełnie innych warunkach życia niż na Ziemi. W związku z tym powstaje pytanie, czy układ nerwowo-psychiczny człowieka potrafi przystosować się do nowych, nie znanych mu warunków. Rozwiązaniem tych problemów zajmuje się nowa dziedzina wiedzy, psychologia kosmiczna. Prowadzone są specjalne badania, których podstawą jest modelowanie warunków lotu kosmicznego na specjalnych przyrządach i symulatorach lotu oraz badania psychofizjologicznych czynności człowieka w czasie lotów orbitalnych.

W książce „Człowiek w locie kosmicznym” autor omawia w sposób przystępny wiele problemów związanych z biologiczno-medycznym zabezpieczeniem lotów kosmicznych. Rozpatruje z punktu widzenia psychologii inżynierskiej, jakie funkcje człowiek jako ogniwo w układzie sterowania może wykonywać lepiej od maszyny i w czym jej ustępuje. Docho-

dzi do stwierdzenia, że tylko racjonalne połączenie możliwości człowieka i maszyny znacznie zwiększy niezawodność układu sterowania statkiem kosmicznym, że za pomocą różnych urządzeń automatycznych człowiek może łatwiej i dokładniej niż automat wprowadzić statek na wyznaczoną orbitę, z większą precyzją ustalić tor lotu tej czy innej planety i wybrać najwłaściwsze miejsce do lądowania na tej planecie. Tak więc człowiek zawsze będzie organizującym i kierującym ośrodkiem statku kosmicznego.

W dalszym ciągu autor zapoznaje z zasadniczymi urządzeniami statku oraz omawia zadania kosmonauty jako operatora, przedstawia przebieg nauki kosmonautów na szkoleniowym statku kosmicznym.

Osobny rozdział poświęcony jest zagadnieniu zdolności człowieka do pracy w warunkach monotonii wrażeń. Na podstawie obserwacji zachowania się i przeżyć osób w komorach ciszy omawia wybrane zagadnienia właściwości funkcjonowania mózgu w warunkach ograniczenia podnieć zmysłowych w samotności. Są to zagadnienia na ogół mało znane, a niezwykle ciekawe. Nie zdajemy sobie bowiem sprawy, jakie konsekwencje powoduje brak jakichkolwiek podnieć zewnętrznych, np. możliwość szybkiego rozwoju chorobowych procesów psychicznych u ludzi zdrowych. W ZSRR np. przeprowadzono badania na odpor-

ność nerwowo-psychiczną człowieka w komorze ciszy, zapewniającej całkowitą izolację dźwiękową i świetlną. Rezultaty tych badań, którym poddawano zdrowych ludzi w wieku 20—30 lat, były nieoczekiwane. Dane encefalograficzne z eksperymentów wykazały, że podczas izolowania w samotności rozwijają się stany fazy (przejściowe między snem i jawą), występują specyficzne omamy zmysłowe, halucynacje, złudzenia. Jeden z kandydatów do lotów kosmicznych opowiadał, że po dziesięciu dniach przebywania w komorze ciszy uległ dziwnemu wrażeniu obecności w komorze osoby postronnej, która pozbawiona była określonych kształtów i znajdowała się poza jego plecami. Nie potrafił wyjaśnić czy to była kobieta, czy mężczyzna, czy starzec lub dziecko. Tego rodzaju złudzenia można wytłumaczyć zwiększoną wrażliwością skóry na zmiany ciśnienia i temperatury powietrza podczas długotrwałego odizolowania. Wyjaśnienie tego zagadnienia oparł autor na wielu ciekawych badaniach.

Następnym problemem, którym zajmuje się autor, jest problem zgrania członków załogi, co ma szczególne znaczenie w lotach międzyplanetarnych, które będą się odbywać w kilkuosobowym składzie. Osobny rozdział poświęcony jest kształtowaniu odporności emocjonalnej kosmonautów.

Na zakończenie omówiony został problem, którym zajmują się ostatnio uczeni, a mianowicie, czy psychika człowieka zmieni się na Księżycu?

Szeroki wachlarz podjętych problemów oraz pionierskość szeregu badań i opracowań składają się na niezwykłą cenność i atrakcyjność tej publikacji.

K.S.

W artykule przedstawiono próby przeprowadzone w ramach programu „Apollo” po tragicznej śmierci trzech amerykańskich astronautów w dn. 27.1.67 r. — pierwszy lot rakiety „Saturn” 5 ze statkiem „Apollo”, próby na orbicie okołoziemskiej pojazdu księżycowego LEM i drugi lot rakiety „Saturn” 5 — oraz omówiono przygotowania do załogowych lotów statku „Apollo” i zamierzenia w tym względzie na lata 1968 i 1969.

## POSTĘP W REALIZACJI PROGRAMU „APOLLO”

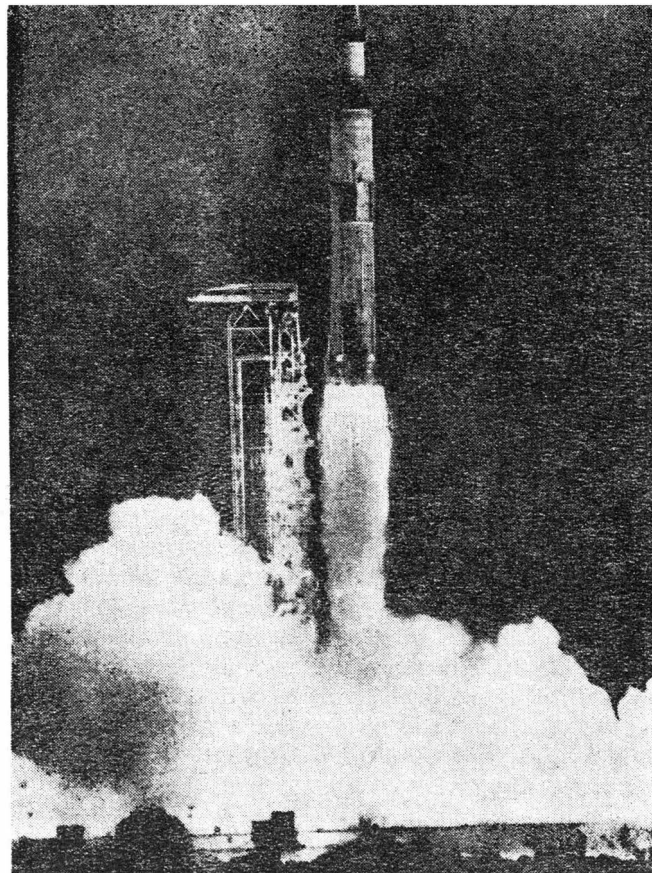
Po tragicznym w skutkach pożarze kabiny „Apollo” w dniu 27.01.1967 r. gruntownej zmianie uległo wiele prac prowadzonych w ramach tego programu. Powołano specjalną komisję rządową, która miała ustalić przyczyny wypadku oraz sporządzić listę koniecznych do dokonania zmian. Wieloosobowa komisja pracująca pod kierunkiem dra F. Thompsona, mimo wielomiesięcznych badań, nie potrafiła określić zasadniczej przyczyny wypadku. Podała tylko kilka możliwości, które mogły spowodować wybuch pożaru oraz ustaliła listę kilkunastu zaleceń, którymi powinna kierować się dyrekcja programu przy dokonywaniu zmian konstrukcyjnych statku oraz zmian w programie przygotowań i lotów.

Najwięcej zmian postanowiono dokonać w konstrukcji samej kabiny, kierując się względami zapewnienia większego bezpieczeństwa dla załogi statku. Postanowiono również zastrzyć warunki kontroli pozostałych przedziałów statku. Równocześnie w dalszym ciągu prowadzono prace nad zespołami napędowymi statku i rakiety księżycowej „Saturn” 5.

### Loty bezałogowe

Jeszcze w 1966 r. przeprowadzono dwa bezałogowe loty podorbitalne kabiny statku „Apollo”. Loty były dokonane za pomocą rakiet „Saturn” 1B i miały być próbą rakiet oraz kabin. Głównie sprawdzana była osłona termiczna kabiny w warunkach powrotu przez atmosferę oraz system lądowania i łączności. Obie próby zakończyły się pomyślnie.

Równolegle były prowadzone prace nad przygotowaniem do pierwszego lotu rakiety „Saturn” 5 ze statkiem „Apollo” obejmującym kabinę i przedział usługowy.



1. Start pierwszej rakiety „Saturn” 5

Artykuł wpłynął do Redacji w październiku 1968 r.

Początkowo przewidywano, że pierwszy lot tej rakiety będzie mógł się odbyć w końcu 1966 r. Jednak w miarę upływu czasu, z powodu opóźnienia w dostawach poszczególnych części oraz z powodu wielu trudności technicznych wynikłych podczas montażu i prób naziemnych, termin lotu ulegał ciągłemu przesuwaniu. Ostatecznie 9 listopada 1967 r. odbył się pierwszy lot rakiety „Saturn” 5 ze statkiem „Apollo”. Próba, która oznaczona była symbolem „Apollo” 4, miała na celu sprawdzenie rakiety księżycowej oraz statku „Apollo”. Planowany przebieg lotu był następujący: po wypaleniu się pierwszego i drugiego stopnia rakiety „Saturn” 5 trzeci stopień, przy użyciu części swego paliwa, wprowadził cały zespół na prawie kołową orbitę oddaloną od powierzchni Ziemi o około 160 km. Po dokonaniu dwóch okrążeń nastąpiło ponowne uruchomienie silnika trzeciego stopnia na około 5 min, co spowodowało wejście statku na nową, bardzo wydłużoną orbitę eliptyczną o apogeum około 17 200 km. W trzy minuty później od rakiety odłączyła się kabina „Apollo” z przedziałem usługowym. Wkrótce potem uruchomiono na krótko silnik przedziału usługowego, przez co podwyższono apogeum orbity do 18 000 km. Po upływie około trzech godzin od wejścia na orbitę eliptyczną statek osiągnął apogeum i przez dalsze trzy godziny nie wykonywał żadnych manewrów. W chwili gdy statek przybliżył się znacznie do Ziemi, uruchomiono ponownie silnik przedziału usługowego, który zwiększył prędkość statku w chwili wejścia w atmosferę do około 11 km/sek. Pozwoliło to wypróbować osłonę termiczną statku w warunkach panujących podczas powrotu z Księżyca. Cały lot trwał blisko 10 godz. i w ogólnym zarysie przebiegał zgodnie z planem, tak że można go uważać w pełni za udany.

Następną bezałogową próbą w tym programie był lot orbitalny przedziału księżycowego LEM (Lunar Excursion Modul). Pierwotnie planowany na połowę roku 1967 odbył się dopiero w styczniu 1968 r. Celem tej próby było sprawdzenie zespołów napędowych obu stopni: stopnia lądowania i stopnia startowego. Program przewidywał dwukrotne uruchamianie silników każdego stopnia. Pierwsze uruchomienie silnika członu startowego było przewidziane na krótki okres (5,25 sek), w czasie kiedy oba stopnie były jeszcze połączone ze sobą. Miało to symulować zachowanie się pojazdu w chwili startu z powierzchni Księżyca, kiedy to człon lądowania posłużył za platformę startową dla członu startowego.

Podczas pierwszej próby silnika członu lądowania silnik samoczynnie wyłączył się po kilkunastu sekundach pracy (próba ta miała symulować zmianę orbity przedziału księżycowego na przejściową orbitę księżycową). Po przebadaniu danych telemetrycznych przesłanych ze statku ustalono przyczyny niesprawności, które wynikły z wadliwej pracy automatycznego układu kierowania. Orzeczono następnie, że gdyby astronauta znajdował się na pokładzie, mógłby prawidłowo sterować pracą silnika.

Pozostałe próby silników wraz z próbą pracy silnika „w otworze” (przy połączonych zespołach pojazdu) wypadły pomyślnie i dlatego postanowiono zrezygnować z dalszych lotów bezałogowych tego przedziału.

W dniu 4 kwietnia 1968 r. odbył się następny bezałogowy lot w programie „Apollo” — drugi lot rakiety „Saturn” 5 ze statkiem „Apollo” 6. W zasadzie, próba ta miała być powtórzeniem pierwszego lotu tej rakiety. Różna miała być tylko początkowa faza lotu z orbity parkingowej. Po starcie z tej orbity pojazd miał być skierowany na symulowany lot doksiężycowy. W trzy minuty po uzyskaniu prędkości księżycowej od trzeciego członu miał odłączyć się statek „Apollo” i przy użyciu silnika raketowego przedziału usługowego prędkość pojazdu miała być zmniejszona o około 1500 m/sek, co spowodowałoby przejście statku na orbitę eliptyczną o apogeum położonym na wysokości 18 000 km. W czasie zbliżania się do Ziemi silnik przedziału usługowego miał być uruchomiony ponownie, co

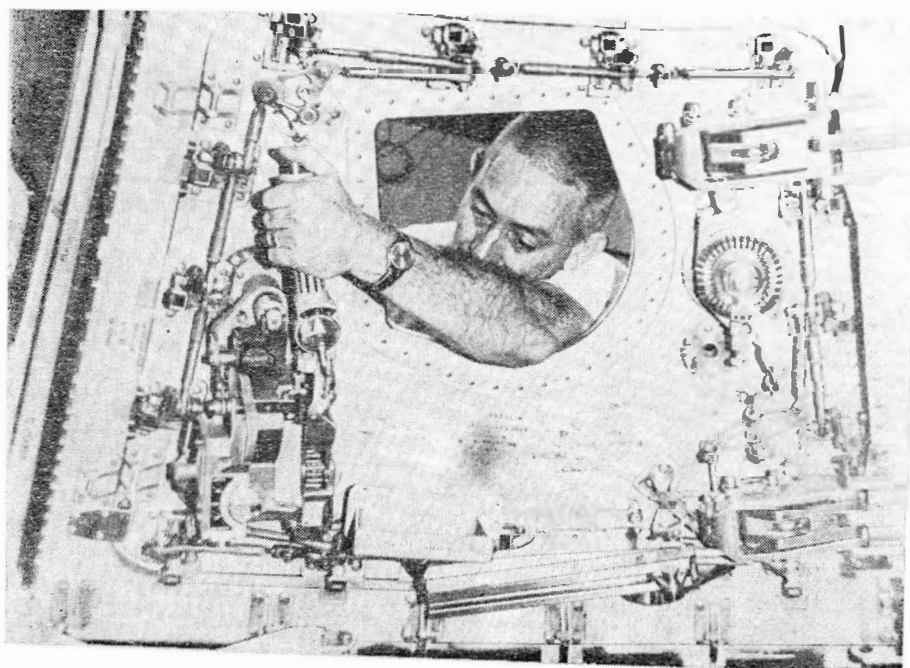
miało spowodować osiągnięcie drugiej prędkości kosmicznej przy wejściu w atmosferę. Ponieważ jednak podczas kwietniowego startu drugi i trzeci stopień rakiety „Saturn” 5 nie działały sprawnie, doświadczenie to miało nieco odmienny przebieg.

Start rakiety z przylądka Kennedy’ego miał przebieg pomyślny, a pierwszy stopień pracował sprawnie. Pierwsza faza pracy drugiego stopnia przebiegała również pomyślnie, ale w chwili gdy zwiększał się ciąg silników ze wzrostem wysokości pękło elastyczne złącze paliwowe silnika nr 2. Spowodowało to wyłączenie tego silnika o 147 sek za wcześnie. Dodatkowo, wadliwe skrócenie drutów w jednej z cewek sterujących spowodowało wyłączenie drugiego silnika (nr 3) o 144 sek za wcześnie. Z tego powodu czas pracy pozostałych silników drugiego stopnia przedłużył się z planowanych 369 sek do 427 sek. Ponadto w celu skompensowania strat przedłużono czas pracy silnika trzeciego stopnia z 141 sek do 170 sek.

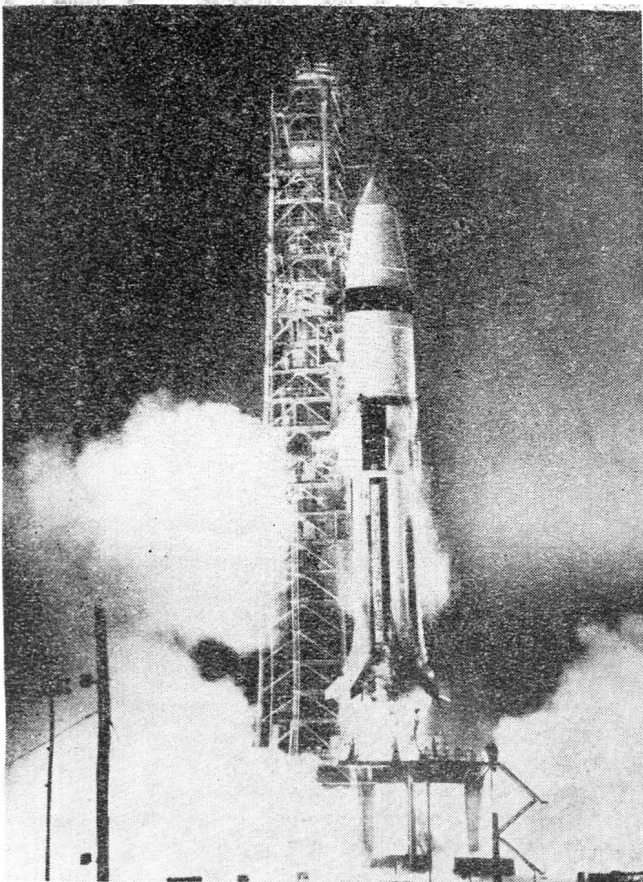
Po dwóch okrążeniach nie udało się ponownie uruchomić silnika trzeciego stopnia, dlatego kabinę „Apollo” z przedziałem usługowym odłączyło od rakiety nośnej i uruchomiono silnik przedziału usługowego na okres 7 min 21 sek, przez co umieszczono statek na wydłużonej orbicie eliptycznej o apogeum około 22 000 km. Zapewniło to osiągnięcie prędkości zbliżonej do drugiej prędkości kosmicznej przy wejściu w atmosferę. Po około 10 godzinach od chwili startu kabina statku wodowała na Pacyfiku w odległości 300 km od wyznaczonego miejsca.

Analiza danych telemetrycznych pozwoliła wykryć przyczyny niesprawności obu stopni rakiety. Pęknięcie złącza paliwowego silnika nr 2 spowodowane było wzdłużnymi drganiami korpusu rakiety o częstotliwości około 5 Hz. Drgania te nie miały miejsca w pierwszym locie, a w drugim wystąpiły na skutek wprowadzenia drobnych zmian konstrukcyjnych. Charakter ich był podobny do drgań rakiety „Titan” 2, które występowały w pierwszych egzemplarzach tych rakiet. Drgania tego typu muszą być usunięte, gdyż uniemożliwiłyby astronautom odczytywanie i sterowanie aparaturą pokładową.

Nie udana próba ponownego uruchomienia trzeciego



2. Technik w zakładach North American Aviation sprawdza działanie zamków nowego rozwiązania wjazdu do kabiny „Apollo”



3. Start rakiety „Saturn” 1B z przedziałem księżycowym

stopnia rakiety „Saturn” 5 spowodowana była zamrożeniem paliwa w przewodach zasilających. Ponieważ przyczyny niesprawności zdołano dokładnie sprecyzować, usunięcie ich będzie możliwe w próbach naziemnych.

### Przygotowania do lotów załogowych

Główne prace nad przygotowaniem lotów załogowych skupiają się na przekonstruowaniu kabiny „Apollo” oraz na badaniach i doskonaleniu dwóch pozostałych zespołów statku — przedziału usługowego i przedziału księżycowego.

Prace nad przebudową kabiny „Apollo” rozpoczęły się w marcu 1967 r. po opublikowaniu wyników badań przyczyn styczniowego pożaru na przylądku Kennedy’ego. Zmiany obejmowały przebudowę włązu kabiny, który umożliwiłby w razie niebezpieczeństwa szybkie opuszczenie statku; ograniczenie do minimum stosowania łatwopalnych materiałów przy wyposażeniu wnętrza kabiny, przebadanie możliwości zmiany atmosfery statku itp. Nakazano również przeprowadzić kwalifikujące próby zapalności w kabinach statku „Apollo” i przedziału księżycowego.

Do końca 1967 r. przekonstruowano włąz oraz przeprowadzono 38 prób zapalności w kabinie w różnych warunkach. Pięć prób zakończyło się niepomyślnie. Skłoniło to kierownictwo programu do wyboru dwuskładnikowej atmosfery dla kabiny „Apollo”. Kabina podczas przygotowań do startu i podczas startu rakiety będzie wypełniona atmosferą zawierającą 60%  $O_2$  i 40%  $N_2$  przy ciśnieniu około 1,1 ata. Po wejściu na orbitę w kabinie utrzymywana będzie atmosfera czy-

stego tlenu przy ciśnieniu około 0,4 ata. Skafandry przez cały czas zasilane będą czystym tlenem. Konieczność dokonania takich zmian jak: wymiana włązu, zmiana atmosfery kabiny, zastąpienie palnych materiałów niepalnymi itp. spowodowały wzrost ciężaru statku na tyle, że należało zmienić układ spadochronów hamujących, gdyż nie utrzymałyby one ciężaru zmodyfikowanej kabiny. Przeprowadzono więc próby nowych większych spadochronów, z którymi badano model kabiny przeciążonej o 35%. Dotychczas, dwie przeprowadzone próby zakończyły się niepowodzeniem. Należy więc jeszcze dopracować układ spadochronów przed lotem astronautów w statku „Apollo”. Pomyślnie natomiast zakończyły się próby zapalności kabiny przedziału księżycowego, w którym dwaj astronauta będą dokonywać wyprawy na powierzchnię Księżyca. Nie są więc potrzebne żadne zmiany w kabinie tego zespołu. Trwają jeszcze jednak badania mające na celu wyeliminowanie niestatecznego spalania w komorze silnika raketowego członu lądowania. Występowanie niestateczności spowodowane było wadliwą budową wtryskiwacza. Usterki te muszą być wyeliminowane przed lotami załogowymi całego statku „Apollo”.

### Program lotów

Po przebadaniu wyników kwietniowego lotu rakiety „Saturn” 5 z kabiną „Apollo” 6 kierownictwo NASA postanowiło zrezygnować z dalszych bezzałogowych lotów w tym programie.

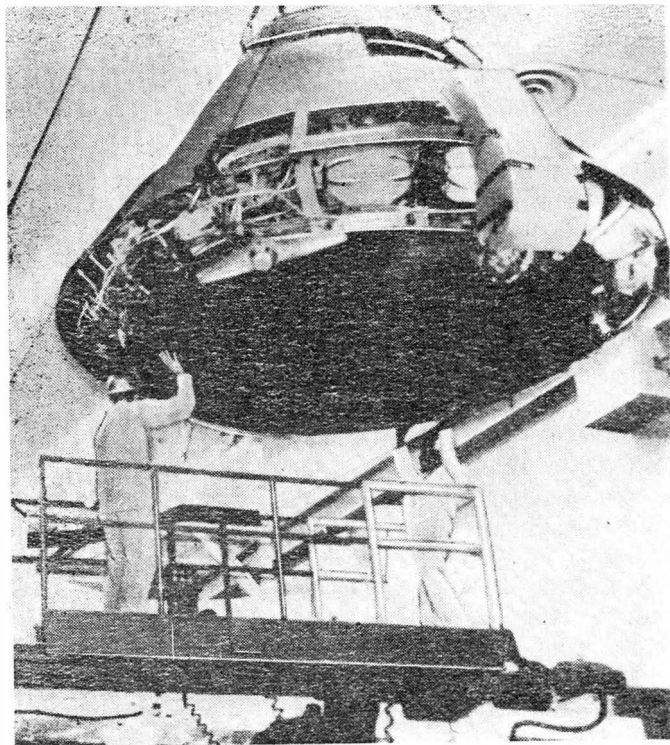
Obecny plan przewiduje przeprowadzenie dwóch załogowych lotów w roku bieżącym; pierwszy, którego załogę stanowić będą Schirra, Eisele i Cunningham, ma odbyć się w trzecim kwartale br. (prawdopodobnie we wrześniu). Będzie to 10-dniowy lot kabiny „Apollo” z przedziałem usługowym na orbicie Ziemi. Rakieta

4. Załoga przygotowująca się do pierwszego lotu, od lewej Cunningham, Eisele i Schirra



## Metoda obliczania krytycznych prędkości obrotowych wirników przewieszonych

*W artykule omówiono wpływ momentów giroskopowych na prędkości krytyczne wirników przewieszonych. Dla wirników o statym przekroju i sztywnych podporach podano wykresy równania częstości własnych dla pierwszych prędkości krytycznych. Dla wirników o zmiennym przekroju i sprężystych podporach opisano macierzową metodę obliczania prędkości krytycznych. Oceniono dokładność tej metody i podano wyniki obliczeń dla typowego przewieszzonego wirnika. Pokazano również wpływ sprężystości podpór na prędkości krytyczne i odpowiadające im linie ugięcia wirnika.*



5. Kabina „Apollo”, która będzie użyta w pierwszym locie załogowym

nośną ma być rakieta „Saturn” 1B. Lot będzie nazwany „Apollo” 7.

Drugi lot odbędzie się przy użyciu rakiety „Saturn” 5 w czwartym kwartale br. (prawdopodobnie w listopadzie). Załogę stanowią będą McDivitt, Scott i Schweickart. Program tego lotu przewiduje wylot na orbitę parkingową położoną na wysokości około 160 km. Pod koniec drugiego okrążenia od trzeciego stopnia rakiety „Saturn” 5 odłączyć ma się statek „Apollo” z astronautami, którzy obserwować będą z pewnej odległości ponowne uruchomienie silnika trzeciego stopnia rakiety. Podczas lotu trwającego 10 do 14 dni astronauty będą dokonywali wielu manewrów oraz przeprowadzą operację spotkania z przedziałem księżycowym. Lot ma być nazwany „Apollo” 8\*).

Nieoficjalnie na rok 1969 przewidzianych jest pięć lotów załogowych, w których ma być doskonalona na orbicie Ziemi technika spotykania się statków oraz mają być symulowane operacje lądowania na powierzchni Księżyca. Jeśli więc wszystko pójdzie dobrze, to w ostatnim locie w 1969 r. możliwe będzie lądowanie na księżycu dwóch astronautów w przedziale księżycowym statku „Apollo”.

\*

Trudno jest dzisiaj powiedzieć, czy plany programu „Apollo” zostaną zrealizowane bez większych przeszkód i w terminie. Nie wiadomo jeszcze, jakie wystąpią nowe trudności mogące zahamować postęp w pracach.

Tempo prac zależeć będzie również od nakładów finansowych w latach następnych. Obecnie ocenia się, że program księżycowy „Apollo” kosztować będzie NASA 24 miliardy dolarów, co w związku z ostatnimi cięciami budżetowymi może wpłynąć na termin lądowania na Księżycu; chociaż na razie nie wiadomo jeszcze dokładnie, kiedy to nastąpi, jest prawie pewne, że będzie to miało miejsce w ciągu najbliższych paru lat.

\*) Obecnie (październik 1968 r.) planuje się przeprowadzenie w czasie tego lotu próby okrążenia przez astronautów Księżyca (przyp. redakcji).

Prędkości krytyczne wirników oblicza się najczęściej w ten sposób, że w modelu obliczeniowym pomija się momenty giroskopowe pochodzące od tarcz wirnikowych. Dzięki takiemu założeniu prędkości krytyczne drgań obrotowych zrównują się z odpowiednimi częstościami giętnych drgań własnych wirnika. Należy przy tym pamiętać, że fizyczne obrazy drgań giętnych i drgań obrotowych są diametralnie różne [1].

W pracach [2] i [3] opisano macierzową metodę obliczania prędkości krytycznych wirników bez uwzględnienia wpływu momentów giroskopowych. Wpływ poszczególnych czynników konstrukcyjnych na wartości obliczonych tą metodą prędkości krytycznych podano w pracy [4].

Dla wirników z wieloma tarczami umieszczonymi między łożyskami pominięcie momentów giroskopowych wpływa nieznacznie na wyniki obliczeń. Wpływ ten jest jednak bardzo duży dla wirników przewieszonych o schemacie podparcia pokazanym na rys. 1. Wirniki tego typu znajdują szerokie zastosowanie m. in. w turbinach, sprężarkach i wentylatorach silników lotniczych. Dokładne obliczenie prędkości krytycznych takiego wirnika jest niezbędne dla poprawnego zaprojektowania silnika. Dlatego metoda obliczeniowa powinna uwzględnić zmienny kształt wału, wpływ momentów giroskopowych oraz sprężystość podpór łożyskowych.

### Ważniejsze oznaczenia

- $x$  [cm] — bieżąca współrzędna wzdłuż długości wirnika
- $y$  [cm] — ugięcie osi wirnika
- $F$  [cm<sup>2</sup>] — pole przekroju poprzecznego wirnika
- $I$  [cm<sup>4</sup>] — moment bezwładności przekroju poprzecznego wirnika względem jego średnicy
- $I_0$  [kg cm sek<sup>2</sup>] — moment bezwładności tarczy wirnikowej względem osi wału
- $I_m$  [kg cm sek<sup>2</sup>] — moment bezwładności tarczy wirnikowej względem jej średnicy
- $m$  [kg sek<sup>2</sup>/cm] — masa skupiona
- $E$  [kg/cm<sup>2</sup>] — moduł Younga
- $\gamma$  [kg/cm<sup>3</sup>] — ciężar właściwy
- $n_{kr}$  [min<sup>-1</sup>] — prędkość krytyczna wirnika
- $p$  [sek<sup>-1</sup>] — częstość kołowa drgań własnych wirnika



$\omega$  [sek<sup>-1</sup>] — prędkość kątowa wirnika  
 $M$  [kG cm] — moment zginający  
 $Q$  [kG] — siła tnąca  
 $w$  [kG/cm] — stała sprężystości podpory łożyskowej  
 $g$  [cm/sek<sup>2</sup>] — przyspieszenie ziemskie.

### Wpływ momentów giroskopowych

Momenty giroskopowe mają istotny wpływ na dynamikę wirników o dużych prędkościach obrotowych i znacznych momentach bezwładności tarcz wirnikowych. Wskutek działania momentów giroskopowych drgania wirującego wirnika odbywają się w dwóch wzajemnie prostopadłych płaszczyznach. W wyniku złożenia tych drgań ugięta oś wału wiruje z prędkością kątową równą częstości kołowej drgań własnych. Są to tak zwane drgania obrotowe, w czasie których linia ugięcia może obracać się w kierunku zgodnym z obrotami wału (precesja współbieżna) lub w kierunku przeciwnym (precesja przeciwbieżna).

Przy precesji współbieżnej moment giroskopowy przeciwdziała wychyleniu tarczy wirnikowej i jest określany zależnością:

$$M = - \left( I_0 \frac{\omega}{p} - I_m \right) p^2 y,$$

Przy precesji przeciwbieżnej moment giroskopowy powiększa kąt wychylenia tarczy wirnikowej i jest opisany wzorem:

$$M = \left( I_0 \frac{\omega}{p} + I_m \right) p^2 y,$$

W przypadku rezonansu częstość własna drgań obrotowych  $p$  jest równa częstości sił wymuszających  $\omega$  i wówczas moment giroskopowy będzie równy:

$$M = I p^2 y' \quad (1')$$

gdzie dla precesji współbieżnej:

$$I = - (I_0 - I_m) \quad (2)$$

a dla precesji przeciwbieżnej:

$$I = I_0 + I_m \quad (3)$$

### Równanie częstości własnych wirnika przewieszzonego o stałym przekroju

Konstruktor silnika ustala rozstaw łożysk i podstawowe wymiary wirnika już w czasie wykonywania projektu wstępnego. Aby dobrać odpowiedni wariant konstrukcyjny, musi on oszacować wstępnie wartości prędkości krytycznych wirnika. W tym celu wystarczy przyjąć uproszczony model obliczeniowy pokazany na rys. 1. Jest to wirnik o stałym przekroju spoczywający na dwóch sztywnych łożyskach.

W pracy [5] w tablicy 3 pod pozycją 20 podano dla przyjętego modelu obliczeniowego równanie częstości własnych o postaci:

$$\bar{I} = - \frac{1}{\varrho^4} \frac{\bar{m}_t [B(\beta) S_1(\alpha) + S_1(\beta) B(\alpha)] + [B(\beta) B(\alpha) - E(\beta) S_1(\alpha)]}{1 [A(\beta) S_1(\alpha) + C(\beta) B(\alpha)] - \bar{m}_t [B(\beta) B(\alpha) - D(\beta) S_1(\alpha)]} \quad (4)$$

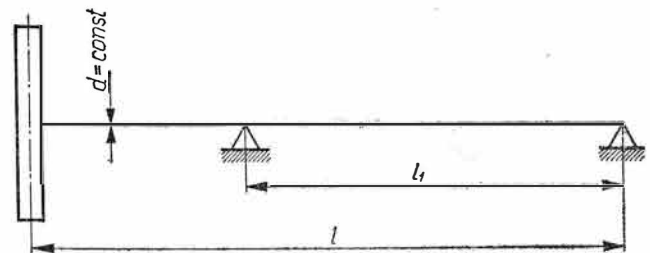
gdzie:

$$\alpha = \varrho x_1, \quad \beta = \varrho (1 - x_1), \quad x_1 = l_1/l$$

$$\begin{aligned}
 A(x) &= chx \cdot \sin x + shx \cdot \cos x \\
 B(x) &= chx \cdot \sin x - shx \cdot \cos x \\
 C(x) &= 2 chx \cdot \cos x \\
 D(x) &= chx \cdot \cos x -
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 E(x) &= chx \cdot \cos x + 1 \\
 S_1(x) &= 2shx \cdot \sin x
 \end{aligned}$$

$$\bar{m}_t = \frac{m_t}{m}, \quad \bar{I} = \frac{I}{ml^2}$$



1

W ostatnich wzorach występują następujące oznaczenia:

$\varrho$  — pierwiastek równania częstości,  
 $m_t$  — masa tarczy,  
 $m$  — masa wirnika bez tarczy,  
 Prędkości krytyczne wirnika są określone wzorem:

$$n_{kr} = \frac{30 \varrho^2}{\pi l^2} \sqrt{\frac{EIg}{F\gamma}} \quad (5)$$

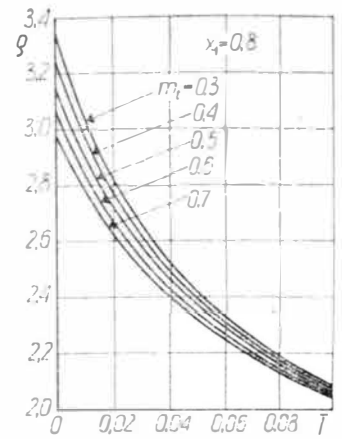
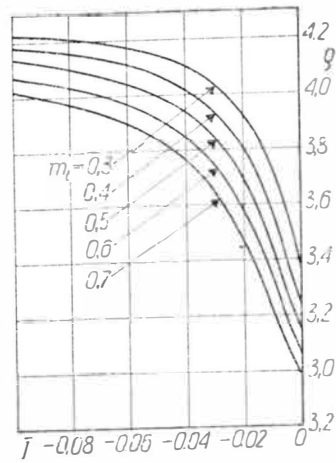
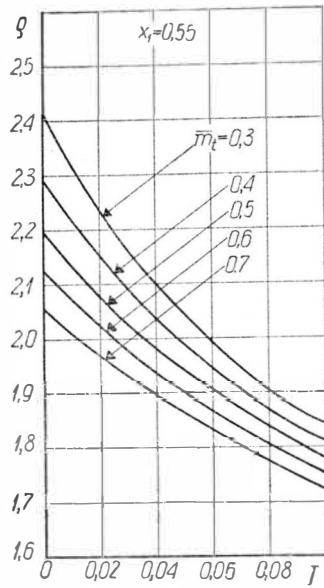
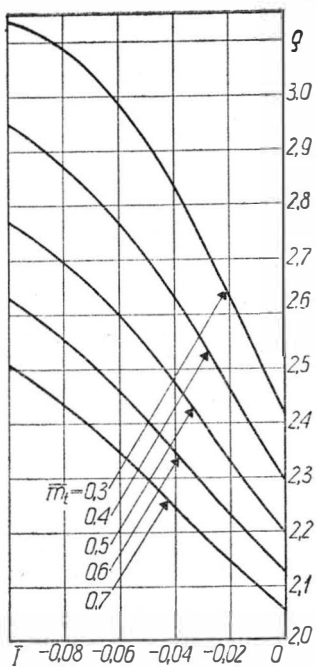
Na rysunkach 2—5 przedstawiono równanie (4) w postaci rodziny krzywych  $\varrho = f(\bar{I}, \bar{m}_t = \text{const}, x_1 = \text{const})$ , które pozwalają obliczyć pierwsze prędkości krytyczne wirnika przewieszzonego. Krzywe te wykreślono w ten sposób, że przyjmowano kolejne wartości  $\varrho$  z przedziału odpowiadającego pierwszym prędkościom krytycznym i za pomocą wzoru (4) obliczano  $\bar{I}$ . Dla odpowiednich par współrzędnych wyznaczano na wykresie punkty poszukiwanej krzywej.

### Równanie częstości własnych wirnika o dowolnym kształcie

Wirnik naturalny zastąpiono wielomasowym prętem spoczywającym na podporach sprężystych o stałej sprężystości  $w$ . W tym celu podzielono go na  $n$  niekoniecznie równych odcinków o długości  $\Delta x$ . Każdy taki odcinek zastąpiono tzw. odcinkiem zastępczym. Jest to nieważki odcinek o stałym przekroju i stałej sztywności zginania  $EI$ , który na lewym brzegu ma skupioną masę  $m$  o momencie bezwładności  $I$ . Sztywność  $EI$  należy obliczać jako średnią arytmetyczną sztywności przekrojów brzegowych danego odcinka. Masę  $m$  trzeba przyjmować równą średniej arytmetycznej mas dwóch sąsiednich odcinków. Jeżeli na rozważanym odcinku znajduje się tarcza wirnikowa, to za moment bezwładności  $I$  należy podstawić wartości określone

wzorami (2) lub (3). Jeżeli na odcinku nie ma tarczy, to wówczas  $I = 0$ .

Przyjęto, że w ogólnym przypadku na lewy brzeg odcinka zastępczego działa również reakcja od podpory  $R = w \cdot y$ . Jeżeli podpory w tym miejscu nie ma, należy przyjąć  $w = 0$ .



5

Na rys. 6 pokazano odcinek zastępczy ( $k-1$ ), wydzielony z drgającego pręta przekrojami ( $k-1$ ) i  $k$ . Dzięki wprowadzeniu momentów i sił bezwładności zagadnienie dynamiczne sprowadzono do zagadnienia statycznego. Oddziaływanie odrzuconych części pręta zastąpiono momentami gnącymi  $M$  i siłami poprzecznymi  $Q$ . Ponieważ odkształcenia drgającego pręta są wielkościami małymi, w rozważaniach pominięto wpływ sił wzdłużnych oraz obrót przekrojów poprzecznych pręta. Równania równowagi sił i momentów, działających na odcinek zastępczy ( $k-1$ ), mają postać:

$$Q_k = Q_{k-1} + m_{k-1} p^2 y_{k-1} - w_{k-1} y_{k-1} \quad (6)$$

$$M_k = M_{k-1} + \Delta x_{k-1} Q_k = I_{k-1} p^2 y'_{k-1} \quad (7)$$

Jeżeli przyjmie się, że odcinek zastępczy jest z lewej strony sztywno zamocowany pod kątem  $\alpha_{k-1} \cong y'_{k-1}$  i obciążony na prawym brzegu momentem  $M_k$  i siłą  $Q_k$ , to można napisać dwa równania przemieszczeń:

$$y_k = y_{k-1} + \Delta x_{k-1} y'_{k-1} + b_{k-1} M_k - 2c_{k-1} Q_k \quad (8)$$

$$y'_k = y'_{k-1} + a_{k-1} M_k - b_{k-1} Q_k \quad (9)$$

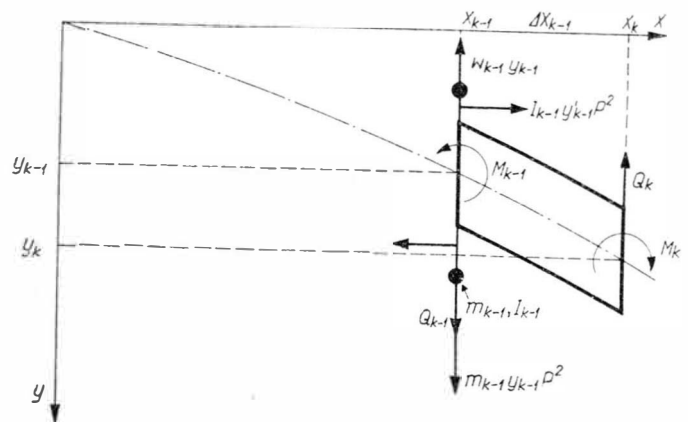
gdzie:

$$a_{k-1} = \frac{\Delta x_{k-1}}{EI_{k-1}}$$

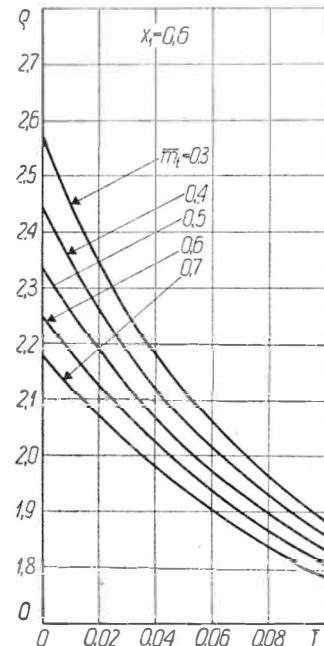
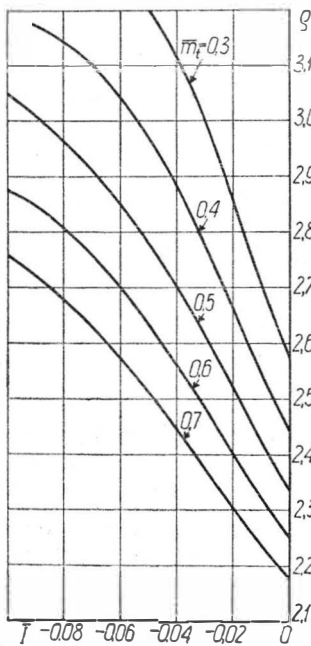
$$b_{k-1} = \frac{(\Delta x_{k-1})^2}{2EI_{k-1}}$$

$$c_{k-1} = \frac{(\Delta x_{k-1})^3}{6EI_{k-1}}$$

6

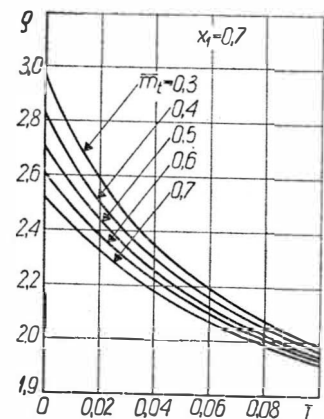
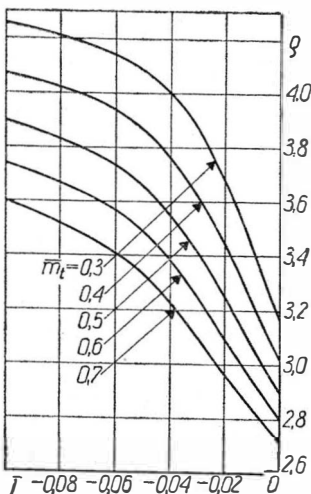


2



3

4



Równania (6) — (9) przekształcono w ten sposób, że po prawej stronie każdego z nich wystąpiły tylko wielkości o wskaźniku  $(k-1)$ :

$$\begin{aligned} y_k &= (1 + c_{k-1} m_{k-1} p^2 - c_{k-1} w_{k-1}) y_{k-1} + \\ &+ (\Delta x_{k-1} - b_{k-1} I_{k-1} p^2) y_{k-1} + b_{k-1} M_{k-1} + c_{k-1} Q_{k-1} \\ y'_k &= b_{k-1} (m_{k-1} p^2 - w_{k-1}) y_{k-1} + \\ &+ (1 - a_{k-1} I_{k-1} p^2) y'_{k-1} + a_{k-1} M_{k-1} + b_{k-1} Q_{k-1} \\ M_k &= \Delta x_{k-1} (m_{k-1} p^2 - w_{k-1}) y_{k-1} - I_{k-1} p^2 y'_{k-1} + \\ &+ M_{k-1} + \Delta x_{k-1} Q_{k-1} \\ Q_k &= (m_{k-1} p^2 - w_{k-1}) y_{k-1} + Q_{k-1} \end{aligned}$$

Powyższy układ równań przedstawiono w zapisie macierzowym:

$$\varepsilon_k = \varepsilon_{k-1} A_{k-1} \quad (10)$$

gdzie

$\varepsilon_k = [y, y', M, Q]_k$  wektor wierszowy w przekroju  $k$ ,  
 $\varepsilon_{k-1} = [y, y', M, Q]_{k-1}$  — wektor wierszowy w przekroju  $(k-1)$ .

$$A_{k-1} = \begin{bmatrix} 1 + c(m_{k-1} p^2 - w_{k-1}) & b(m_{k-1} p^2 - w_{k-1}) & \Delta x(m_{k-1} p^2 - w_{k-1}) & m_{k-1} p^2 - w_{k-1} \\ \Delta x - b I_{k-1} p^2 & 1 - a I_{k-1} p^2 & - I_{k-1} p^2 & 0 \\ b & a & 1 & 0 \\ c & b & \Delta x & 1 \end{bmatrix} k-1$$

— macierz odcinkowa odcinka zastępczego  $(k-1)$ .

Dla odcinka  $k$  można napisać równanie analogiczne do równania (10):

$$\varepsilon_{k+1} = \varepsilon_k A_k \quad (11)$$

Podstawiając (10) do (11) otrzymano:

$$\varepsilon_{k+1} = \varepsilon_{k-1} A_{k-1} A_k$$

Przechodząc od przekroju do przekroju, można napisać:

$$\varepsilon_{j+1} = \varepsilon_{k-1} \prod_{i=k-1}^{i=j} A_i$$

Jeżeli liczenie zacznie się od lewego brzegu wirnika i zakończy się na prawym, to ostatni wzór przyjmie postać:

$$\varepsilon_p = \varepsilon_l \prod_{i=0}^{i=n} A_i \quad (12)$$

gdzie:

$$\begin{aligned} \varepsilon_l &= [y, y', 0, 0]_0 \text{ — lewy wektor brzegowy,} \\ p &= [y, y', 0, 0]_n \text{ — prawy wektor brzegowy.} \end{aligned}$$

Ostatnia macierz odcinkowa  $A_n$  jest macierzą odcinka nie istniejącego i dlatego powinna uwzględniać tylko wpływ masy i podpory sprężystej, umieszczonych na prawym brzegu pręta. Oznacza to, że przy obliczaniu elementów tej macierzy należy przyjąć  $\Delta x_n = 0$ .

Równanie (12) jest spełnione tylko dla częstości własnych  $p_w$  i dlatego nazwano go równaniem częstości własnych. Można go zapisać w postaci:

$$\varepsilon_p = \varepsilon_l X \quad (13)$$

gdzie:

$$X = \prod_{i=0}^{i=n} A_i$$

Macierz  $X$  nazwano macierzą przejścia. Jest to macierz czwartego stopnia o wyglądzie:

$$X = \begin{bmatrix} X_1 & X_2 & X_3 & X_4 \\ X_5 & X_6 & X_7 & X_8 \\ X_9 & X_{10} & X_{11} & X_{12} \\ X_{13} & X_{14} & X_{15} & X_{16} \end{bmatrix} \quad (14)$$

Równanie (13) przedstawiono w postaci:

$$-\varepsilon_p + \varepsilon_l X = 0 \quad (15)$$

Jest to jednorodny równanie macierzowe, które ma niezerowe rozwiązanie wówczas, gdy jest równy zero odpowiedni minor w macierzy  $X$ . Minor ten powstaje przez skreślenie wierszy odpowiadających zerowym wyrazom lewego wektora brzegowego i skreślenie kolumn odpowiadających niezerowym wyrazom prawego wektora brzegowego.

Ma on postać:

$$W = \begin{vmatrix} X_3 & X_4 \\ X_7 & X_8 \end{vmatrix}$$

i nazwany został wynikiem reszkowym. Przyjmuje on wartości zerowe tylko dla częstości własnych  $p_w$ .

Wyznaczenie częstości własnych  $p_w$  wirnika polega na obliczeniu macierzy przejścia  $X$  i wyznacznika reszkowego  $W$  dla kolejnych częstości kątowych  $p$ . Za częstości własne uważa się te częstki kątowe, dla których wyznacznik reszkowy jest równy zero lub różni się od zera z góry określoną dokładnością.

Równanie (15) jest równaniem jednorodnym o jednym stopniu swobody. Oznacza to, że ma ono nieskończoną ilość rozwiązań, zależną od jednego parametru, za który należy przyjąć jedną z niewiadomych. W tym celu w wyznaczniku  $W$  należy znaleźć minor pierwszego stopnia różny od zera. Przyjęto, że takim minorem jest element  $X_3$ . Skreślenie kolumny nie objętej tym minorem jest równoznaczne odrzuceniu odpowiedniego równania. Wiersz nie objęty minorem wskazuje, którą niewiadomą lewego wektora brzegowego należy przyjąć za parametr. W rozważanym przypadku jest to niewiadoma  $y_0$ . Drugą niewiadomą należy określić z równania:

$$X_3 y_0 + X_7 y'_0 = 0$$

Jeżeli przyjmie się dla  $y'_0$  pewną wartość, to niewiadoma  $y_0$  jest już jednoznacznie wyznaczona dla danej częstości własnej. Zaczynając od lewego brzegu wirnika, można wówczas obliczyć za pomocą wzoru (10) wektory własne dla wszystkich przekrojów.

Przedstawiona metoda obliczeniowa charakteryzuje się bardzo dużą ilością prostych działań arytmetycznych i byłaby praktycznie nie do przyjęcia w praktyce konstrukcyjnej bez zastosowania elektronicznych maszyn cyfrowych. Program obliczeniowy opracowano dla maszyny cyfrowej Elliott 803B. Zajmuje on 2939 komórek pamięci maszyny. Czas obliczania jednego wyznacznika reszkowego wynosi około 2 min. Obliczenie jednej częstości własnej i odpowiadającej jej linii ugięcia trwa około 20 minut, w zależności od ilości odcinków zastępczych i przyjętego przyrostu częstości.

Za pomocą opisanej metody i opracowanego programu można obliczać prędkości krytyczne i odpowiednie linie ugięcia dla każdego wirnika o dowolnej liczbie podpór łożyskowych i dowolnej liczbie tarcz wirnikowych.

#### Dokładność metody macierzowej

Błąd rachunkowy metody macierzowej ustalono dla wirnika przewieszonoego o stałym przekroju i sztywnych podporach łożyskowych. Do tego celu przyjęto wirnik o następujących danych konstrukcyjnych:  
 długość wirnika  $l = 864,5$  mm

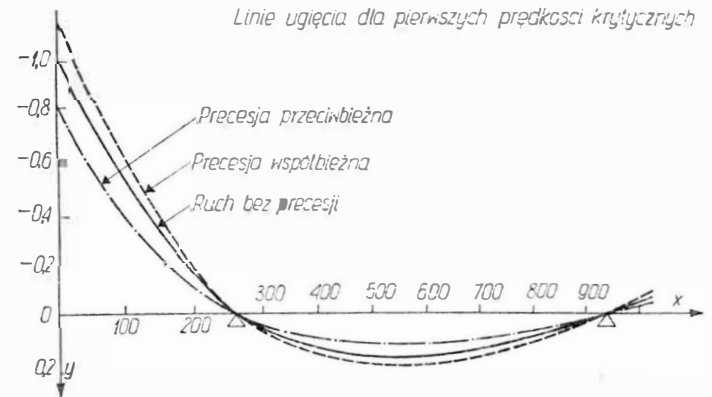
odległość podpór łożyskowych  $l_1 = 475 \text{ mm}$   
 średnica wirnika  $d = 120 \text{ mm}$   
 ciężar tarczy wirnikowej  $m_t g = 46,0 \text{ kG}$   
 ciężar wirnika bez tarczy  $mg = 76,6 \text{ kG}$   
 moment bezwładności tarczy wirnikowej względem osi wału  $I_0 = 11,2 \text{ kG cm sek}^2$   
 moment bezwładności tarczy wirnikowej względem jej średnicy  $I_m = 5,6 \text{ kG cm sek}^2$

	Ruch bez precesji	Precesja przeciwbieżna	Precesja współbieżna
Pierwsza prędkość krytyczna w $\text{min}^{-1}$	13 617	10 244	15 223
Druga prędkość krytyczna w $\text{min}^{-1}$	45 479	29 221	46 792

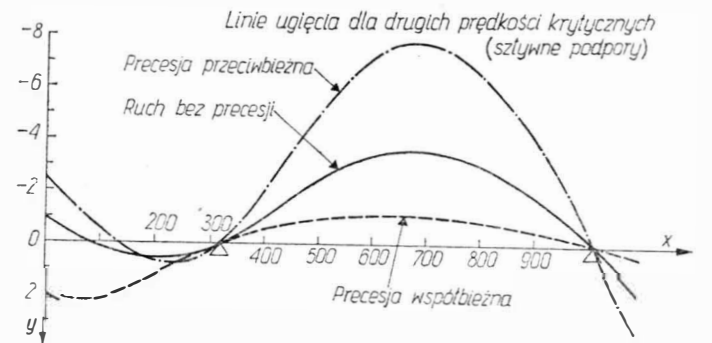
Obliczenia numeryczne wykonano przy założeniu, że stałe sprężystości podpór łożyskowych wynoszą  $w = 10^9 \text{ kG/cm}$ , co jest równoznaczne z przyjęciem podpór sztywnych. Powiększanie stałych sprężystości powyżej tej wartości nie ma już praktycznie wpływu na prędkości krytyczne. Wirnik podzielono na 40 odcinków i obliczono pierwsze prędkości krytyczne dla precesji współbieżnej, przeciwbieżnej oraz dla ruchu bez precesji. Ten sam wirnik obliczono analitycznie posługując się wykresem dla  $x_1 = 0,55$  pokazanym na rys. 2. Wyniki obliczeń zestawiono w tablicy 1, z której widać, że błąd rachunkowy nie przekracza 2,7%.

Tablica 1

	Oznaczenie	Ruch bez precesji	Precesja przeciwbieżna	Precesja współbieżna
Prędkości krytyczne w $\text{min}^{-1}$ obliczone analitycznie	$n_a$	9110	7850	9500
Prędkości krytyczne w $\text{min}^{-1}$ obliczone numerycznie	$n_n$	9248	8065	9718
$\frac{n_a - n_n}{n_a} \cdot 100\%$	$\Delta$	-1,5	-2,7	-2,4



8



9

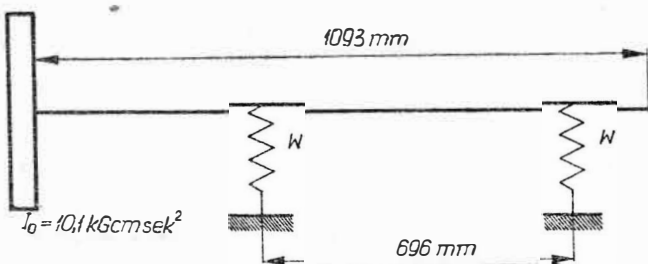
**Przykład obliczeniowy**

Jako przykład podano wyniki obliczeń wirnika przewieszono o zmiennym przekroju i schemacie podparcia pokazanym na rys. 7.

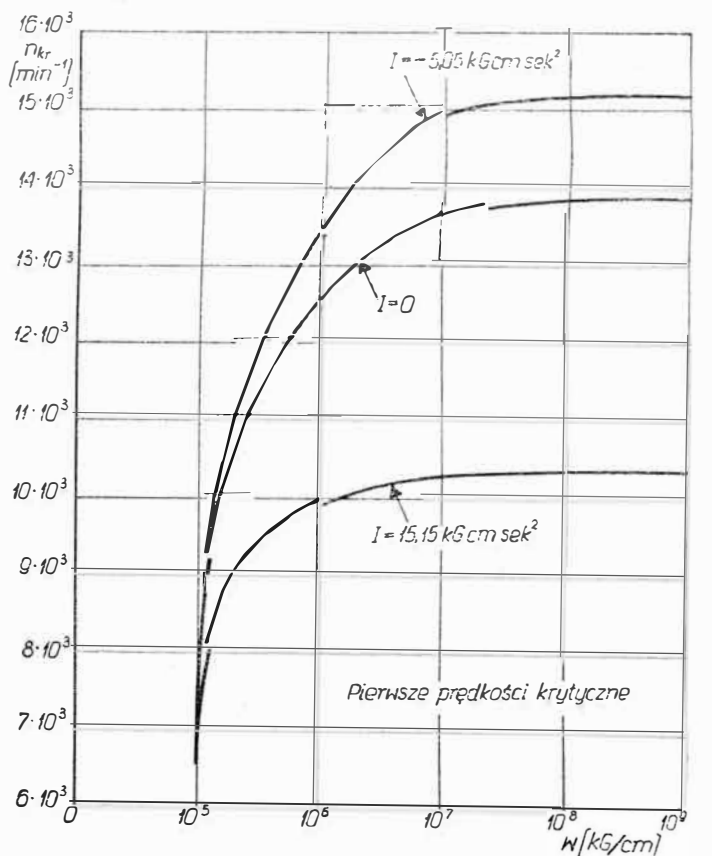
W tablicy 2 zestawiono pierwsze i drugie prędkości krytyczne obliczone przy założeniu sztywnych podpór, to znaczy dla  $w = 10^9$ . Na rys. 8 i 9 pokazano względne linie ugięcia, które odpowiadają prędkościom krytycznym podanym w tablicy 2.

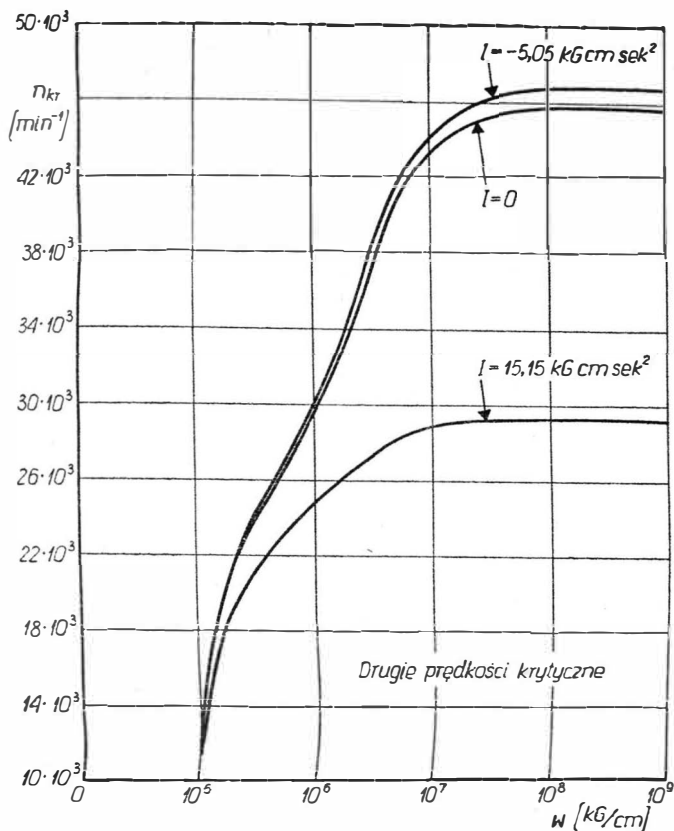
Przeliczono również prędkości krytyczne dla zmiennych wartości stałych sprężystości podpór łożyskowych. Wyniki obliczeń przedstawiono w postaci krzywych na rys. 10 i 11. Z wykresów tych widać, że dla wartości  $w > 10^8 \text{ kG/cm}$

7

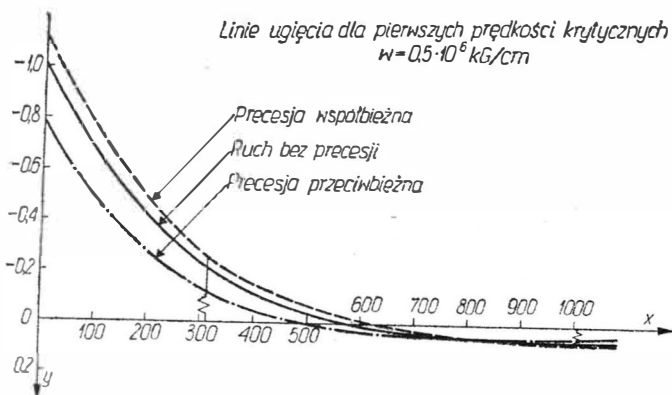


10

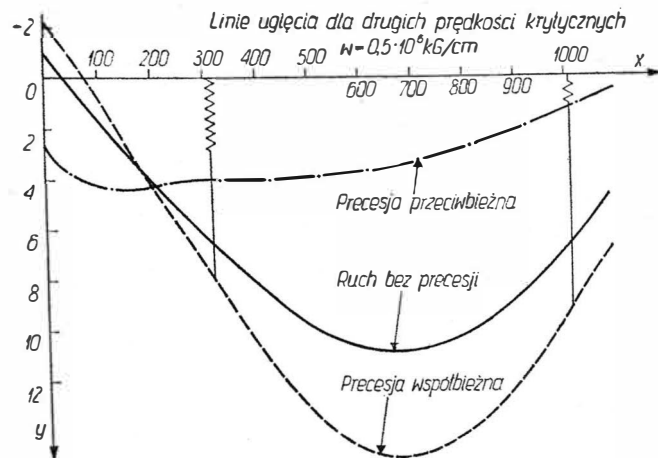




11



12



13

prędkości krytyczne praktycznie nie zmieniają się. W takich przypadkach można uważać podpory łożyskowe za sztywne. Na wykresach widać również, że wpływ momentów giroskopowych na prędkości krytyczne maleje ze zmniejszaniem stałych sprężystości podpór łożyskowych.

Na rys. 12 i 13 pokazano względne linie ugięcia wirnika spoczywającego na podporach sprężystych o stałych  $w = 0,5 \cdot 10^6$  kg/cm. Linie te różnią się zasadniczo od linii ugięcia pokazanych na rys. 8 i 9. Oznacza to, że zmiana sprężystości podpór łożyskowych powoduje nie tylko zmianę prędkości krytycznych wirnika, lecz jest również przyczyną zmiany linii ugięcia.

#### Literatura

1. Kożeszniak J.: „Dynamika maszyn”, Warszawa 1963, WNT.
2. Łączkowski R.: „Obliczenia na elektronowej maszynie cyfrowej Elliott 803 giętych obrotów krytycznych wałów wielopodporowych”, Przegląd Mechaniczny, nr 4 z 1963.
3. Łączkowski R.: „Obrotory krytyczne wirników podpartych sprężystości”, Przegląd Mechaniczny nr 6 z 1966.
4. Łączkowski R.: „Prędkości krytyczne wirników turbin dużej mocy”, Przegląd Mechaniczny, nr 22 z 1967.
5. Łączkowski R. i Wielka K.: „Ogólne równanie częstości giętych drgań własnych cylindrycznego pręta trójpodporowego oraz jego szczególne zastosowania”, Prace Instytutu Maszyn Przepływowych, zeszyt 1 z 1960.

JERZY OSIŃSKI

341.16:388.9

## MIĘDZYNARODOWY TRANSPORT LOTNICZY NA XVI ZGROMADZENIU OGÓLNYM ICAO

Odbywające się co trzy lata zgromadzenia Organizacji Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego ICAO, zrzeszającej obecnie 116 krajów ze wszystkich kontynentów, stwarzają okazję do szerszego spojrzenia na stan aktualny i perspektywy rozwojowe transportu lotniczego.

W ciągu ostatnich 10 lat przewozy lotnicze w skali światowej zwiększyły się 4-krotnie, przy czym tempo wzrostu w

ostatnich czterech latach było wyższe niż przedtem. Wpływy z przewozów lotniczych stanowią obecnie już ok. 10% światowej produkcji przemysłowej i ok. 7% wartości światowego eksportu.

Przeciętna prędkość przewozu lotniczego wzrosła z 325 do 505 km/godz. Już 84% pracy przewozowej wykonywane jest na samolotach turboodrzutowych. Dzięki znacznej obniżce kosztów (osiągniętej

głównie przez zastosowanie napędu odrzutowego) można było w okresie ostatnich 10 lat obniżyć taryfy pasażerskie o 8%, towarowe o 29%, a pocztowe nawet o 40%, a równocześnie uzyskać znaczną poprawę rentowności. Średnia stopa zysku z przewozów lotniczych, liczona w skali światowej, osiągnęła 6,8% w 1967 roku.

Nic nie wskazuje na to, aby w najbliższych 10–15 latach tempo wzrostu przewozów miało ulec osłabieniu. ICAO przewiduje, że transport lotniczy będzie się rozwijał do roku 1980 w rytmie wzrostu około 14% rocznie. Oznacza to, że w dalszym ciągu przewozy lotnicze będą się podwajały co 5 lat.

Z drugiej strony zapowiada się nowy kryzys. Już po raz drugi w okresie powojennym większość towarzystw lotniczych staje nie przygotowana do „rewolucji” technicznej. Pierwszym zaskocze-

nieniem było wprowadzenie w końcowych latach pięćdziesiątych samolotów odrzutowych o 2-krotnie większej prędkości i prawie 3-krotnie zwiększonej zdolności przewozowej. Nadmierny wzrost zaofiarowania, mimo ogólnie lepszych wskaźników ekonomicznych nowego taboru, odbił się poważnie na wynikach finansowych mniejszych towarzystw lotniczych. Obecnie grozi nowy kryzys w związku z zapowiadzianym już w niedługim czasie wprowadzeniem autobusów powietrznych i samolotów naddźwiękowych. Tym razem chodzi już nie tyle o nadmiar pustych miejsc, ile o nieprzystosowanie urządzeń portowych do przyjmowania jednorazowo wielkich grup pasażerów.

Jednocześnie, wraz z rozwojem transportu lotniczego coraz jaskrawiej występują uciążliwe zjawiska związane z nowoczesną techniką lotniczą (fala uderzeniowa, hałas przylotniskowy), z którymi nie chce się godzić zmęczone współczesną cywilizacją społeczeństwo.

Jeśli do tego obrazu dodamy stale zastrzegającą się walkę konkurencyjną towarzystw lotniczych oraz dalszą ich koncentrację, spowodowaną olbrzymim wzrostem nakładów inwestycyjnych, to będziemy mieli tło, na którym toczyły się obrady tegorocznego, XVI Zgromadzenia ICAO, w dniach 3–23 września 1968 r. w Buenos Aires.

Zgromadzenie stwierdziło, że najważniejszym problemem, przed którym stanęła Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego, jest potrzeba skoordynowanego planowania dalszego rozwoju transportu lotniczego — tak w skali krajowej jak i międzynarodowej. Przewodniczący Rady ICAO jako główny cel organizacji i jej członków widzi dążenie, „aby wszyscy ci, którzy znajdują się na najwyższych szczeblach administracji państwowych na świecie, a do których należy planowanie i ustalenie ogólnej polityki, uświadomili sobie i zdali sprawę z istotnej właściwości, potrzeb potencjału lotnictwa”. Dalszy rozwój przewozów lotniczych i dalszy postęp technologiczny — stwierdził dalej przewodniczący ICAO — może stworzyć sytuację jeszcze bardziej złożoną niż kiedykolwiek dotychczas.

W związku z nieprzystosowaniem w większości krajów portów lotniczych do nowych samolotów domagano się, aby rządy krajów producentów sprzętu lotniczego wpływały na prawidłowy rozwój techniki lotniczej. Ze szczególnie silnym atakiem wystąpiły kraje Ameryki Południowej oraz rozwijające się kraje Afryki narzekając na olbrzymie ciężary, które muszą ponosić mniejsze kraje w związku ze stosowaniem coraz droższych i wymagających nowych urządzeń naziemnych samolotów. Zgromadzenie zwróciło się z apelem do krajów produkujących sprzęt lotniczy, aby mając na względzie jak najszerze stosowanie nowych samolotów uwzględniały wszystkie aspekty wprowadzania ich do eksploatacji oraz aby producenci i eksploatacyjni dążyli do skoordynowanego planowania rozwoju sprzętu lotniczego i przyziemia. Dla ułatwienia planowania lotnisk ICAO przygotowuje specjalny podręcznik.

Walkę z uciążliwymi zjawiskami techniki lotniczej uznano za jedno z najważniejszych i najpilniejszych zagadnień, przy czym wyodrębniono wyraźnie zjawisko wywoływane falą uderzeniową SST (tzw. sonic bums) oraz hałas na lotni-

sku i w strefie przylotniskowej powodowany przez samoloty odrzutowe podi nadaddźwiękowe. Postanowiono dla obu zjawisk opracować odpowiednie normy techniczne i w formie przepisów międzynarodowych (osobny aneks konwencji lub przepisy uzupełniające w aneksach istniejących) ustalić granice, których lotnictwo nie powinno przekraczać ze względów społecznych. Zobowiązano Radę do opracowania projektów przepisów i zwołania specjalnej konferencji międzynarodowej.

Ze spraw technicznych najdłuższą dyskusję wywołało zagadnienie ujednolicenia miar w lotnictwie (na bazie dziesiętnej). Uznano, że dotychczasowy postęp w tym zakresie jest niezadowalający. Jednakże zgodzono się, że pewne odstępstwa od ustalonych zasad będą również i w przyszłości konieczne. Zwrócono szczególną uwagę na pionową separację statków powietrznych, przy której stosowane są zarówno metry, jak i stopy. Delegacja francuska zgłosiła propozycję zmierzającą do oparcia rozdziału poziomów lotu nie na jednostkach długości, lecz ciśnienia barycznego (na milibarach). Powierzono Radzie zbadanie tego systemu.

Wprowadzono szereg zmian i uzupełnień natury merytorycznej i redakcyjnej dotyczących regionalnych konferencji nawigacyjnych, trybu ustalania planów regionalnych i procedur dodatkowych oraz sprawozdania z ziemi i z powietrza urzędów nawigacyjnych. Dokonane zmiany mają na celu uproszczenie i uaktualnienie trybu postępowania z równoczesnym dostosowaniem do nowych potrzeb.

Z zagadnień ekonomicznych rozważano w pierwszym rzędzie przeszkody związane z rozwojem sieci linii i przewozów. Zwrócono uwagę na trudności w uzyskiwaniu prawa przelotu tranzytowego oraz na stosowanie przez niektóre kraje prawa wyłączności dla swoich towarzystw narodowych przy przewozie niektórych rodzajów pasażerów (emigranci) i towarów. Zgromadzenie podjęło uchwałę zwracającą się do wszystkich krajów członkowskich, które dotychczas nie są uczestnikami układu o tranzycie, aby przystąpiły do tej umowy.

W związku z zamierzonym wprowadzeniem do eksploatacji autobusów powietrznych zaktualizowane zostały uchwały poprzednich zgromadzeń w sprawie uproszczeń przewozowych oraz dodana nowa rezolucja, zawierająca apel do krajów członkowskich o dostosowanie lotnisk do aktualnych i przyszłych potrzeb przewozowych w ruchu międzynarodowym oraz o dalsze odpowiednie planowanie rozwoju przyziemia lotniczego. Z innych uchwał o charakterze ogólnym należy wymienić m.in. postanowienie, aby statystyki przewozowe ICAO obejmowały także przewozy nieregularne (pozarozkładowe) — zarówno międzynarodowe, jak i krajowe. Postanowiono poza tym włączyć do sprawozdań ICAO możliwie obszerne dane dotyczące rozwoju lotnictwa użytku własnego (l'aviation générale).

W zagadnieniach prawnych położony został szczególny nacisk na konieczność opracowania projektu zmian do Konwencji Warszawskiej w takim terminie, aby konferencja dyplomatyczna mogła odbyć się najpóźniej w 1970 roku.

Szereg delegacji poruszyło sprawę zdającego się ostatnio bezprawnego zawładnięcia statkiem powietrznym w re-

gularnej komunikacji międzynarodowej lub też zmuszenia przy użyciu siły do zboczenia z trasy. Ponieważ zagadnienie to traktuje Konwencja Tokijska z 1963 r. w sprawie przestępstw i niektórych innych czynów popełnionych na pokładzie statków powietrznych, przyjęto rezolucję zachęcającą państwa do przystępowania do tej konwencji. Postanowiono ponadto powierzyć Radzie szczegółowe zbadanie tego zagadnienia i przygotowanie odpowiednich wniosków.

W związku z układem międzynarodowym z 22 kwietnia 1968 o udzielaniu pomocy i opieki kosmonautom i statkom kosmicznym, Zgromadzenie uzupełniło rezolucję sprzed trzech lat w sensie zobowiązania Rady i sekretarza generalnego do ściślejszej współpracy ICAO w sprawach związanych z opanowaniem kosmosu.

XVI Zgromadzenie wykonało dużą pracę legislacyjną aktualizując i porządkując podjęte dotychczas w ICAO uchwały zgromadzeń. Dokonano również wyboru 27 członków Rady na okres 3-letni.

W grupie I (kraje odgrywające przodującą rolę w przewozach lotniczych) wybrane zostały (w kolejności ilości uzyskanych głosów): Kanada, Włochy, Japonia, Brazylia, Francja, Australia, W. Brytania, Stany Zjednoczone i NRF.

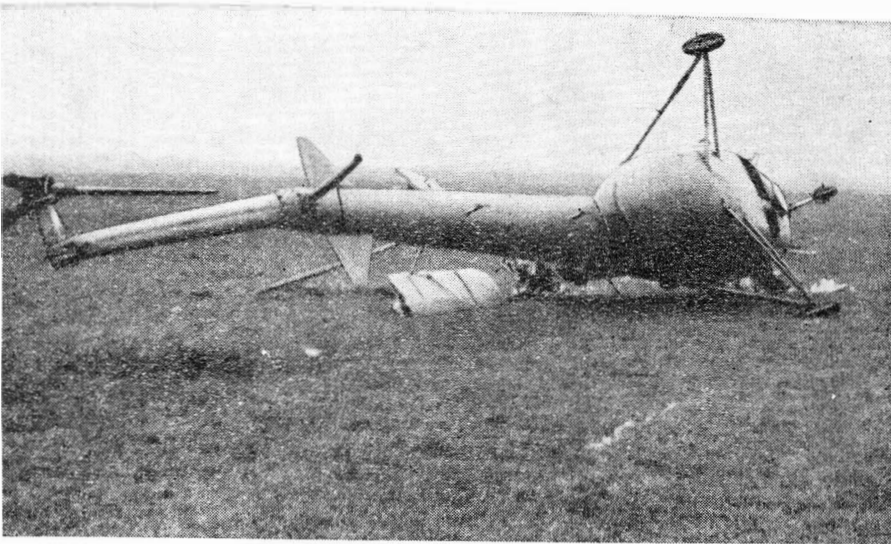
W grupie II (kraje mające największy wkład w dostarczaniu udogodnień dla międzynarodowej żeglugi powietrznej): Argentyna, Liban, Dania, Meksyk, Belgia, Hiszpania, Holandia, India i Zjednoczona Republika Arabska.

W grupie III (kraje zapewniające reprezentację wszystkich głównych rejonów geograficznych świata): Kolumbia, Tanzania, Senegal, Tunezja, Gwatemala, Kongo — Brazaville, Nigeria oraz w dodatkowym głosowaniu Czechosłowacja i Indonezja.

W porównaniu z poprzednim składem jako nowe kraje weszły do Rady: Dania, Tanzania, Senegal, Gwatemala i Indonezja zastępując Szwecję, Kostarykę, Kenię, Filipiny i Republikę Malgaską.

XVI Zgromadzenie było widownią dalszej konsolidacji i aktywizacji krajów rozwijających się. Wyrazem tego było m.in. solidarne głosowanie w wyborach do Rady oraz dobrze przygotowana i konsekwentnie przeprowadzona akcja mająca na celu zwiększenie pomocy ICAO dla krajów rozwijających się. Ta ostatnia sprawa przybrała szczególnie rozmiar i znaczenie w związku z propozycją Tunezji, aby oprócz funduszu pomocy ze środków ONZ (ok. 2,7 mln dol. rocznie) utworzyć w ICAO fundusz specjalny, na razie w wysokości 100 tys. dol. rocznie, na pomoc w kształceniu personelu lotniczego. Mimo ostrego sprzeciwu krajów ponoszących główny ciężar utrzymania Organizacji (np. Stany Zjednoczone pokrywają 30% budżetu, gdy 70 krajów małych, opłacających składkę minimalną — zaledwie w sumie niecałe 10%), wniosek został przyjęty dużą większością głosów. W związku z tym 24 delegacje wstrzymały się od przyjęcia budżetu ICAO na lata 1969–1971.

W zgromadzeniu brali udział przedstawiciele lotnictwa cywilnego 103 państw członkowskich i 3 nieczłonkowskich (m.in. 5-osobowa delegacja obserwatorów ZSRR) oraz 12 organizacji międzynarodowych. Z Polską uczestniczyła 3-osobowa delegacja CZLC.



Śmigłowiec SM-1 wywrócony na lotnisku fabrycznym

Inż. JANUSZ SUPRYM  
Mgr RYSZARD KOSIOŁ

629.135.45.073:533.6.052

W artykule omówiono warunki równowagi śmigłowca stojącego na ziemi z nim pracującym i pracującym układem napędowym, podano wzory na momenty wywracające i powracające oraz przedstawiono wykres tych momentów łącznie z wykresem krytycznych kątów przechylenia dla śmigłowca SM-1. Sformułowano wnioski, a także zalecenia dla pilota w przypadku wystąpienia niestateczności śmigłowca na ziemi.

## Szczególny przypadek niestateczności śmigłowców na ziemi

Jeżeli na stojący w bezruchu śmigłowiec zacznie się działać odpowiednią co do wielkości i kierunku siłą zewnętrzną, śmigłowiec zacznie się przechylać dokonując obrotu wokół osi określonej przez punkty podparcia. W przypadku śmigłowca o trójkołowym podwoziu oś obrotu wyznaczać będą punkty styku z ziemią pneumatyków goleni przedniej i wewnętrznej w stosunku do obrotu goleni podwozia głównego.

Do pewnego kąta przechylenia odjęcie siły zewnętrznej wywoła samoczynny powrót śmigłowca do stanu równowagi. Powodem tego samoczynnego powrotu jest efekt istnienia momentu powracającego, którego pokonanie wymagało przyłożenia wspomnianej siły zewnętrznej. Moment powracający w miarę przechylenia śmigłowca maleje i przy określonym kącie obrotu przyjmuje wartość zero. Kąt ten nazwać można kątem krytycznym, a jego odpowiednikiem dla samolotów jest kąt kapotażu. Powyżej tego kąta moment powracający przybiera wartość ujemną stając się momentem wywracającym.

Przy pracującym układzie napędowym (wirnik, śmigło ogonowe) na śmigłowiec działają siły, których efekt jest podobny do działania wspomnianych sił zewnętrznych. Przy stałych parametrach pracy systemu napędowego i ustalonym sterowaniu sumaryczny moment wy-

wracający nie zależy od kąta przechylenia śmigłowca i dlatego zmniejsza moment powracający, który w tym przypadku osiąga wartość zerową przy mniejszym kącie przechylenia śmigłowca. Zatem kąt krytyczny przy pracującym układzie napędowym ulega zmniejszeniu.

Na zmniejszenie momentu powracającego, a co za tym idzie na zmniejszenie kąta krytycznego, decydujący wpływ ma ciąg wirnika nośnego. Zależność tę można symbolicznie przedstawić wyrażeniem:

$$\gamma_{kr} = \gamma_{kr}(T) \quad (1)$$

gdzie:

$\gamma_{kr}$  — krytyczny kąt przechylenia, tzn. kąt przechylenia śmigłowca, przy którym zeruje się moment powracający,

$T$  — ciąg wirnika nośnego.

Drugą zmienną, od wielkości której zależą właściwości „kapotażowe” śmigłowca, jest jego ciężar. Dlatego wygodniej jest posługiwać się jako argumentem zamiast ciągu  $T$  — jego stosunkiem do ciężaru  $\frac{T}{G}$ .

Zatem zależność (1) przyjmie postać:

$$\gamma_{kr} = \gamma_{kr} \frac{T}{G} \quad (2)$$

gdzie:  $G$  — ciężar śmigłowca w locie.

Jedną z charakterystycznych cech śmigłowca — szczególnie jednowirnikowego — jest występująca na nim niesymetria obciążenia. Wynika

ona między innymi z następujących okoliczności:

- moment reakcyjny od obracającego się wirnika nośnego jest równoważony działającym w jedną stronę ciągiem śmigła ogonowego,
  - praktykuje się często podwieszanie zewnętrzne niektórych zespołów (zbiornik dodatkowy, gondola dla chorego itp.) tylko z jednej strony śmigłowca.
- Asymetria obciążeń sprawia, że charakterystyki „kapotażowe” śmigłowca przy przewracaniu się na lewą i prawą stronę są różne. Z tego powodu dla całkowitego przeanalizowania omawianego zjawiska celowe będzie osobne potraktowanie zależności (2) dla lewej i prawej strony.

### Oznaczenia

$m$  — oś obrotu przechodząca przez punkty styku z podłożem pneumatyków koła goleni przedniej i koła lewej goleni podwozia głównego

$n$  — oś obrotu jw. dla strony prawej

$w$  — indeks dotyczący wirnika nośnego

$s$  — indeks dotyczący śmigła ogonowego

$\alpha$  — kąt położenia śc względem osi obrotu

$\beta$  — kąt zawarty między osią obrotu i osią  $x$

$\gamma$  — kąt przechyłu śmigłowca

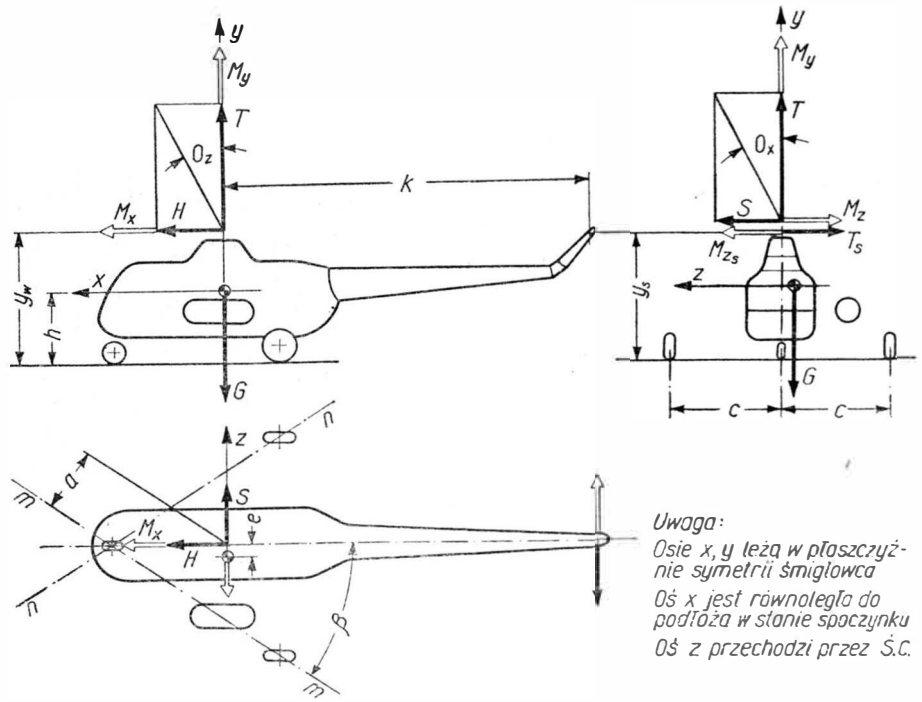
$\theta_z$  — kąt pochylenia wirnika nośnego wywołany sterowaniem podłużnym

$\theta_x$  — kąt przechylenia wirnika nośnego wywołany sterowaniem poprzecznym

$a$  — odległość osi obrotu od osi  $y$

$b$  — odległość osi obrotu od rzutu śc na płaszczyznę poziomą

$b_0$  — jak wyżej przy poziomym położeniu śmigłowca  
 $2c$  — rozstaw kół podwozia głównego śmigłowca  
 $e$  — odległość śc od płaszczyzny symetrii śmigłowca  
 $h$  — odległość śc od podłoża, gdy śmigłowiec znajduje się w stanie spoczynku  
 $k$  — odległość osi śmigła ogonowego od osi wirnika  
 $r$  — promień przegubu poziomego piasty wirnika nośnego  
 $R$  — odległość śc od osi obrotu  
 $D$  — średnica wirnika nośnego  
 $G$  — ciężar śmigłowca  
 $T H S$  — składowe ciągu wirnika nośnego  $T_w$  wzdłuż osi  $y, x, z$   
 $T_s$  — ciąg śmigła ogonowego  
 $P$  — siła odśrodkowa łopaty  
 $M_x M_y M_z$  — składowe momenty na płaszczyźnie wirnika nośnego  
 $M_{z_s}$  — moment od śmigła ogonowego  
 $M_k$  — sumaryczny moment wywracający  
 $M_{k_w}$  — moment wywracający od wirnika nośnego  
 $M_{k_s}$  — moment wywracający od śmigła ogonowego  
 $M_G$  — moment powracający  
 $n$  — prędkość obrotowa  
 $U$  — prędkość końca łopaty wirnika  
 $N$  — moc  
 $\rightarrow$  — symbol wektora siły  
 $\dashrightarrow$  — symbol wektora momentu  
 Pozostałe oznaczenia na rys. 1 i 2.



Uwaga:  
 Oś  $x, y$  leżą w płaszczyźnie symetrii śmigłowca  
 Oś  $x$  jest równoległa do podłoża w stanie spoczynku  
 Oś  $z$  przechodzi przez Ś.C.

1. Szkic śmigłowca oraz działających na niego sił i momentów

**Ogólne zależności**

Jak wynika z rys. 2 i przyjętej terminologii niniejsze rozważania dotyczą śmigłowca jednowirnikowego ze śmigłem ogonowym, o trójkołowym podwoziu i z podwieszonym z lewej strony dodatkowym zbiornikiem paliwowym, a więc śmigłowca, który jest w kraju najczęściej eksploatowany. Analizę stateczności takiego właśnie śmigłowca, gdy znajduje się on w kontakcie z ziemią, rozpocznie się od określenia ogólnych wyrażeń na momenty, które stateczność tę warunkują w odniesieniu do „kapotażu” w lewą stronę.

Uwidocznione na rys. 2 parametry można związać następującymi równościami:

$$b_0 = a - e \cos \beta$$

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{h}{b_0}$$

$$b = R \cos (\alpha + \gamma)$$

Ponieważ moment powracający przy przechyle w lewo jest iloczynem ciężaru i ramienia  $b_1$ , to można go wyrazić wzorem:

$$M_{G_l} = G \cdot R_l \cos (\alpha_l + \gamma) \quad (3)$$

Moment powracający przy przechylenie w prawo różni się tylko wartościami  $R_p$  i  $\alpha_p$ .

Moment wywracający od wirnika nośnego wynosi:

$$M_{K_w} = -Ta - H \sin \beta \cdot y_w +$$

$$+ S \cos \beta \cdot y_w + M_x \cos \beta - M_z \sin \beta \quad (4)$$

a od śmigła ogonowego:

$$M_{K_s} = -T_s \cos \beta y_s + M_{z_s} \sin \beta \quad (5)$$

Sumaryczny moment wywracający od układu nośnego (moment wywracający) jest sumą  $M_{K_w}$  i  $M_{K_s}$ . Przytoczona postać wyrażeń na momenty wywracające od wirnika nośnego i śmigła ogonowego jest do dalszych rozważań niezbyt wygodna. Z tego powodu należy przekształcić poszczególne człony wzorów (4) i (5) tak, aby uwidoczniony został ich związek z ciągiem wirnika nośnego. Celowe wydaje się również przyjęcie pewnych założeń upraszczających, których wpływ na dokładność przeprowadzanej analizy jest nieistotny. W wyniku otrzymuje się następującą postać wyrażenia na sumaryczny moment wywracający od układu napędowego śmigłowca:

$$\begin{aligned}
 M_{K_l} = & -T \cdot a - T \cdot \Theta_z \cdot \sin \beta \cdot y_w + T \cdot \Theta_x \cdot \cos \beta \cdot y_w + \\
 & + \frac{3}{2} P \cdot r \cdot \Theta_x \cdot \cos \beta + - \frac{3}{2} P \cdot r \cdot \Theta_z \cdot \sin \beta + \\
 & - \frac{716,2 \cos \beta \cdot y_s}{k \cdot n_w} \left( \frac{1}{28} \frac{T^{3/2}}{\sqrt{\Delta D}} + C \right) + 716,2 \frac{N_s}{n_s} \sin \beta \quad (8)
 \end{aligned}$$

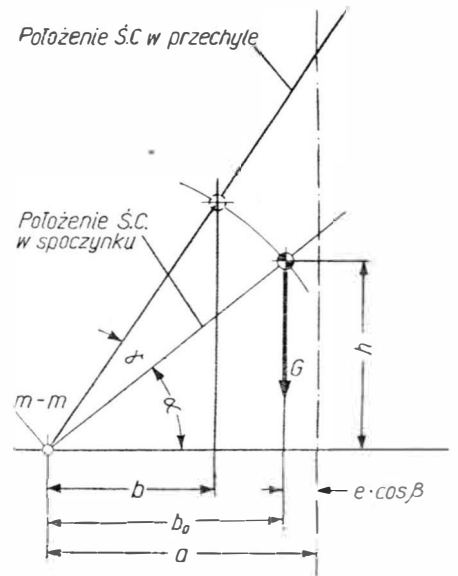
gdzie:

$$T_s = \frac{M_y}{k}$$

$$M_y = 716,2 \frac{N_w}{n_w}$$

$$\frac{1}{28} \frac{T^{3/2}}{\sqrt{\Delta D}} \text{ — moc indukowana wirnika nośnego}$$

$$\Delta = \frac{\rho H}{\rho_0} \approx 1$$



2. Położenie środka ciężkości względem osi  $m-m$

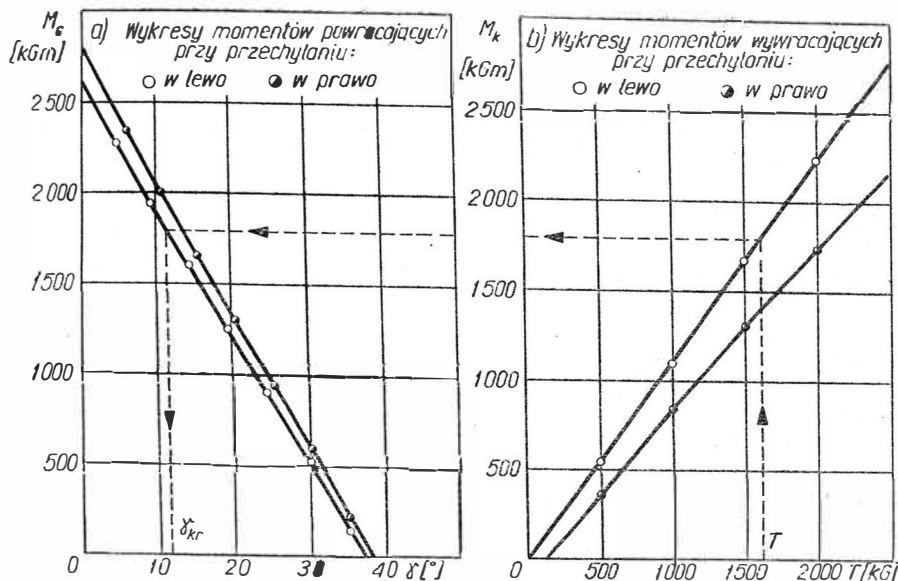
$$C = \frac{1}{90} \mu_{0,7} T U \approx \text{const} \text{ — moc profilowa wirnika nośnego,}$$

$$\mu_{0,7} = \frac{c_x}{c_y} (0,7)$$

$$N_s = 0,04 N_w$$

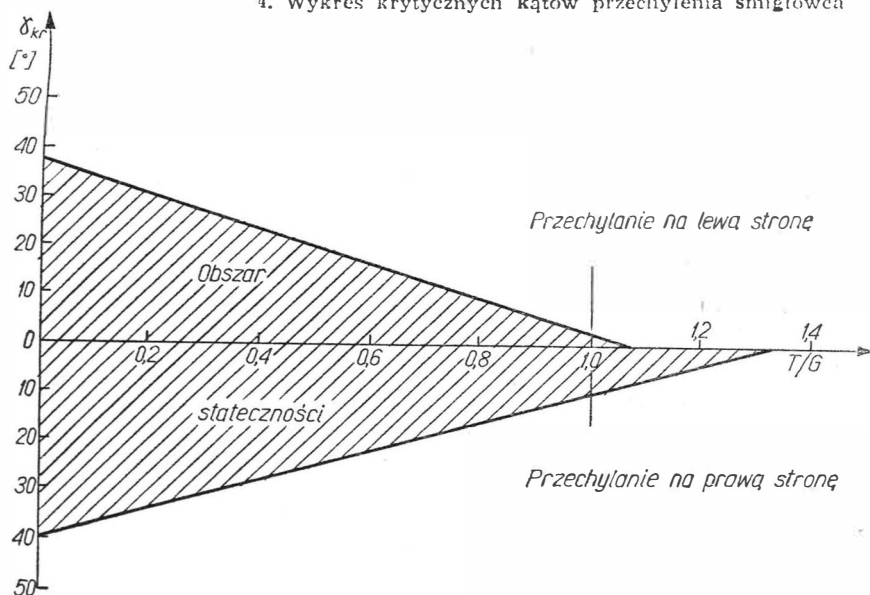
Równanie sumarycznego momentu wywracającego względem osi  $n-n$  (przechyłanie na prawy bok) przyjmie podobną postać, z tą tylko różnicą, że przedostatni człon związa-





3. Wykresy momentów powracających i wywracających

4. Wykres krytycznych kątów przechylenia śmigłowca



ny ze śmigłem ogonowym — w nowym układzie odniesienia — zmienia znak na przeciwny. Ciąg śmigła ogonowego ma bowiem względem śmigłowca stały kierunek i zwrot.

Z uwagi na znaki  $\pm$  łączące poszczególne elementy wzorów na momenty od układu nośnego śmigłowca wnioskować należy, że wpływ tych elementów na własności kapotażowe jest dwójaki. Jedne człony własności te potęgują, inne zaś wpływają na nie redukująco. Stąd, gdy mowa o członach redukujących, określenie „moment wywracający” nosi cechy umowy.

Na rysunku 3 przedstawiono wyznaczone przez autorów wykresy momentów powracających i wywracających dla śmigłowca SM-1, a na rys. 4 — wykres krytycznych kątów

przechylenia dla tego samego śmigłowca.

#### Wnioski

i. W miarę wzrostu ciągu wirnika nośnego obszar stateczności zwięża się osiągając w zasadzie minimum dla  $T = G$ . Na wykresie widać, że jeszcze mniejszy zakres stateczności ma miejsce dla  $T/G > 1$ , gdzie w końcu zmniejsza się do zera.

W rzeczywistości jednak, pomijając gwałtowne podmuchy wiatru, strefa  $T/G > 1$  ma tylko charakter umowny. Wynika to stąd, że podstawę do wyprowadzenia ogólnych zależności stanowiło założenie, że śmigłowiec nie stracił kontaktu z ziemią, co jest na ogół nierealne, gdy  $T/G > 1$ .

Z powyższego wynika, że największe niebezpieczeństwo kapotażu śmigłowca istnieje wówczas, gdy ciąg wirnika osiąga wartość równą ciężarowi. Wówczas bardzo niewielki nawet przechył wstępny śmigłowca prowadzi do jego wywrócenia, mimo całkowitego odchylenia drążka w stronę przeciwną do przechyłu.

Z tej przyczyny podczas startu i lądowania pilot powinien stan  $T \approx G$  przechodzić zdecydowanie, wykonując odpowiednio szybki ruch dźwignią „skok-moc”.

2. W aspekcie omawianej stateczności szczególnie niebezpieczne jest kołowanie śmigłowcem po nierównym terenie o dużych oporach toczenia (wysoka trawa, śnieg, piasek, rozmokła nawierzchnia itp.), gdzie konieczne jest posługiwanie się stosunkowo dużym ciągiem. W takich warunkach należy liczyć się z możliwością zaistnienia omawianej niestateczności. Jak wynika z wykresu przedstawionego na rys. 4, gdy  $T = 0,92 G$  nierówności terenowe, które spowodują przechylenie śmigłowca w lewo rzędu  $5^\circ$ , mogą spowodować jego wywrócenie. Przeciwdziałanie pilota drążkiem sterowym będzie w tym przypadku nieskuteczne. Tam więc, gdzie kołowanie wymaga użycia znacznego ciągu, a nierówności terenu powodują przechyły śmigłowca, wskazane jest raczej zastąpienie kołowania przemieszczaniem niskim, powolnym lotem nad ziemią.

3. Jeżeli ma się do czynienia ze śmigłowcem jednowirnikowym, ze śmigłem ogonowym i o trójkątowym podwoziu, przy czym kierunek obrotów wirnika pozwoli się określić: „nacierająca łopata z lewej strony pilota” — to obszar stateczności przy przechylaniu na lewy bok jest mniejszy niż na bok prawy.

W związku z tym i niebezpieczeństwo kapotażu w lewą stronę jest, w stosunku do kapotażu w prawo, odpowiednio większe. Predyspozycję tę ponadto powiększają: lewa asymetria położenia środka ciężkości (zbiornik lub gondola dla chorego z lewej strony), a także prawy boczny wiatr.

4. W przypadku zaistnienia objawów omawianej niestateczności kapotaż śmigłowca nie jest zjawiskiem nieuchronnym pod warunkiem, że pilot znając istotę zjawiska podejmie prawidłową decyzję i zrealizuje ją odpowiednio szybko, posługując się w tym celu właściwymi organami sterowania.

Jeżeli przechył śmigłowca jest stosunkowo mały, wówczas, aby zapobiec kapotażowi, wystarczy energicznie zmniejszyć ciąg wirnika nośnego dźwignią „skok-moc”, wchodząc tym samym na wykresie z powrotem do obszaru stateczności. Likwidacja znacznego przechyłu może nastąpić tylko przez energiczne zwiększenie ciągu wirnika nośnego, prowadzące do odpowiednio szybkiego oderwania śmigłowca od ziemi.

W ostatecznym przypadku, gdy ruchy dźwignią „skok-moc” nie dały spodziewanych efektów, pilotowi pozostaje jeszcze jedno działanie, którego skutkiem wpłynię na śmigłowiec dodatkowo ustępniająco. Mowa tutaj o wychyleniu organów sterowania nożnego w kierunku identycznym co przechył śmigłowca. Szybki obrót śmigłowca wywoła działanie siły odśrodkowej, której moment przeciwdziałać będzie momentowi wywracającemu. Zastosowanie tego manewru jest oczywiście ostatecznością uwarunkowaną wolną od przeszkód przestrzennych. Z chwilą gdy wielkość przechylenia osiągnie wartość, przy której nastąpi niszczenie łopat wirnika nośnego, pilot powinien bezwarunkowo wyłączyć iskrowniki i odciąć dopływ paliwa do silnika (silników).

## Kształt czołowej fali uderzeniowej w locie prostoliniowym z przyspieszeniem

Samolot lecący z prędkością nad-dźwiękową wywołuje fale uderzeniowe i rozrzedzeniowe, które współdziałając ze sobą rozprzestrzeniają się na bardzo duże odległości od toru lotu. Zjawisko to jest nazywane uderzeniem dźwiękowym. Przebieg tego zjawiska w odniesieniu do lotu prostoliniowego ze stałą prędkością został omówiony przez autorów w artykule zamieszczonym w Technice Lotniczej i Astronautycznej [1].

Przyjmijmy na wstępie, że samolot leci w bezwietrznej atmosferze jednorodnej (stała wartość prędkości dźwięku) ze stałą prędkością nad-dźwiękową po torze prostoliniowym. Układ fal uderzeniowych i rozrzedzeniowych wywołany przez samolot porusza się tak, jak ciało stałe, z prędkością równą prędkości lotu. W pobliżu samolotu występuje złożony rozkład ciśnienia, będący funkcją kształtu samolotu; w dużej odległości od samolotu rozkład ten ma łatwy do opisanego charakter, przypomina bowiem literę *N*: skokowe przyrosty ciśnienia odpowiadają fałom uderzeniowym czołowej i tylnej, ciągły spadek ciśnienia — fałom rozrzedzeniowym. W odniesieniu do dużych odległości od toru lotu cały układ fal uderzeniowych i rozrzedzeniowych wywołany przez samolot nazywany jest falą *N*. Obserwator na ziemi słyszy podczas przejścia fali *N* dwa wybuchy, odpowiadające przejściu czołowej i tylnej fali uderzeniowej. W celu wyznaczenia zasięgu fali *N* (zasięgu uderzenia dźwiękowego w dużej odległości od toru lotu) należy wyznaczyć czołową falę uderzeniową. W omawianym przypadku lotu czołowa fala uderzeniowa pokrywa się ze stożkiem Macha.

W atmosferze rzeczywistej prędkość dźwięku zmienia się wraz ze zmianą wysokości, a także występuje na ogół pewien rozkład prędkości wiatru. Czynniki te w istotny sposób wpływają na kształt czołowej fali uderzeniowej.

W locie prostoliniowym ze zmienną

prędkością, jak również w locie krzywoliniowym, czołowa fala uderzeniowa ma kształt bardzo złożony, może się ona składać z kilku płatów powierzchni. Z każdym płatem czołowej fali uderzeniowej związana jest jedna fala *N*. W tym przypadku lotu może występować na ziemi zjawisko tzw. silnego uderzenia dźwiękowego (amer. *super boom*), polegające na tym, że do obserwatora na ziemi dochodzą w tym samym czasie dwie fale *N* wywołane przez samolot w różnych punktach toru lotu [2], [3]. Kształt czołowej fali uderzeniowej zależy od „historii” lotu, tzn. od tego w jaki sposób zmieniają się wzdluz toru prędkość i kąt toru oraz od rozkładów prędkości dźwięku i prędkości wiatru w atmosferze.

W niniejszym artykule zostaną przedstawione wyniki obliczeń położenia i kształtu czołowej fali uderzeniowej w locie prostoliniowym z przyspieszeniem, uzyskane za pomocą metody opracowanej przez autorów [2]. Zgodnie z teorią uderzenia dźwiękowego, fala *N*, a więc i czołowa fala uderzeniowa, przemieszcza się w atmosferze prostopadle do samej siebie z prędkością równą lokalnej prędkości dźwięku; obliczenia zostały wykonane przy założeniu upraszczającym, że prędkość dźwięku jest stała i równa 328,5 m/sek, co odpowiada wg atmosfery wzorcowej prędkości dźwięku na wysokości równej 3 km, oraz że prędkość wiatru jest równa zero. Zamieszczone w artykule wyniki obrazują wpływ wysokości lotu, przyspieszenia samolotu i liczby Macha na położenie i kształt czołowej fali uderzeniowej. W części I rozpatrzono lot ze stałym przyspieszeniem dodatnim i lot ze stałym przyspieszeniem ujemnym, w części II lot z przyspieszeniem zmiennym.

### Oznaczenia

*a* — prędkość dźwięku,  
*p* — przyspieszenie samolotu,  
*s* — współrzędna samolotu,

W artykule przedstawiono wyniki obliczeń położenia i kształtu czołowej fali uderzeniowej w locie prostoliniowym ze stałym przyspieszeniem, uzyskane za pomocą metody opracowanej przez autorów. Zgodnie z teorią uderzenia dźwiękowego czołowa fala uderzeniowa przemieszcza się prostopadle do samej siebie z prędkością równą lokalnej prędkości dźwięku. Obliczenia zostały wykonane przy upraszczającym założeniu, że prędkość dźwięku jest stała i równa 328,5 m/sek, co odpowiada wg atmosfery wzorcowej wysokości 3 km, oraz że prędkość wiatru jest równa zero. Zamieszczone w artykule wyniki obrazują wpływ wysokości lotu, przyspieszenia samolotu i liczby Macha na położenie i kształt czołowej fali uderzeniowej.

*r* — odległość mierzona wzdluz promienia,

$$t = T + r/a,$$

*x* — współrzędna punktu na ziemi,

*H* — wysokość lotu,

*Ma* — liczba Macha,

*R* — odległość między punktem na torze i punktem na ziemi,

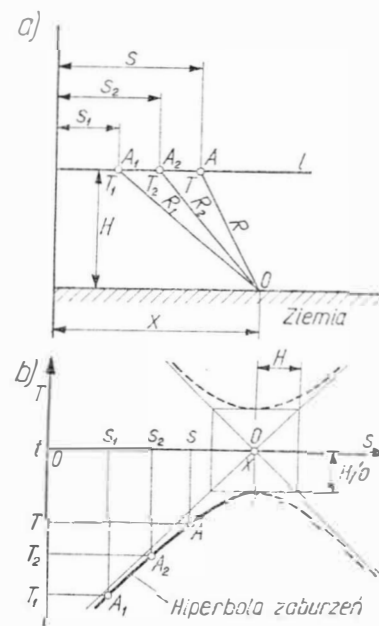
*T* — czas odpowiadający współrzędnej *s*,

$\alpha = \arcsin 1/Ma$  — kąt Macha.

### Rozchodzenie się zaburzeń

Stabe zaburzenia

Rozpatrzmy rys. 1a. W chwili  $T_1$  w punkcie  $A_1$  należącym do prostej *l* znajduje się źródło dźwięku. Przyj-



1

miemy, że prędkość dźwięku *a* jest wielkością stałą. Obserwator w punkcie 0 usłyszy dźwięk w chwili  $t_1 = T_1 + R_1/a$ , dźwięk wysłany w chwili  $T_2$  w punkcie  $A_2$  będzie słyszany w punkcie 0 w chwili  $t_2 = T_2 + R_2/a$ , ogólnie, dźwięk ze źródła znajdującego się w chwili *T* w punkcie *A* dotrze do punktu 0 w chwili:

$$t = T + R/a \quad (1)$$

Na to, żeby dźwięk wysyłany w różnych chwilach  $T$  z różnych punktów prostej  $l$  był słyszany w tej samej chwili  $t$  w punkcie  $O$ , musi zachodzić odpowiedni związek między współrzędną źródła dźwięku  $s$  i czasem  $T$ . Z rys. 1a, widać, że zachodzi zależność

$$(x - s)^2 + H^2 = R^2 \quad (2)$$

Usuwając z (1) i (2) odległość  $R$ , dostajemy zależność:

$$(t - T)^2/(H/a)^2 - (x - s)^2/H^2 = 1 \quad (3)$$

która przedstawia w układzie  $(s, T)$  hiperbolę o środku w punkcie  $(s = x, T = t)$  i półosiach równych  $H/a$  i  $H$  — rys. 1b [4]. Hiperbolę tę będziemy nazywać hiperbolą zaburzeń. Dla  $H = \text{const}$  i  $a = \text{const}$  hiperbola zaburzeń jest miejscem geometrycznym takich punktów  $(s, T)$ , że dźwięk wysyłany w chwili  $T$  w punkcie o współrzędnej  $s$ , dociera do punktu na ziemi o współrzędnej  $x$  w chwili  $t$ . Środek hiperboli wyznacza współrzędną  $x$  i czas  $t$ . W dalszym ciągu będziemy posługiwać się tylko lewą połówką dolnej gałęzi hiperboli, którą narysowano na rys. 1b linią ciągłą.

Przyjmijmy teraz, że wzdłuż linii  $l$  leci samolot. Równanie toru ma postać  $s = s(T)$ . Niech tor lotu przecina hiperbolę zaburzeń w punkcie  $B$  (rys. 2a) lub jest do niej w punkcie  $B$  styczny (rys. 2b). Zaburzenie wywołane przez samolot w chwili  $T_B$  jest słyszane na ziemi w punkcie  $O$  o współrzędnej  $x$  w chwili  $t$ . W zależności od prędkości lotu w chwili  $T_B$ , mogą zaistnieć 3 przypadki, jak to jest pokazane na rys. 2a i b. W przypadkach 1 i 2 do punktu  $A$  dochodzi słabe zaburzenie. Pokażemy, że w przypadku 3, gdy tor lotu jest

styczny w punkcie  $B$  do hiperboli zaburzeń — do punktu  $O$  na ziemi dochodzi silne zaburzenie — czołowa fala uderzeniowa wywołana przez samolot w punkcie toru lotu  $B$ .

#### Silne zaburzenia — fale uderzeniowe

Zgodnie z teorią uderzenia dźwiękowego, czołowa fala uderzeniowa przemieszcza się w atmosferze prostopadle do samej siebie, wzdłuż linii zwanych promieniami, z prędkością równą lokalnej prędkości dźwięku. W odniesieniu do atmosfery bezwietrznej i jednorodnej ( $a = \text{const}$ ) promienie są prostymi tworzącymi kąt  $(90^\circ - \alpha)$  ze styczną do toru lotu w punkcie odpowiadającym początkowi promienia. Odległość mierzona wzdłuż promienia będziemy oznaczać przez  $r$ . Każdy punkt toru lotu jest wierzchołkiem stożka utworzonego przez promienie.

Różniczkując względem  $T$  równanie hiperboli zaburzeń (3) otrzymujemy wyrażenie:

$$ds/dT = a^2(t - T)/(x - s) \quad (4)$$

a różniczkując równanie toru lotu  $s = s(T)$  — wyrażenie:

$$ds/dT = a \cdot Ma \quad (5)$$

W przypadku 3 (rys. 2b) tor lotu jest styczny do hiperboli zaburzeń. Korzystając z tego warunku i uwzględniając (2), (4) i (5) wprowadzamy zależność:

$$R_B/(x - s_B) = Ma_B = 1/\sin \alpha_B \quad (6)$$

co oznacza, że w przypadku 3 prosta łącząca punkty  $B$  i  $O$  (rys. 2b) tworzy kąt  $(90^\circ - \alpha)$  ze styczną do toru lotu, a więc prosta ta jest promieniem,

wobec czego jest  $R_B = r_B$ .

Z rys. 2b widać, że zachodzą zależności

$$x = s_B + H \operatorname{tg} \alpha_B = s_B + H \sqrt{Ma_B^2 - 1} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} t &= T_B + r_B/a = \\ &= T_B + H Ma_B/a \sqrt{Ma_B^2 - 1} \end{aligned} \quad (8)$$

gdzie  $Ma_B$  oznacza liczbę Macha w chwili  $T_B$ ,  $H$  — wysokość lotu. Z powyższych rozważań wynika, że jeśli tor lotu jest styczny w pewnym punkcie  $B$  do hiperboli zaburzeń, to współrzędne środka hiperboli wyznaczają na ziemi punkt, do którego dochodzi czołowa fala uderzeniowa wywołana przez samolot w punkcie  $B$  i czas, w którym fala ta osiąga powierzchnię ziemi.

Jeśli tor lotu jest styczny do hiperboli zaburzeń w dwóch punktach  $B$  i  $C$  (rys. 2c), to do punktu  $O$  dochodzą w tym samym czasie  $t$ :

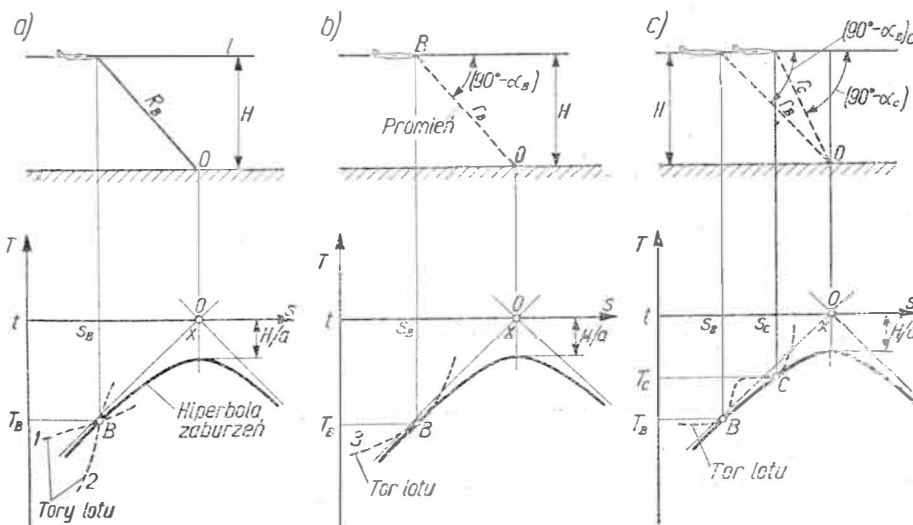
$$\begin{aligned} t &= T_B + H Ma_B/a \sqrt{Ma_B^2 - 1} = \\ &+ T_C + H Ma_C/a \sqrt{Ma_C^2 - 1} \end{aligned}$$

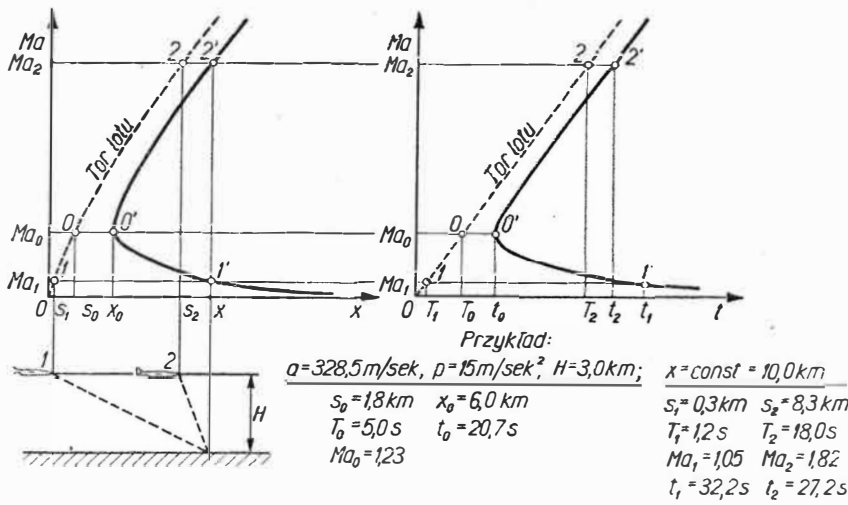
dwie czołowe fale uderzeniowe wywołane przez samolot w punktach  $B$  i  $C$ . Zjawisko to jest nazywane silnym uderzeniem dźwiękowym.

Zależność  $x = x(t)$ . Przyjmujemy, że znane jest równanie toru lotu  $s = s(T)$ , wysokość lotu  $H$  i prędkość dźwięku  $a$ . Interesujące będzie wyznaczenie na ziemi punktów  $x_1, x_2, \dots$ , do których dochodzą czołowe fale uderzeniowe wywołane przez samolot w chwilach  $T_1, T_2, \dots$ , lecący odpowiednio z liczbą Macha  $Ma_1, Ma_2, \dots$  oraz wyznaczenie chwil odpowiednio  $t_1, t_2, \dots$ , w których fale te osiągną powierzchnię ziemi. Rozważania nasze ograniczają się do punktów leżących na prostej będącej rzutem toru lotu na powierzchnię ziemi. Powyższe zadanie będzie rozwiązane, jeśli dla rozpatrywanego toru lotu wyznaczymy zależność  $x = x(T)$  i  $t = t(T)$ , albo zależność  $x = f(t)$ . Wszystkie te zależności można uzyskać na drodze obliczeń numerycznych za pomocą równań (7) i (8).

Metoda wykreślna wyznaczania zależności  $x = f(t)$ . Za pomocą hiperboli zaburzeń zależność tę można wyznaczyć w sposób następujący (rys. 2):

1) w układzie współrzędnych  $(s, T)$  rysujemy hiperbolę zaburzeń (linią ciągłą),





3

2) na kalce technicznej rysujemy w układzie współrzędnych  $(x, t)$  tor lotu (linia przerywana),

3) nakładamy kalkę z torem lotu na wykres hiperboli w taki sposób, żeby tor lotu był styczny w pewnym punkcie 1 do hiperboli. Środek hiperboli wyznacza współrzędną  $x$  i czas  $t$  odpowiadający czołowej fali uderzeniowej wywołanej w punkcie 1. Przesuwając kalkę w taki sposób, żeby tor lotu był zawsze styczny do hiperboli i zaznaczając na kalce kolejne położenia środka hiperboli, wyznaczamy zależność  $x = f(t)$ .

Opisana metoda wykresna jest metodą przybliżoną; dokładne wyznaczenie zależności  $x = f(t)$  jest możliwe tylko za pomocą obliczeń numerycznych.

### Czołowa fala uderzeniowa w locie ze stałym przyspieszeniem

#### Przyspieszenie dodatnie

Samolot leci ze stałym przyspieszeniem dodatnim  $p > 0$ . Współrzędne  $s$  i  $x$  (rys. 1a) będziemy mierzyć od punktu, w którym samolot osiągnął liczbę Macha 1, czas od chwili odpowiadającej  $= 1$ . W chwili  $T$  współrzędne samolotu i liczba Macha są równe

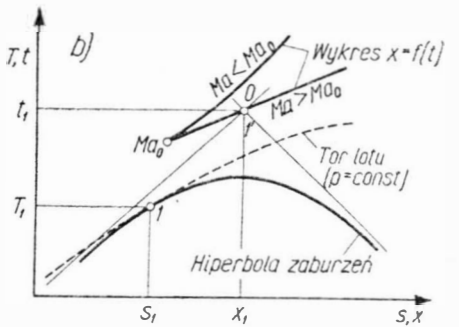
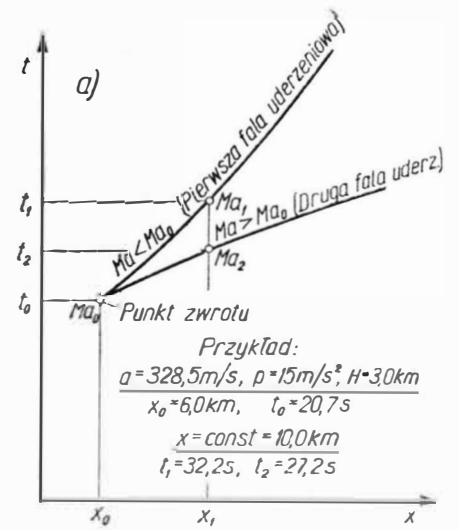
$$s = aT + pT^2/2, \quad (9)$$

$$Ma = 1 + pT/a. \quad (10)$$

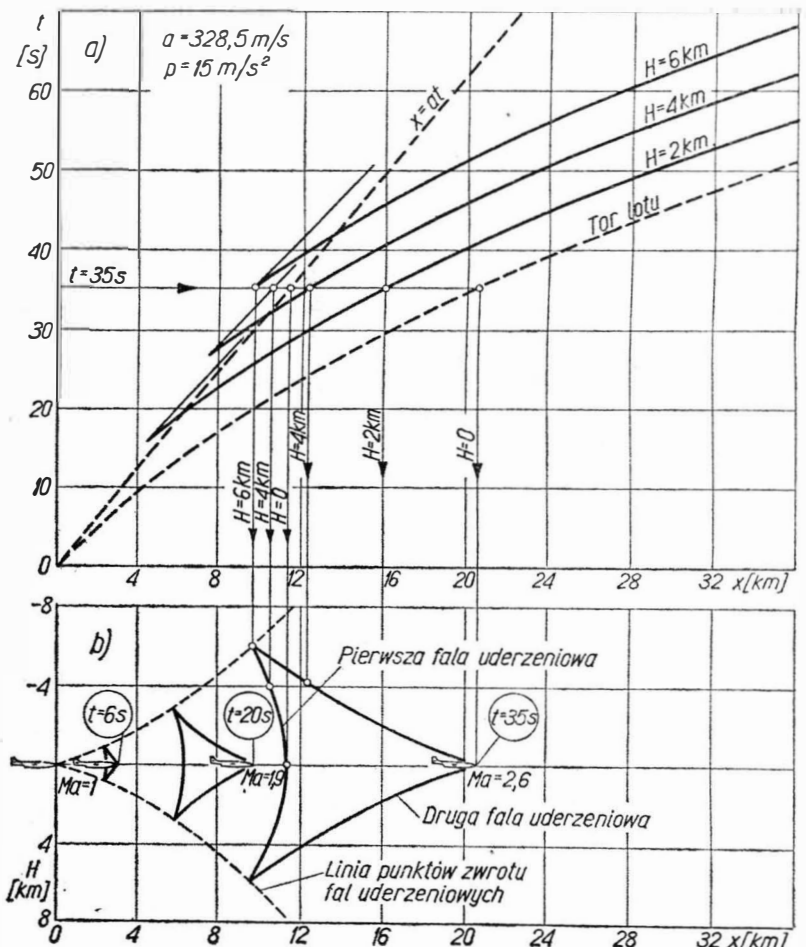
Zależność  $x = x(Ma)$  i  $t = t(Ma)$ . Zależności te otrzymujemy podstawiając (9) i (10) do (7) i (8) (w (7) i (8) należy opuścić indeks  $B$ ). Dla następującej wartości liczby Macha:

$$Ma_0 = [1 + (pH/a^2)]^{1/2} \quad (11)$$

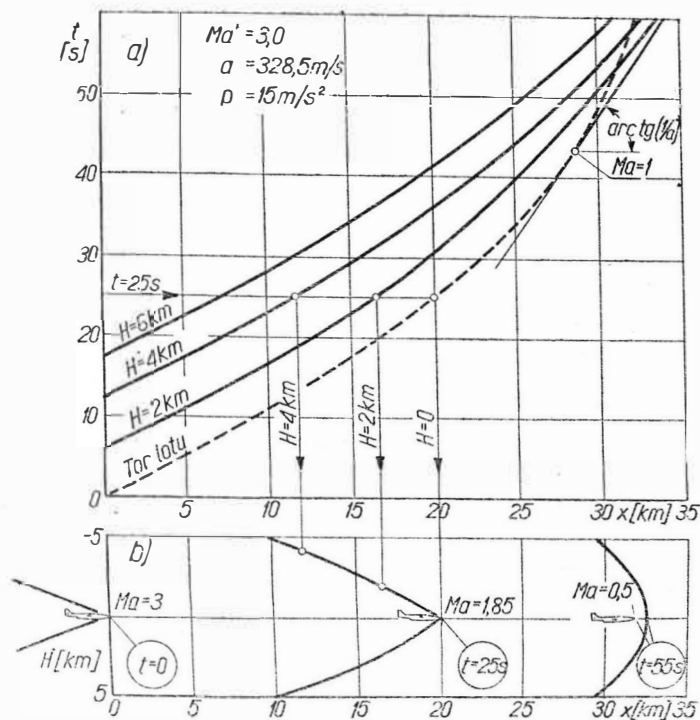
zależności  $x = x(Ma)$  i  $t = t(Ma)$  osiągają minimalne wartości  $x_0$  i  $t_0$  (rys. 3).



4



5



6

zn., czołowa fala uderzeniowa wywołana w chwili  $T_2 > T_1$  dochodzi do punktu  $x$  wcześniej niż fala wywołana w chwili  $T_1$ .

Zależność  $x = f(t)$  i  $x = F(H)$ . Zależności  $x = x(Ma)$  i  $t = t(Ma)$  są parametrycznymi (parametr  $Ma$ ) równaniami zależności  $x = f(t)$ . Zależność  $x = f(t)$  dla pewnych wartości  $a$ ,  $p$  i  $H$  jest pokazana na rys. 4a. W punkcie  $(x_0, t_0)$ , w którym wartość parametru wynosi  $Ma_0$ , wykres  $x = f(t)$  posiada punkt zwrotu; dla dolnej gałęzi wykresu jest  $Ma > Ma_0$ , dla górnej  $Ma < Ma_0$ . Na rys. 4b pokazano schematycznie, w jaki sposób wyznacza się na wykresie zależność  $x = f(t)$ .

Wrócimy do rys. 3. Dla pewnej wartości  $x > x_0$  odczytujemy z wykresu  $x = x(Ma)$  liczby Macha  $Ma_1 < Ma_0$  i  $Ma_2 > Ma_0$ , a z wykresu  $t = t(Ma)$  czasu  $t_1$  i  $t_2$ . Ponieważ jest  $Ma_1 < Ma_0$  i  $Ma_2 > Ma_0$ , więc z rys. 4 widać, że zawsze jest  $t_2 < t_1$ .

Na rys. 5a pokazano zależność  $x = f(t)$  dla trzech różnych wysokości lotu  $H$ . Na rysunku tym naniesiono tor lotu i prostą o równaniu  $x = at$ . Ustalając wartość  $t$  i zmieniając wysokość lotu, otrzymamy dla każdej chwili  $t$  zależność  $x = F(H)$ , czyli kształt czołowej fali uderzeniowej w płaszczyźnie pionowej zawierającej tor lotu. W przypadku lotu ze stałym przyspieszeniem dodatnim samolot wywołuje czołową falę uderzeniową składającą się z dwóch płatów powierzchni: jeden z płatów jest „przeganiany” przez samolot — nazwiemy go pierwszą falą uderzeniową, drugi płat jest

związany z samolotem — nazwiemy go drugą falą uderzeniową. Można wykazać, że wierzchołek pierwszej fali uderzeniowej porusza się z prędkością dźwięku, tor wierzchołka ma również  $x = at$ . Wierzchołek drugiej fali jest związany z samolotem. Linie punktów zwrotu obu fal uderzeniowych (rys. 5b) można wyznaczyć przy pomocy (7), (9), (10) i (11).

#### Przyspieszenie ujemne

Samolot leci ze stałym przyspieszeniem ujemnym  $p < 0$ . Współrzędne  $s$  i  $x$  będziemy mierzyć od punktu, w którym samolot posiadał liczbę

Macha  $Ma > 1$  czas — od chwili odpowiadającej  $s = 0$ . W chwili  $T$  współrzędna samolotu i liczba Macha są równe:

$$s = Ma'aT + pT^2/2 \quad (12)$$

$$Ma = Ma' + pT/a \quad (13)$$

Postępując w taki sam sposób, jak w przypadku lotu ze stałym przyspieszeniem dodatnim, wyznaczamy zależności  $x = f(t)$  i  $x = F(H)$  — rys. 6. W punkcie toru lotu odpowiadającym wartości liczby Macha  $Ma = 1$  narysowano styczną, która tworzy kąt  $\arctg(1/a)$  z osią  $x$ . Widać z rys. 6b, że w tym przypadku lotu czołowa fala uderzeniowa jest wypukła w kierunku lotu. Podstawiając do (13)  $Ma = 1$ , znajdujemy czas  $T_{Ma}$ , w którym samolot posiadał liczbę Macha  $Ma = 1$ . Dla  $t < T_{Ma}$  czołowa fala uderzeniowa jest związana z samolotem, dla  $t > T_{Ma}$  czołowa fala uderzeniowa „przegania” samolot.

W części II niniejszego artykułu zostanie rozpatrzony kształt czołowej fali uderzeniowej w locie z przyspieszeniem zmiennym, w szczególności zostanie omówione zjawisko silnego uderzenia dźwiękowego.

#### Literatura

1. Tarnogrodzki A., Łuczywek E.: Uderzenie dźwiękowe, Techn. Lot. i Astronaut. 6 z 1967, str. 9—15.
2. Tarnogrodzki A., Łuczywek E.: Approximate method of determination of location of a sonic boom in accelerated motion of an aircraft, Arch. Mech. Stos., 3, XIX (1967), str. 411—420.
3. Tarnogrodzki A.: Approximate analysis of propagation of a super boom, referat na VIII Międzynarodowym Sympozjum Mechaniki Płynów IPPT PAN, wrzesień 1967, Fluid dynamics transactions, vol. 4, PWN, Warszawa — w druku.
4. Rao P. S.: Supersonic bangs, Part I, Aeronaut. Quart., February 1956, str. 30—33.

## WIADOMOŚCI Z TERENU

### Przykład godny naśladowania

W roku 1968 na mocy porozumienia Sekcji Lotniczej Koła SIMP przy WSK Mielec z kierownictwem Zakładowego Domu Kultury Związku Zawodowego Metalowców w Mielcu oraz z kierownictwem Internatu Zespołu Szkół Zawodowych w Mielcu podjęta została nowa forma pracy dydaktycznej z młodzieżą. Tak więc z inicjatywy Sekcji Lotniczej powstał Klub Miłośników Lotnictwa „Awiata”, do którego wstąpiło ponad sześćdziesiąciu młodych entuzjastów lotnictwa. Korytarka i salę zebrań Klubu, które znajdują się w internacie, udekorowano kolorowymi planszami różnych typów polskich samolotów sportowych i bojowych z okresu międzywojennego, samolotów bojowych z okresu II wojny światowej oraz współczesnych polskich konstrukcji lotniczych. Bardzo pożyteczną i cenną formą działalności były wygłaszane co miesiąc prelekcje na temat zasad lotu

samolotu i pracy silnika lotniczego, o sylwetkach pionierów lotnictwa oraz wkładu Polaków w rozwój techniki lotniczej. Wykłady, ilustrowane filmami lotniczymi, wywoływały ożywioną dyskusję. Na zakończenie cyklu obejmującego 5 prelekcji, zorganizowana została wycieczka do Aeroklubu, gdzie po zwiedzeniu obiektów lotniskowych i poznaniu dnia pracy Aeroklubu, urządzono quiz na temat „Wszystko o lotnictwie”. W wyniku stopniowej eliminacji pięciu najlepszych uczestników quizu otrzymało nagrody książkowe ufundowane przez Koło SIMP. Duże zainteresowanie młodzieży tą akcją, która przysporzyła niewątpliwie wielu trwałych sympatyków lotnictwa, zasługuje na jak najszerszą popularyzację w innych ośrodkach.

S. Orczykowski

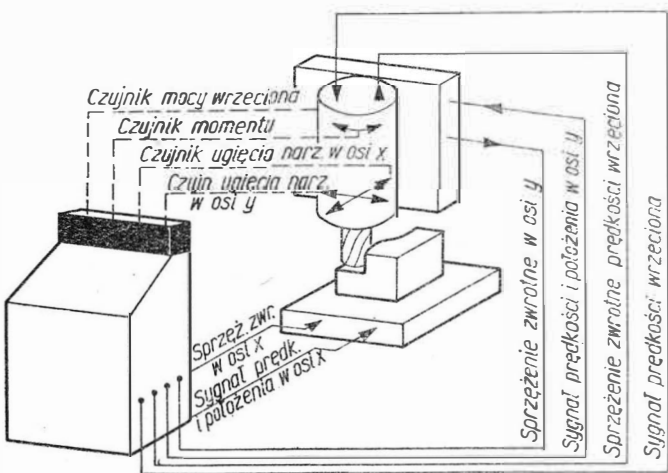
# Skrawanie adaptacyjne

621.91

W poszukiwaniu coraz doskonalszych metod obróbki i większej ekonomii procesów wytwarzania opracowano adaptacyjne sterowanie procesem skrawania. Oparte jest ono na założeniu, że dla danego materiału z jego określoną strukturą i własnościami istnieje jeden zestaw optymalnych parametrów technologicznych. Z uwagi na to, że w czasie obróbki występuje wiele zmiennych czynników, jak: grubość i szerokość warstwy skrawanej materiału, sztywność, stopień ostrza itp., dla zachowania ekonomii procesu należy w sposób ciągły korygować parametry technologiczne: prędkość skrawania i posuw. Sterowanie adaptacyjne spełnia te wymagania przystosowując parametry obróbki do chwilowych warunków procesu. Podstawową różnicą między sterowaniem adaptacyj-

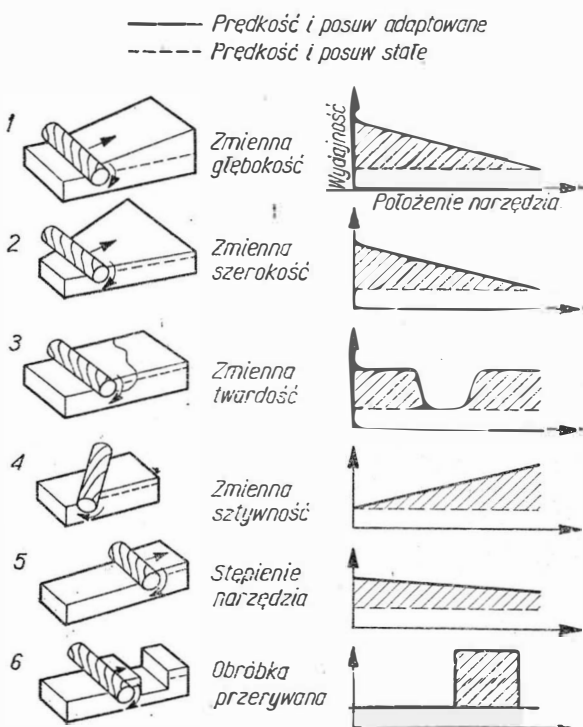
nym a szeroko rozpowszechnionym sterowaniem liczbowym jest zmienność prędkości i posuwu w funkcji rzeczywistych warunków pracy narzędzia. W dotychczasowych systemach sterowania programowanego uwzględnione były tylko: geometria przedmiotu, jego materiał i stan oraz geometria narzędzia jako elementy stałe. W sterowaniu adaptacyjnym wprowadzono czujnik mocy i momentu obrotowego, które sterują stałym wykorzystaniem mocy oraz stałością momentu obrotowego narzędzia. Ponadto wprowadzono nadajniki ugięcia narzędzia pozwalające na włączenie do programu stałości sił obciążających narzędzie w odpowiednich osiach (rys. 1). Już pierwsze próby zastosowań sterowania adaptacyjnego wykazały skrócenie czasu maszynowego o 23 do 81% w stosunku do optymalnych warunków sterowania liczbowego. Można się spodziewać, że korzyści te wzrosną po dopracowaniu wszystkich zagadnień związanych z tym systemem sterowania. Oszczędność czasu ilustruje rys. 2.

Poza aspektami ekonomicznymi sterowanie adaptacyjne rozwiązało wiele problemów technicznych, a w niektórych dziedzinach wywołało wręcz całkowitą zmianę dotychczasowych pojęć i ocen zjawisk obróbczych. Niektóre czynności, zwłaszcza w technologii lotniczej, były wprost nierealne wykonawczo, głównie z uwagi na bardzo małą trwałość narzędzi, np. wykonywanie małych otworków w blachach tytanowych. Wprowadzenie sterowania momentem obrotowym pozwoliło na radykalne rozwiązanie problemu. Innym przykładem jest wykonywanie kanałków i otworków w płytach samolotu z laminarną charakterystyką opływu. W jednym płacie trzeba wykonać kanałki o szerokości 4,7 mm, głębokości 0,46 mm i łącznej długości 8,4 km, a w nich trzeba następnie wywiercić otworki o średnicy 1,6 mm z podziałką 6,3 mm, tj. około 1 330 000 otworków. Po zaklejeniu kanałków wykonuje się szczeliny o szerokości 0,075 do 0,25 mm o łącznej długości 8,4 km. Przy wierceniu otworków metodą tradycyjną przeciętna trwałość wiertła wynosiła 40 otworków, a po wprowadzeniu sterowania adaptacyjnego wzrosła do 2500 otworków wyrywanych jednym wiertłem. Podobnie trwałość piłki przy nacinaniu szczelin wynosiła 0,25 do 3 m długości szczeliny do zniszczenia piłki. Po wprowadzeniu sterowania adaptacyjnego przeciętna długość cięcia jedną piłką wzrosła do 90 m. W podobnych przykładach zastosowań uzyskano analogiczne skutki — wzrost trwałości 25 do 50-krotnie.



Rys. 1. Idea sterowania adaptacyjnego. Linie przerywane ilustrują dostarczane wiadomości o aktualnym stanie obciążenia wrzeciona, a linie ciągłe sygnały sterowania korygujące warunki obróbki

Rys. 2. Zwiększenie wydajności dzięki zastosowaniu sterowania adaptacyjnego. Pole zakreskowane ilustruje wzrost wydajności procesu

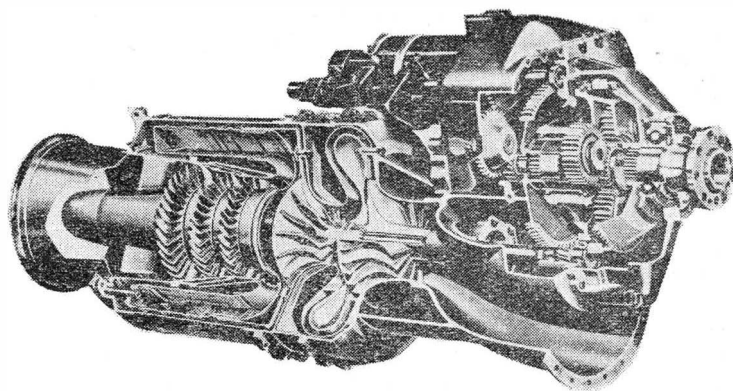


Przy obróbce stopów trudno skrawalnych, a zwłaszcza żaroodpornych, podatnych na zgnioły i utwardzenia, stosowano obrabiarki o coraz większych mocach i większych sztywnościach, w miarę wprowadzania materiałów o coraz gorszej skrawalności. Znajomość systemu sterowania adaptacyjnego i w jej świetle bliższa analiza procesów wykazała całą bezpodstawność tendencji do wzrostu mocy obrabiarek przeznaczonych do obróbki stopów żaroodpornych. Wprawdzie właściwe opory skrawania tych materiałów są większe niż dla stali węglowych, ale za to prędkości skrawania są kilkakrotnie mniejsze, co w efekcie wyznacza znacznie mniejsze zapotrzebowanie mocy. I tak do obróbki łopatek turbinowych zastosowano frezarkę ze sterowaniem adaptacyjnym o mocy kilku KM zamiast frezarki bez sterowania o mocy kilkudziesięciu KM.

Skuteczność układów sterowania adaptacyjnego uzależniona jest od rozwiązań konstrukcyjnych elementów obrabiarki, na której są zamontowane. Na przykład bezwładność zespołu wrzeciona powinna być możliwie najmniejsza, ażeby umożliwić natychmiastową reakcję na impuls zwiększający i zmniejszający prędkość obrotową. Podobnie kształtują się zagadnienia związane z ruchami posuwowymi. Zakresy parametrów obróbczych są również inne, a ponadto wszystkie napędy, elementy ruchowe, prowadnice itp. wymagają specjalnych rozwiązań.

Z dotychczasowych wyników należy sądzić, że ten system sterowania po jego rozwinięciu i opanowaniu znajdzie szerokie zastosowanie w wielu przemysłach.

oprac. A. G.



## Turbinowy silnik śmigłowy

### TPE331

W ostatnich latach turbinowe silniki śmigłowe nowej generacji klasy 500—900 KM znajdują coraz powszechniejsze zastosowanie do napędu małych samolotów pasażerskich oraz samolotów wielocelowych i służbowych. Zaczyna się je również używać jako napęd samolotów bojowych typu COIN.

W zastosowaniu do wspomnianych samolotów korzystniejsze okazują się turbinowe silniki śmigłowe o układzie jednowałowym, tj. bez oddzielnej turbiny napędowej. Silniki jednowałowe w porównaniu z silnikami dwuwałowymi mają prostszą konstrukcję, zapewniają szybsze zwiększanie mocy, łatwiejszy rozruch w locie i hamujące działanie śmigła przy podchodzeniu do lądowania oraz wykazują większy zapas statecznej pracy sprężarki. Wadą tych silników jest większe zapotrzebowanie mocy do rozruchu na ziemi, ostrzejsze wymagania pod względem sterowania skoku śmigła (konieczne są szybsze zmiany skoku, m. in. w czasie rozruchu) i cokolwiek mniejsze sprawności przy częściowych obciążeniach (m. in. wskutek większego obniżenia temperatury przed turbiną).

Do stosunkowo nielicznej grupy turbinowych silników śmigłowych bez oddzielnej turbiny napędowej klasy 500—900 KM należy zaprojektowany w 1959 r. przez AiResearch-Garrett Corp. silnik TPE331. Wyróżnia się on wyjątkową prostotą konstrukcji, wynikającą z zastosowania osiowej sprężarki (dwustopniowej o sprężu ok. 7,9 : 1). Jak wiadomo sprężarka taka w porównaniu ze sprężarkami osiowymi lub nawet mieszczącymi wykazuje — poza prostotą konstrukcji i technologii — b. dużą odporność na uszkodzenia przez ciała obce i erozję, nie ulega uszkodzeniom zmęczeniowym i w mniejszym stopniu traci sprawność wskutek zanieczyszczenia. Logicznym następstwem zastosowania sprężarki osiowej było wyposażenie silnika w zwrotną komorę spalania, która dzięki stosunkowo dużej średnicy, dostosowanej do średnicy dyfuzora sprężarki, umożliwia umieszczenie turbiny wewnątrz komory, a tym samym znaczne skrócenie zespołu wirującego i silnika. Zwrotna komora spalania stanowi poza tym dodatkowe zabezpieczenie na wypadek urwania się łopatek wirników turbiny. Tarce trzystopniowej turbiny są odlewane w całości z łopatkami, wirniki sprężarki są kute z tytanu. Przekładnia śmigła z dynamometrem do pomiaru momentu obrotowego jest typu rozgałęzionego, przy czym osi śmigła jest przesunięta w górę. Silnik jest zaopatrzony w chłodnicę oleju chłodzoną za pomocą paliwa.

Istnieje szereg wersji silnika TPE331 o mocach od 575 KM (605 eKM) do 850 KM (895 eKM). Jednostkowe zużycie paliwa wynosi ok. 0,280 kG/eKMh, a ciężar — ok. 130 kG. Okres międzynaaprawczy silnika ma do końca br. osiągnąć 3000 h.

Oddzielnego omówienia wymaga system sterowania silnika TPE331. Pilot steruje pracą silnika za pomocą dwóch dźwigni — dźwignią przepustnicy (mocy) i dźwignią skoku śmigła (prędkości obrotowej). Dźwignia skoku śmigła ma cztery położenia: start — maks. prędkość obrotowa, przelot — ok. 96% maks. prędkości obrotowej, kołowanie — bieg jałowy na ziemi, ustawienie śmigła w chorągiewkę. W czasie rozruchu

silnika dźwignię skoku ustawia się w położenie biegu luzem, a dźwignię przepustnicy — w położenie „rozruch”. Łopaty śmigła są wówczas zablokowane na najmniejszym kącie. Do kołowania łopaty śmigła zostają odblokowane przez ustawienie dźwigni przepustnicy w położenie „ciąg odwrócony”; w czasie kołowania możliwa jest b. dokładna regulacja ciągu — dźwignią przepustnicy — i hamowanie przez odwrócenie ciągu, dzięki czemu nie ma potrzeby używania hamulców. Do startu dźwignię skoku ustawia się w położenie startowe, a dźwignię przepustnicy przesuwają się do przodu aż do chwili osiągnięcia maksymalnej temperatury na wylocie lub górnej granicy momentu obrotowego. W warunkach przelotowych następuje dalsze obniżenie temperatury oraz zmniejszenie prędkości obrotowej do ok. 96% maksymalnej. W czasie schodzenia, podchodzenia i lądowania maksymalną prędkość opadania uzyskuje się przez cofnięcie dźwigni przepustnicy w położenie „bieg jałowy w locie”. Po przyziemieniu pilot ustawia dźwignię przepustnicy w zakresie „ciąg odwrócony”. Powoduje to włączenie układu sterowania „Beta” działającego w zakresie małych skoków śmigła i polegającego na bezpośrednim, mechanicznym ustawianiu skoku śmigła. Jest to zrealizowane przez sprzęgnięcie dźwigni przepustnicy z mechanizmem przestawiania skoku śmigła. W zakresie sterowania „Beta” każdemu ustawieniu dźwigni przepustnicy odpowiada określony skok śmigła i określony wydatek paliwa.

W skład układu sterowania wchodzi również urządzenie zabezpieczające przed działaniem na silnik zbyt dużego ujemnego momentu obrotowego. Gdy w przypadku odjęcia dopływu paliwa lub uszkodzenia silnika ujemny moment obrotowy — mierzony dynamometrem w przekładni śmigła — przekroczy wartość odpowiadającą ujemnej mocy 25 KM, zostaje odcięty dopływ oleju do mechanizmu przestawiania skoku śmigła, wskutek czego śmigło ustawia się w chorągiewkę. Urządzenie to działa również w czasie rozruchu silnika w locie (przez wiatrakowanie śmigła). Powoduje ono wówczas cykliczną zmianę skoku śmigła, dzięki czemu moment napędzający silnik jest w przybliżeniu stały.

Silniki AiResearch-Garrett TPE331 napędzają obecnie kilka typów samolotów wielocelowych (Short „Skyvan”, Farichild Hiller „Heli Porter”), służbowych (Mitsubishi MU-2, Aero „Turbo-Commander”) i pasażerskich na linie lokalne (Potez 842, H. P. „Jet-stream”) oraz samoloty bojowe COIN — amerykański North American „Bronco” i brazylijski Neiva „Turbo-Universal”. Na samolocie Fletcher FU-24 bada się celowość zastosowania tych silników do napędu samolotów rolniczych.

W.K.

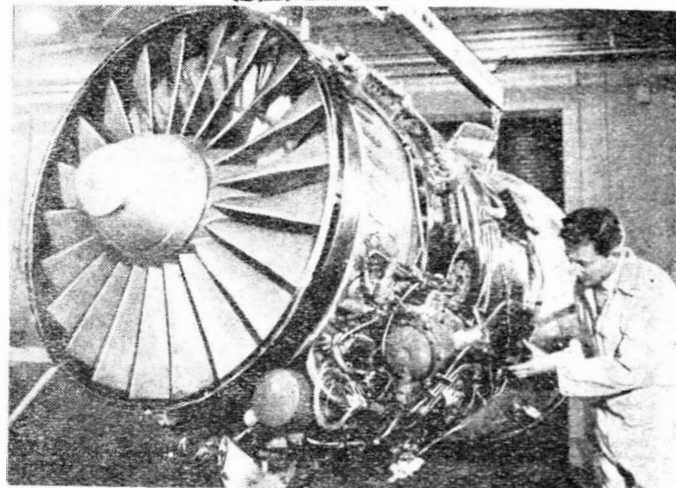
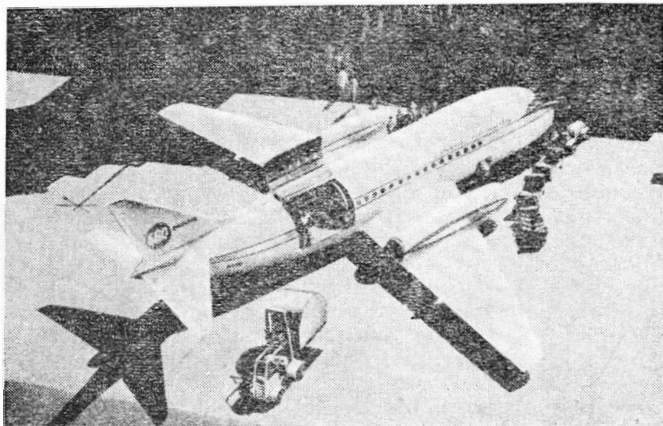
## Projekt samolotu pasażerskiego na krótsze trasy z silnikami nowej generacji

Nowa generacja silników dwuprzepływowych o dużych stosunkach wydatków zmniejszy znacznie koszty eksploatacyjne samolotów pasażerskich i umożliwi dzięki temu odrzutowym samolotom pasażerskim konkurowanie z samolotami śmigłowo-

wersji towarowej mieści się w nim 5 standardowych palet (2,23 m × 3,17 m). W celu przystosowania kabiny do przewozu towarów, fotele pasażerskie rozmontowuje się i umieszcza w tylnej części kabiny, a półki na podręczny bagaż opusz-

stawania się do silników ciał obcych; ciągłość powierzchni klap; istnienie pionowej składowej ciągu jako wynik odchylenia strumieni wylotowych ku górze, co na ziemi ułatwia manewrowanie i zmniejsza recyrkulację gazów (zasysanie gazów przez silniki); mniejsze niebezpieczeństwo uszkodzenia silników w przypadku przymusowego lądowania.

Jeżeli zapadnie decyzja realizacji projektu, samolot CV-660 zostanie wprowadzony do eksploatacji w latach 1971—1972. Cena samolotu będzie wynosić poniżej 3 milionów dol.



wymi — z silnikami tłokowymi i turbinowymi — na trasach o długościach do 160 km. Możliwość taka nie istnieje w przypadku stosowania silników dwuprzepływowych pierwszej generacji, o ile nie zwiększy się stopnia wykorzystania miejsc pasażerskich.

Silniki dwuprzepływowe o dużych stosunkach wydatków budują firmy General Electric, Pratt and Whitney i Rolls-Royce. Najbardziej przoduujące rozwiązanie stanowią trójwałowe silniki Rolls-Royce. Jak wiadomo, należy do nich m.in. silnik RB. 203 „Trent” o ciągu startowym 4400 kG. Jego jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych jest o 21% mniejsze od zużycia paliwa silnika dwuprzepływowego poprzedniej generacji Rolls-Royce RB. 183 „Spey Junior” (o ciągu 4000 kG). Firma Convair (General Dynamics) zamierza wykorzystać silnik „Trent” do napędu projektowanego dwusilnikowego samolotu pasażerskiego na krótkie trasy CV-660, którego kabina ma mieścić 88 pasażerów umożliwiając przy tym szybkie przystosowanie jej do zadań towarowych. Samolot ma też być eksploatowany w wersji mieszanej, pasażersko-towarowej.

Kadłub o przekroju kołowym ma szerokość 3,75 m, dzięki czemu w

chodzi się w dół. Wejście pasażerskie ma własne schodki i znajduje się w przedniej części kadłuba, towary są ładowane przez luk, z podnoszoną do góry klapą, w tylnej części kadłuba. Pod kabiną znajduje się dodatkowe pomieszczenie towarowe o objętości 16,4 m<sup>3</sup>.

Skrzydło ma niewielki skos — 19,5° na 25% cięciwy. Silniki są zabudowane na jego górnej powierzchni. Taka zabudowa silników ma szereg zalet: możliwość obniżenia podwozia; mniejsze niebezpieczeństwo do-

### Dane samolotu

Rozpiętość 26,0 m; długość 25,0 m; wysokość 9,5 m; powierzchnia skrzydła 75,7 m<sup>2</sup>; ciężar startowy 28 350 kG; ciężar przy lądowaniu 27 900 kG; maks. ciężar bez paliwa 25 000 kG; normalny zapas paliwa 5250 kG; zapas paliwa w dodatkowych zbiornikach 3000 kG; ciężar własny 17 200 kG; maks. prędkość przelotowa 848 km/h.

W.K.

## Samolot pasażerski o skróconym starcie

Firma McDonnell Douglas zaprojektowała samolot pasażerski o skróconym starcie napędzany czterema turbinowymi silnikami śmigłowymi i przewożący 90—100 pasażerów na odległość przynajmniej 300 km. Projekt nosi oznaczenie Model 210E i jest oparty o prace i osiągnięcia w dziedzinie samolotów STOL firmy Breguet. Podobno projektowany samolot wykazuje znaczne podobieństwo do samolotu Breguet 944. Przewiduje się zastosowanie do napędu silników General Electric (opartych prawdopodobnie o wytwornicę gazu

GE.1 — przyp. autora), które na wysokości 6000 m zapewniać będą prędkość przelotową ok. 720 km/h. Projekt został przedstawiony do zaopiniowania towarzystwu Eastern Air Lines. Obecnie firmy McDonnell Douglas i Breguet przekazują po jednym samolocie STOL (licencyjny 188E i Br. 941S) do próbnej eksploatacji, która będzie przeprowadzona wspólnie przez FAA, NASA, Eastern Air Lines i Pan American między centrami miast wschodniego wybrzeża USA.

W.K.



# Samolot

## pionowego startu

### „Hummingbird“ 2



Halę montażową wytwórni Lockheed w Georgia opuścił doświadczalny dwuosobowy samolot pionowego startu XV-4B „Hummingbird” 2. Jest on rozwojową wersją samolotu „Hummingbird” 1 i jest wyposażony w dwa silniki nośno-napędowe (ze sterowanym wektorem ciągu) General Electric J85-19, zabudowane w gondolach przykadłubowych, i w dwa

silniki nośne J85-19, umieszczone w środkowej części kadłuba. Jak wiadomo, w przypadku samolotu „Hummingbird” 1 siła nośna w czasie pionowego startu była wytwarzana

przez urządzenie ejektorowe zasilane przez gazy wylotowe dwóch odrzutowych silników napędowych.

W.K.

## Nowa generacja śmigłowców Bell

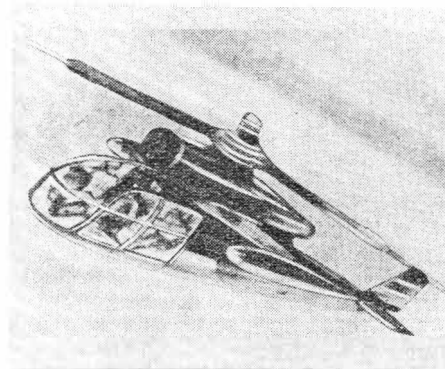
Aby spełnić wymagania armii amerykańskiej wypływające z doświadczeń uzyskanych z praktycznego zastosowania śmigłowców w Wietnamie, firma Bell opracowuje wspólnie z kanadyjską firmą UACL dwusilnikową wersję znanego śmigłowca UH-1D „Huey”. Śmigłowiec będzie napędzany przez dwa silniki PT6T-3 o mocy na wale 850 KM. Silniki są połączone wspólną przekładnią. Zastosowanie dwóch silników znakomicie zwiększa bezpieczeństwo i po-

lepsza własności lotne śmigłowca (pozwala np. na lot na jednym silniku pracującym na mocy nominalnej, dzięki czemu zmniejsza się zużycie paliwa), co ma szczególne znaczenie w trudnych warunkach eksploatacyjnych. Na jesieni 1969 r. jest przewidziane wydanie zaświadczenia zgodności FAA, dzięki czemu śmigłowiec będzie mógł być używany również do celów cywilnych.

W.K.

silnikami odrzutowymi. Wirnik jest prawdopodobnie napędzany w sposób ciśnieniowy gorącymi gazami z silników. W końcu rozważa się projekt budowy lekkiego śmigłowca z silnikiem dwuprzepływowym (rys. 3).

3

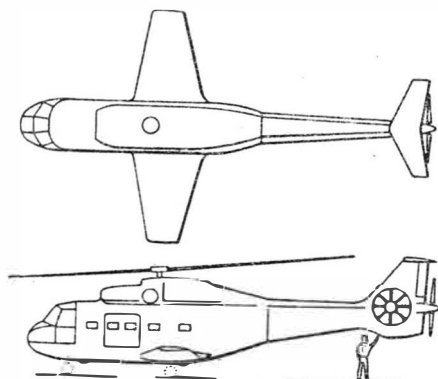


## Nowe projekty śmigłowców Sud-Aviation

Projektanci z firmy Sud-Aviation opracowują obecnie szereg projektów śmigłowców z dodatkowym ciągiem. Pierwszym z nich jest wersja

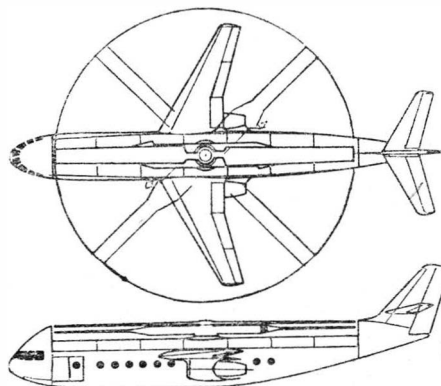
wirnika nośnego) — rys. 1. Śmigłowiec ten, napędzany dwoma silnikami Turbomeca „Turmo” 3C-4, będzie mógł przewozić 20 żołnierzy na od-

1



rozwojowa śmigłowca transportowego SA. 330, nosząca oznaczenie SA. 330C, ze śmigłem pchającym i obudowanym wentylatorem ogonowym (równoważącym moment od

2



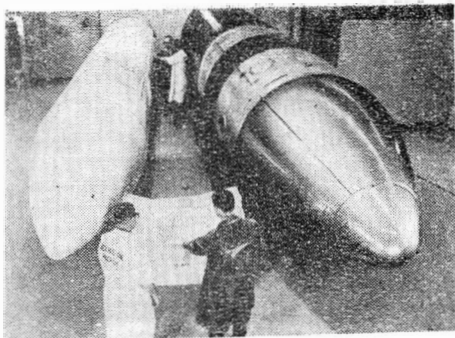
ległość 600 km. Następny projekt dotyczy dużego śmigłowca pasażerskiego (rys. 2) z 6-łopatowym chowanym do kadłuba wirnikiem i dwoma zabudowanymi pod skrzydłem

Powietrze z kanału zewnętrznego silnika ma napędzać wirnik za pośrednictwem dysz umieszczonych w połowie długości jego łopatek. Śmigłowiec latałby z prędkością 400 km/h.

W.K.

## Rakieta balistyczna „Poseidon“

Rakiety balistyczne średniego zasięgu „Polaris” A-3 (na lewo na załączonej fotografii), które stanowią uzbrojenie amerykańskich atomowych okrętów podwodnych, mają być wkrótce zastąpione przez rakiety o 8-krotnie większej sile wybuchowej — „Poseidon”. Rakiety „Poseidon” są budowane — podobnie jak „Polaris” — przez firmę Lockheed Missiles and Space Co. i są zapatrzone w głowicę bojową typu MIRV (Multiple Individual Reentry



Vehicle). Jest to głowica z szeregiem oddzielnych ładunków (rakietą „Po-

## Komora marsowa

Dla przeprowadzania badań urządzeń, które będą w przyszłości wysyłane na powierzchnię Marsa, zbudowano w Stanach Zjednoczonych komorę doświadczalną, w której odzwierciedla się warunki istniejące na Marsie. Komora ma wymiary  $4,2 \times 4,2 \times 10,5$  m i wypełniona jest mieszaniną dwutlenku węgla, azotu i argonu o odpowiednim ciśnieniu. W komorze można wytwarzać sztuczny wiatr o prędkości od 30 do 165 m/sek. Pył marsowy naśladuje się ziarnami kwarcu o rozmiarach: po-

seidon" ma 10 ładunków) atomowych lub wodorowych, które mogą być kierowane na różne cele lub wspólnie na jeden cel. Modyfikacje konieczne do zainstalowania nowych rakiet będą przeprowadzone na 31 spośród 41 amerykańskich atomowych okrętach podwodnych. Należy dodać, że w głowice MIRV będą również wyposażone rakiety międzykontynentalne „Minuteman” 3; głowice tych rakiet będą posiadać obok prawdziwych także fałszywe ładunki bojowe dla mylenia nieprzyjacielskiej obrony przeciwrakietowej.

W.K.

niżej 0,040 mm;  $0,105 \div 0,210$  i  $0,297 \div 0,420$  mm, a także ziarnami cukru o rozmiarach mniejszych od 0,040 mm. Przy ciśnieniu wewnętrznym 100 mm Hg (znacznie większym niż na Marsie) ziarna kwarcu były podrywane przy prędkości wiatru większej niż 60 m/sek (w warunkach ziemskiego ciężenia — 2,5 raza większego niż na Marsie). Ilość podrywanego pyłu wahała się od 0,01 do 0,1 G/m<sup>3</sup>, zależnie od ciśnienia w komorze. Przy prędkości wiatru 160 m/sek pył wywoływał silną erozję, przy prędkości 90 m/sek — znacznie słabszą.

A.M.

## Nowy typ amortyzatora pojemników kosmicznych

W trakcie badań znajduje się obecnie w Stanach Zjednoczonych amortyzator dla niewielkich pojemników kosmicznych wykonany w postaci otaczającego aparat kosmiczny pęcherza plastikowego podzielonego na 20 przedziałów wewnętrznych i wypełnionego gazem o ciśnieniu 1 kG/cm<sup>2</sup>. W chwili uderzenia o grunt gaz z najbardziej zgniecionych części przenika przez odpowiednie zawory do przedziałów, gdzie panuje

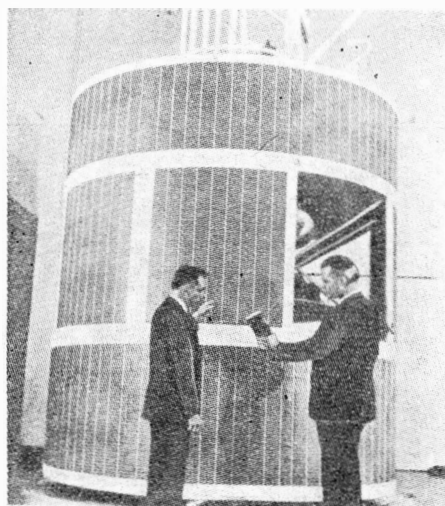
mniejsze ciśnienie, a później znów powraca do części zgniecionych, nadając im poprzedni kształt. Okazuje się, że można w ten sposób zamortyzować uderzenie z prędkością 45,8 m/sek, czemu towarzyszy jednak przeciążenie do 1000 g. Pojemnik odbija się przy tym od gruntu z prędkością 10,7 m/sek i dopiero po kilku podskokach ostatecznie osiada na nim.

A.M.

## Nowy satelita łącznościowy

Firma Lockheed Missiles and Space Co. zajmuje się rozwojem i budową satelity łącznościowego Intelsat 4. W połowie lat siedemdziesiątych zostanie on umieszczony na orbicie synchronicznej (stacjonarnej) i będzie umożliwiał równoczesne przekazywanie 7000 do 10 000 rozmów telefonicznych albo 12 do 16 programów telewizyjnych lub pewnych kombinacji rozmów i programów telewizyjnych między Płn. Ameryką a Europą. Średnica satelity wynosi 2,74 m, wysokość 4,88 m, masa na orbicie 488 kg. Zdjęcie przedstawia makietę satelity w naturalnej wielkości.

W.K.



## Wysokoenergetyczne paliwa rakietowe

Instytut paliw rakietowych i instytut chemicznych napędów rakietowych — należące do DVL-u.R (NRF) — zajmują się w ramach tzw. programu HET rozwojem wysokoenergetycznych paliw rakietowych, ponieważ stwierdzono, że kombinacja ciekły tlen — ciekły wodór nie stanowi optymalnego paliwa. Przeprowadza się próby z ciekłymi mieszaninami różnych paliw z ciekłym wodorem, amoniakiem, hydrazyną i olejem gazowym. Bada się również utleniacze — ciekły tlen, fluor i tzw. mieszaninę FLOX (ciekły fluor z ciekłym tlenem). Najwięcej uwagi poświęca się kombinacjom fluor (hydrazyna i fluor) — amoniak. Poza tym bada się paliwa z dodatkami stałymi, jak lit, wodorek litu i beryl, aby uzyskać potrzebne dane do budowy silników na wysokoenergetyczne mieszane (hybrydowe) materiały pędne, jak np. wodorek litu (fluor i wodorek litu) — dający się magazynować związek fluoru.

Dalszym punktem programu HET jest badanie stateczności spalania wysokoenergetycznych mieszanin paliw. Zaplanowane prace doświadczalne mają na celu poznanie istoty niestateczności spalania oraz określenie warunków, w których niestateczność spalania może być na tyle wytłumiona, że nie wywiera większego wpływu na pracę silnika.

W.K.

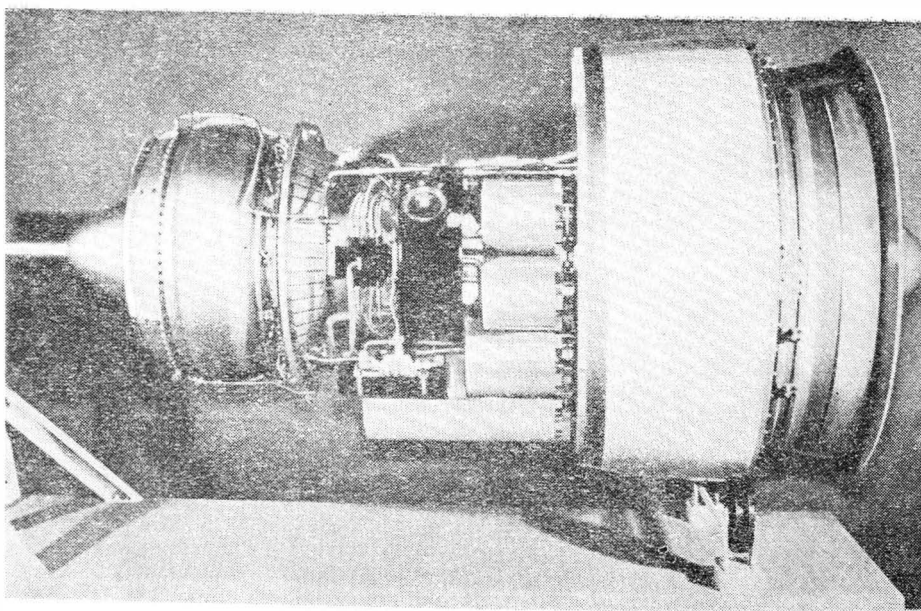
## Nowa koncepcja silnika do napędu szybkich śmigłowców

Laboratorium materiałowe armii lądowej USA (Army Material Laboratories, Ft. Eutis) zleciło przeprowadzenie analizy możliwości optymalnego rozwiązania silnika wentylatorowego, który mógłby służyć równocześnie do wytwarzania ciągu i napędu wirnika nośnego szybkich śmigłowców. Przypuszcza się, że silnikiem takim mógłby być silnik wentylatorowo-wałowy z przestawialnymi łopatkami kierownicy wentylatora, które w czasie startu śmigłowca zamykałyby przepływ powietrza przez wentylator umożliwiając w ten sposób przekazywanie większej mocy na wał napędzający przekładnię silnika.

W.K.

## Silnik wentylatorowy do samolotów przeciw okrętom podwodnym

Załączona fotografia przedstawia makietę naturalnej wielkości silnika wentylatorowego o dużym stosunku wydatków General Electric TF 34. Silnik ma jednozespołową sprężarkę z przestawialnymi łopatkami kierownic, turbinę sprężarki z chłodzonymi łopatkami i jedno-stopniowy wentylator. Powstał on prawdopodobnie przez zmniejszenie silnika TF 39, napędzającego samolot C-5A „Galaxy”. Silnik TF 34 będzie zastosowany do napędu zaprojektowanego na zlecenie US Navy samolotu do zwalczania okrętów podwodnych. Fakt ten potwierdza przewidywania, że silniki wentylatorowe wyprą w niedalekiej przyszłości silniki śmigłowe z napędu

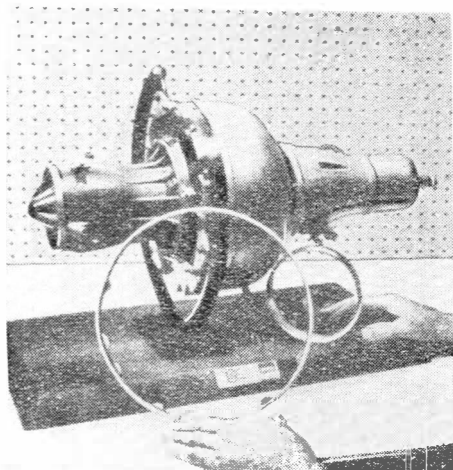


dużych samolotów, takich jak samoloty patrolowe, wczesnego ostrzegania, do wykrywania i zwalczania okrętów podwodnych i w ogóle sa-

moloty, od których wymaga się długiego utrzymywania się w powietrzu.

W.K.

## Mały silnik odrzutowy



Na latającym celu Northrop NV-105 zabudowano mały silnik odrzutowy Williams Research Corp. WR 24-6 o ciągu 57 kG, ciężarze poniżej 14 kG, długości 35,6 cm i średnicy 28 cm.

W.K.

## Pojemniki z wyposażeniem rozpoznawczym

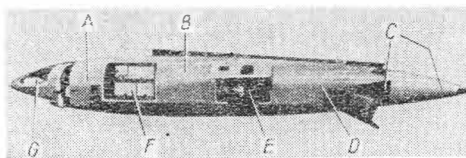
Na wystawie w Hanowerze angielska firma EMI Electronics Ltd. pokazała podwieszany pojemnik z wyposażeniem rozpoznawczym (rys. 1), opracowany specjalnie do samolotu „Phantom”. Pojemnik ma długość 7,32 m i jest zaopatrzony w autonomiczny układ klimatyzacyjny. Po-

jemnik zawiera nadajnik i odbiornik radarowy (A), wyposażenie na podczerwień (B), źródło prądu (C), radarowe urządzenie „fotograficzne” (D), kamery (E) i (G) i radarowy modulator — przetwornik danych (F).

Do mniejszych samolotów, takich jak „Jaguar” i „Harrier” firma EMI opracowała pojemnik o długości 2,44 m z fotograficznym urządzeniem na podczerwień typu Linescan. Urządzenie to działa na zasadzie fotografovania — przy wykorzystaniu promieniowania podczerwonego — poszczególnych pasków terenu i składa się z kamery, rejestratora, przyrządu rozkładającego obraz na paski i przetwornika informacji. Przyrząd do rozkładania obrazu (ciężar 13,6 kG, długość 68,6 cm, średnica 18,5 cm) obejmuje dwustronne lustro ustawione pod kątem 45° i szereg czujników promieni podczerwonych, które równocześnie „wymacują” leżące obok siebie pasy terenu. Układ jest napędzany sprężonym powietrzem (283 l/min), a czujniki są chłodzone ciekłym azotem. Przyrząd rejestrujący jest zaopatrzony w żarzoną lampę wyładowującą i kreśli na filmie, który przesuwają się ponad gło-

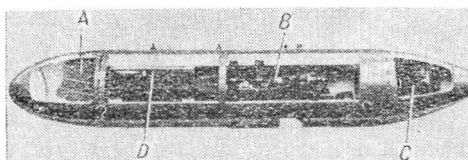
wicą fotograficzną z prędkością proporcjonalną do prędkości lotu, obraz terenu. Przyrząd ten może być również wykonany w wersji przekazującej obrazy bezpośrednio do stanowisk naziemnych lub do kabiny pilota. Dane dotyczące warunków lotu są przekazywane z systemu nawigacji bezwładnościowej do przetwornika informacji, który przekształca je w dane liczbowe w układzie binarnym, przyporządkowane następnie odpowiedniemu impulsowi wejściowemu. Wysokość lotu, w której system może być używany, wynosi od 60 do 6000 m, czas fotografowania na filmie 70 mm — 30 min. Ciężar całego wyposażenia łącznie ze źródłem sprężonego powietrza nie przekracza 55 kG i ma być jeszcze zmniejszony o 20 kG. W połowie 1970 r. ma być gotowy pierwszy prototyp systemu do prób w locie, początek produkcji seryjnej jest zaplanowany na połowę 1971 r. Pojemnik przedstawia rys. 2, na którym oznaczają: A — kamera, B — przyrząd do rozkładania obrazu, C — przetwornik informacji, D — rejestrator.

W.K.



## Sterowanie liczbowe w jedenastu osiach

W miarę wzrostu paneli płytów istnieje potrzeba budowania coraz większych obrabiarek i coraz bardziej złożonych układów sterowania. Jeden z najbardziej złożonych układów sterowania zainstalowany został na specjalnej obrabiarce pracującej w zakładach lotniczych Avco



Corporation w Nashville. Obrabiarka przypomina budową strugarkę podłużną z tym, że stół stanowi element nieruchomy natomiast brama z suportami wykonuje ruch wzdłuż łoża maszyny. Długość łoża wynosi 22 m, szerokość 4,5 m, dwuprowadnicowa brama suportowa ma długość 4,8 m. Na każdym zespole prowadnic znajdują się po 4 głowice: 4 z przodu i 4 z tyłu. Na obrabiarce można wykonywać panele płata o długości ponad 15 m. Brama suportowa przesuwana się wzdłuż łoża na odległość 22 m. Przednie i tylne prowadnice sterowane są niezależnie. Na każdej prowadnicy znajduje się po 4 głowice poruszające się równocześnie. Po jednej z głowic na każdej prowadnicy można sterować niezależnie, pozostałe mogą poruszać się wspólnie lub być uniesione do pozycji wyczekiwania. Dzięki takiej kombinacji można równocześnie obrabiać 4 części po obu stronach. Układ wrzecion głowic przednich jest równoległy do ruchu poprzecznego, a tylnych czterech głowic równoległy do osi pionowych. Pozwala to na stosowanie szerokiego asortymentu narzędzi. 8 głowic sterowanych jest niezależnie, przy czym wykorzystano tu interpolację liniową pozwalającą na obróbkę prostoliniową. Dla umożliwienia obróbki kształtowej złożonego obrysu paneli dodano 3 kanały z interpolacją kołową. Stąd powstało sterowanie w jedenastu osiach. Pełny program obrabiarki może obejmować 500 go-

dzin pracy. Jest to przeciętna długość dla panelu płata. Każde ustawienie czterech paneli wymaga 12 do 13 godzin czasu obróbki przy uwzględnieniu czterech wymian narzędzi. Używając głowic przednich i tylnych wszystkie 4 części obrabia się równocześnie. Osiągane tolerancje ostateczne panelu wynoszą  $\pm 0,15$  mm. Poza jedenastu osiami sterowania obrabiarka dysponuje układem sekwencyjnym, wskaźnikami położenia, wejściem tarczowym, kompensacją narzędzi w trzech osiach oraz pełnym sterowaniem ręcznym.

A.G.

## Węglik na osnowie stali

W ostatnich latach opracowano nowy materiał narzędziowy, który cechuje znacznie wyższą trwałość (kilkanaście do kilkudziesięciu razy) w stosunku do stali narzędziowych. Mimo nieco wyższych początkowych kosztów wytwarzania narzędzi z tego materiału w sumie, po uwzględnieniu ich trwałości i całkowitej żywotności, dają znacznie mniejszy udział w koszcie pojedynczego przedmiotu wytworzonego tym narzędziem. Materiałem tym są żelazne stopy spiekane zawierające 20 do 70% węglików metali żaroodpornych; pozostałość stanowi stal, w której zawartość żelaza nie powinna być niższa od 60%. Obecnie produkowa-

ne są już materiały tej grupy na osnowie stali stopowych, stali szybko-krotnących, stali martenzytycznych niskowęglowych, stali nierdzewnych, stopów na osnowie niklu itp. W zależności od stali wiążącej i od węglików otrzymuje się całą gamę materiałów o różnych właściwościach.

Ich dużą zaletą jest możliwość obróbki w stanie miękkim, jak stali narzędziowych, a po zahartowaniu uzyskiwanie twardości i odporności na zużycie równej węglikom spiekany. Jeżeli uwzględnić wysoką stabilność tych materiałów, przy minimalnym współczynniku zmian wymiarowych w czasie obróbki cieplnej nie przekraczającym 0,04%, to można dopuścić obróbkę matryc i narzędzi na gotowo w stanie wyżarzonym. Przy bardzo wysokich wymaganiach pozostawia się na szlifowanie rze więcej niż 0,02 do 0,05 mm. Do zalet należy zaliczyć dodatkowo niski ciężar właściwy, równy połowie ciężaru właściwego węglików spiekanych, a nawet niższy od stali o 15%.

Ponadto materiał ten daje lepszą smarowność, wyższą gładkość, wyższą odporność na uderzenia, magnetyczność większości rodzajów tej grupy, spawalność i inne. Materiały te stosuje się na matryce, tłoczniaki, stemple, okrojniki i wiele innych. Wszędzie stwierdzono ich bezsporną wyższość nad stalami narzędziowymi, pod warunkiem dużych serii wykonywanych przedmiotów.

A.G.

# KRONIKA

● Nie przez sentyment dla lotnictwa lecz w wyniku rozsądnego spojrzenia na rzeczywistość powinno się poprzeć i realizować w całej rozciągłości przedzjazdowe wnioski załogi przedsiębiorstwa PLL „LOT”. Poniżej przytaczamy najważniejsze tezy.

● Zwiększyć tempo wzrostu transportu lotniczego w celu wyrównania dysproporcji w stosunku do innych przewoźników i do udziału polskiego handlu zagranicznego w handlu światowym.

● Zwiększyć wysiłki w celu rozwinięcia najbardziej efektywnych dewizowo przewozów na zagranicznych liniach dalekie-

go zasięgu, w tym linii północno-atlantycznej i w miarę możliwości linii europejskich.

● Transport lotniczy potraktować jako dziedzinę, której możliwości konkurowania na rynkach zagranicznych są szczególnie duże, co powinno znaleźć wyraz w przydziale odpowiednich środków inwestycyjnych.

● Zwiększyć samodzielność przedsiębiorstwa przy podejmowaniu decyzji związanych z jego działalnością.

● Dokonać optymalnego wyboru dostaw sprzętu do 1975 r. z uwzględnieniem potrzeb linii dalekiego zasięgu.

● Duże znaczenie dla przyszłości lotnictwa komunikacyjnego przywiązujemy do aneksu PLL „LOT” do uchwały Konferencji Dzielnicowej PZPR Warszawa-Ochota. Podajemy treść tego aneksu:

Konferencja Dzielnicowa uznaje za niezbędne podjęcie wiążących decyzji przez odpowiednie instancje partyjne i władze państwowe w sprawie dalszego rozwoju cywilnego lotnictwa komunikacyjnego. Zachodzi potrzeba ponownego opracowania kompleksowych wytycznych do planu na najbliższą pięcioletkę i planu perspektywicznego, zapewniających wysokie tempo wzrostu przewozów i pełną zgodność zadań ze środkami materialnymi i organizacyjnymi.

## POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

### Pomoce inżyniera prób w locie

Dokończenie z nru 11/68 —►

### 40 years of the polish civil air transport Polskie Linie Lotnicze „LOT” in 1929—1939

The development of polish civil air transport begun in 1922, when private companies organized the first domestic air lines. At the end 1928 these companies were cancelled and their flying park and personel turned over to formed in 1 January 1929 the state company Polskie Linie Lotnicze „LOT”. In 1930—1932 the flying park was modernized and based on produced in the country under dutch licence Fokker F VII aircraft. In 1936 the modern passenger aircraft Douglas DC-2 and Lockheed „Electra” and later Lockheed 14H were purchased, what enabled the rapid growth of polish civil air transport. In the tables the technical data of the passenger aircraft exploited in the Poland in 1931 and in 1936—1939 and the exploitation results of the „LOT” in 1929—1938 were presented.

### The advancements in the programme „Apollo”

In this article the „Apollo” tests carried-out after the tragic death of three american astronauts in 27 January 1967 — the first flight of the rocket „Saturn” 5 with the „Apollo” spacecraft, the tests of the lunar vehicle LEM on the earth orbit and the second flight of the rocket „Saturn” 5 — are presented and the preparations for manned „Apollo” spacecraft flight in 1968 and 1969 are discussed.

### A method of calculating critical rotating speeds of hinged rotors

In the article the influence of gyroscope momenta on critical rotating speeds of hinged rotors is discussed. The charts of first critical rotating speeds for the rotors of constant cross-area and rigid supports are given. The matrix method of calculating the critical rotating speeds of the rotors of variable cross-area and elastic supports is described. The accuracy of this method is analysed and the calculation results for the typical hinged rotor are presented. The influence of the support elasticity on critical speeds and corresponding yield lines of the rotor is explained.

### A special case of helicopter instability on the ground

The equilibrium conditions for helicopter with operating and non — operating power system on the ground are discussed, the formulae for turningover and returning moments acting on helicopter on the ground are given and the charts of these moments and of critical inclination angle for SM-1 helicopter are presented. The conclusions and recommendations for pilot in event of helicopter stability loss on the ground are formulated.

### Shape of the bow shock wave in straight-line accelerated flight

#### Part I: Constant acceleration

In the article the results of calculating the position and shape of the bow shock wave in straight-line flight with constant acceleration are presented. These results were obtained using the method elaborated by the authors. According to the theory of sonic boom the bow wave moves perpendicularly to itself with the velocity equal to the local sonic velocity. The calculations were carried-out at the simplifying assumptions that the sonic velocity is constant and equal to 328.5 m/s (what corresponds the altitude of 3 km) and that the wind velocity is zero. The results presented in the article explain the influence of flight altitude, aircraft acceleration and Mach number on position and shape of the bow shock wave.

# Co piszą inni...

## Nadplastyczność metali

Już przed kilkunastu laty wysunięto hipotezę o możliwości wytwarzania stopów metali o właściwościach nadplastycznych.

Aby osiągnąć nadplastyczność, należy dążyć do jak największego ujednoczenia struktury metalu, tak aby przypominał swą budową szkło lub polimery plastyczne. W stanie nadplastyczności zostaje zniszczona krystaliczna budowa, metal staje się zbiorowiskiem nie uporządkowanych molekuł. W takim stanie metale można rozciągać o 1500%, tj. 15 razy, podczas gdy zwykle metale nie dają się rozciągać więcej niż do 150% początkowej długości.

Właściwość nadplastyczności osiągają specjalne stopy składające się z kobaltu, niklu i żelaza oraz w mniejszych ilościach z glinu i tantalu i jeszcze mniejszych ilości cyrkonu i boru. Takie stopy metaliczne mogą być tak ciągliwe jak guma i to w temperaturach nie przekraczających kilkuset stopni Celsjusza. „Wynalazczość i Racjonalizacja”, nr 10 z 1968 r.

## Możliwości badawcze i rozwojowe potencjału konstruktorskiego

Znaczenie badań dla rozwoju gospodarczego w krajach rozwiniętych przemysłowo przyczynia się do powszechnego zainteresowania cechami potencjału badawczego i czynnikami warunkującymi jego rozwój. Szczególna rola postępu technicznego i wdrażania zdobyczy nauki dla rozwoju gospodarczego naszego kraju w najbliższych latach dyktuje konieczność poświęcenia odpowiedniej uwagi problemom rozwoju badań w kraju z właściwym akcentem na zagadnienia współpracy badań z produkcją. O zagadnieniu tym pisze „Przegląd Mechaniczny” w nrze 13 z 1968 r.

## Przegląd produkcji polskiej elektronicznej aparatury pomiarowej

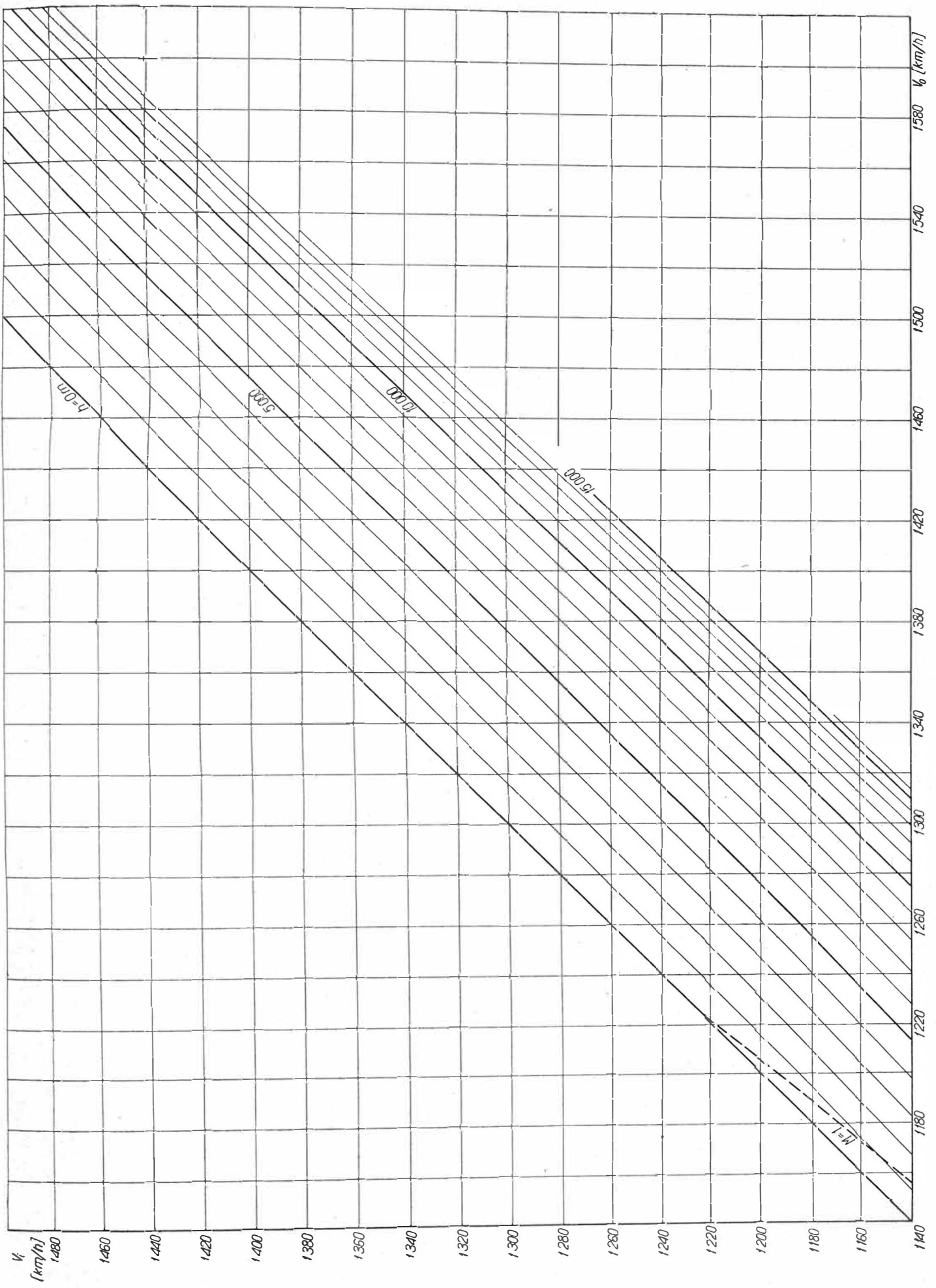
Obraz aktualnego stanu produkcji aparatury pomiarowej w Polsce oraz historię jej rozwoju zamieszcza nr 9 z 1968 r. „Pomiarów, Automatyki i Kontroli”. Dane zawarte w artykule mogą stanowić encyklopedyczne źródło informacji technicznej i handlowej dla aktualnych i przyszłych użytkowników tej aparatury.

## Jak poprawić stan bezpieczeństwa pracy w zakładach przemysłowych

Przeprowadzanie psychologicznej analizy wypadków przez psychologów zakładowych jest zbyt jednostronne, zajmują się oni głównie przyczynami tzw. subiektywnymi, a nie doceniają czynników natury materialnej, które decydują nie tylko o wydajności, ale i o bezpieczeństwie pracy. Rozważania na ten temat przeprowadza mgr Zofia Brzezińska i zwraca uwagę, że tylko systematyczne badania przyczyn wypadków, które są przeważnie „mieszane”, ułatwiają podejmowanie trafniejszych kroków zmierzających do poprawy stanu bezpieczeństwa. „Ochrona Pracy”, nr 11 z 1968 r.

## Nowy izolowany uchwyt spawalniczy

Produkowany w kraju uchwyt do elektrod nie jest izolowany, nadmiernie się nagrzewa przy dużych prądach, stwarza zagrożenie przez porażenie prądem oraz niebezpieczeństwo zwarcia w przypadku zetknięcia uchwytu z konstrukcją spawaną. Może to spowodować uszkodzenie spawarki, a nawet pożar. Ponadto uchwyt ten nie ma ściśle określonego zakresu zastosowania. Z tych powodów Zakład Budowy Urządzeń Spawalniczych w Gliwicach opracowuje konstrukcję uchwytu na podstawie założeń zatwierdzonych przez Radę Techniczną przy Instytucie Spawalnictwa. Opis techniczny tego uchwytu w dwóch wielkościach zamieszcza „Ochrona Pracy” w nrze 11 z 1968 r.



## Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

1. Na plenarnym posiedzeniu Zarządu Głównego SIMP, poświęconym podsumowaniu wniosków z dyskusji przedjazdowej, przewodniczący Sekcji Lotniczej kol. T. Kostia wypowiedział się na temat stabilizacji kadr pracowników lotnictwa.

Wnioski sprecyzowane — w tym duchu — w nawiązaniu do uchwał powziętych na:

— V Kongresie Techników Polskich  
— 33 Walnym Zjeździe Delegatów SIMP (pkt 17)

— Konferencji naukowo-technicznej pt. „Aktualne problemy polskiego lotnictwa” (Poznań 1967) postulują:

*Powołanie Centralnego Organu Koordynującego działalność lotnictwa PRL.*

*Ustalenie generalnego planu działalności i rozwoju lotnictwa a w tym i przemysłu lotniczego.*

*Działanie w zakresie kadr lotnictwa PRL przez:*

— obsadzenie stanowisk kierowniczych wszystkich szczebli przez specjalistów lotniczych wysokiej klasy,

— zapewnienie stałego dopływu specjalistów wszystkich dziedzin lotnictwa prac nad rozszerzeniem zastosowania systemu naboru kandydatów i szkolenie w zakresie średnim i wyższym,

— przeciwdziałanie płynności kadr przez utworzenie odpowiednich bodźców technicznych i ekonomicznych.

2. Prace konferencji naukowo-technicznej w Świdniku pn. „Klejenie metali” — zakończyły się uchwałą, w której

stwierdza się:

— niedostateczny stan wiedzy w Polsce na temat klejenia metali

— rozproszenie działań instytucji zajmujących się tym procesem

— niedorozwój bazy materiałów pomocniczych

— błędność polityki cen tworzyw sztucznych, w związku z czym

postuluje się:

— powołanie międzyresortowego zespołu koordynacyjnego

— opracowanie perspektywnego planu prac nad rozszerzeniem zastosowania techniki klejenia metali w oparciu o posiadane doświadczenia w Polsce, NRD i CSRS

— zorganizowanie informacji i szkolenia

— przygotowanie dalszych konferencji poświęconych zagadnieniom klejenia metali.

3. Działalność Oddziału Sekcji Lotniczej w Poznaniu może być podana jako wzór dla innych ośrodków lotniczych SIMP. Wymienimy kilka ważniejszych akcji podjętych ostatnio przez kolegów z Poznania.

● w dyskusji przed V Zjazdem PZPR zgłoszono 9 cennych wniosków zmierzających do usprawnienia:

— organizacji zarządzania w produkcji  
— eksploatacji i remontu sprzętu lotniczego

— badań naukowych i szkolenia kadr

● zorganizowano i przeprowadzono 100 godz. ćwiczeń w kabinie treningowej dla pilotów Aeroklubu Poznańskiego

● zorganizowano dwie wystawy sprzętu lotniczego

● zorganizowano trzy pokazy lotnicze

● przeprowadzono akcję popularyzacji techniki lotniczej w różnych środowiskach na terenie Poznania i Wielkopolski

● opracowano trzy prelekcje fachowe

● zorganizowano dwie wieczornice wspomnień

● zorganizowano czytelną czasopism NOT.

4. W dniach 25 i 26 października ub. r. odbyły się uroczystości związane z XV-leciem Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych. Goście wzięli udział w spotkaniu władz wojskowych i cywilnych z pracownikami lotnictwa, w konferencji naukowo-technicznej oraz zwiedzili laboratoria i pracownie ITWL.

Program konferencji przewidywał obrady plenarne (z referatem generalnym komendanta ITWL płk. mgra inż. M. Sikorskiego, wyświetleniem filmu i dyskusją) oraz obrady w czterech sekcjach problemowych, poświęconych zagadnieniom:

● metod pomiarowych w technice lotniczej

● użytkowania statków powietrznych

● kierowania lotnictwem i obroną powietrzną

● budowy i użytkowania lotnisk.

Imprezy jubileuszowe Instytutu były doskonale zorganizowane. Materiały konferencyjne zostały wydrukowane we wrześniowym nrze „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”.

Członkowie prezydium Zarządu SL — zaproszeni do ITWL z okazji uroczystości jubileuszowych — mieli możliwość przeprowadzenia szeregu pożytecznych rozmów na tematy ogólnolotnicze oraz simpowskie.

5. Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Rzeszowie zorganizował w dniach 21–23 listopada ub. r. II Konferencję Naukowo-Techniczną na temat technologii wytwarzania przepływowych maszyn wirnikowych. W Konferencji wzięło udział około 80 specjalistów oraz zaproszonych osób, wygłoszono 18 referatów.

Prelekcje wygłosili naukowcy z WAT, ITWL, Politechniki Łódzkiej, ITC oraz specjaliści z WSK Rzeszów. Ostatni dzień konferencji przeznaczony był na zapoznanie się z produkcją WSK oraz zwiedzenie muzeum w Łańcucie.

Referaty konferencyjne wydrukowano starannie w nrze 10 „Magazynu Technologa Przemysłu Lotniczego i Silnikowego”.

6. W wyniku starań Zarządu Sekcji Lotniczej powiększyła się liczba terenowych korespondentów naszego czasopisma. TLIA pozyskała kilku korespondentów; są to:

— kol. W. Kuřacki i B. Zaunek z WSK „Okęcie”,

— kol. St. Orczykowski z WSK „Mielec”,

— kol. A. Hadrawa z WSK „Świdnik”,

— kol. Z. Fronczyk z WSK „Rzeszów”,

— kol. J. Niespał z SZD w Bielsku-Białej. Zarząd Sekcji Lotniczej ponawia apel o zgłaszanie się kolegów z poszczególnych ośrodków lotniczych do współpracy z redakcją organu Sekcji Lotniczej.

7. Zarząd Główny TPPR w Warszawie otrzymał od Zarządu naszej Sekcji wykaz referatów, związanych z radziecką techniką lotniczą, które poszczególne autorzy podejmują się wygłosić w terenowych oddziałach Towarzystwa. Do Zarządu SL zgłosili się autorzy z Warszawy (z WSK — „Okęcie”, Instytutu Lotnictwa i ITWL), Świdnika, Bydgoszczy i Poznania.

8. Kol. Andrzej Glass z Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa zwiedził wystawę w Farnborough/1968 r. Zarząd Sekcji Lotniczej postarał się, aby wyjazd ten uznany został przez ZG SIMP i NOT jako „popierany” (ze specjalnej puli dewizowej NOT).

Kol. Glass przekazał Zarządowi SL wyczerpujące sprawozdanie z wyjazdu, wygłosił dwie prelekcje w Instytucie Lotnictwa oraz opublikował fachowe artykuły w BIIL i w TL i A.

9. Zarząd Sekcji Lotniczej ma instrukcję dotyczącą wyjazdów zagranicznych, opracowaną przez Komisję do Współpracy z Zagranicą, działającą przy Zarządzie Głównym SIMP. W instrukcji omówiono 5 możliwych rodzajów wyjazdów zagranicznych:

● wyjazdy na konferencje, sympozja i kongresy

● Wyjazdy trzyosobowych grup wymiennych

● wyjazdy grupowe w celach naukowych i technicznych

● wyjazdy „popierane”

● wyjazdy na praktyki.

Ostatnio instrukcję tę uzupełniono informacją o obowiązkach NOT w stosunku do delegowanej osoby.

10. W związku z kierowanymi zapytaniami do Zarządu Głównego SIMP w sprawie funkcji społecznego kolportera czasopism technicznych NOT — ZG przestał do Zarządu Sekcji Lotniczej instrukcję WCT NOT, dotyczącą zakresu działania kolporterów i ich obowiązków. Koła Lotnicze SIMP (jak również oddziały naszej Sekcji) powinny sprawdzić z zakładu Kolportażu WCT NOT, Warszawa, ul. Mazowiecka 12 wymienioną instrukcję, formularze deklaracji i zamówienia oraz foldery, cenniki, przekazy PKO i druki propagandowe. Przypominamy, że oprócz prenumerat ulgowych (dla członków stowarzyszeń NOT), są również prenumeraty specjalne dla członków SIMP. Kolporter — za pracę swoją — otrzymuje wynagrodzenie w postaci 10% prowizji od ogólnej sumy zebranych prenumerat.

11. Nareszcie drukuje się folder dla czasopisma „Technika Lotnicza i Astronautyczna”. Tym samym został zrealizowany postulat zgłaszany od dłuższego czasu przez Zarząd naszej Sekcji.