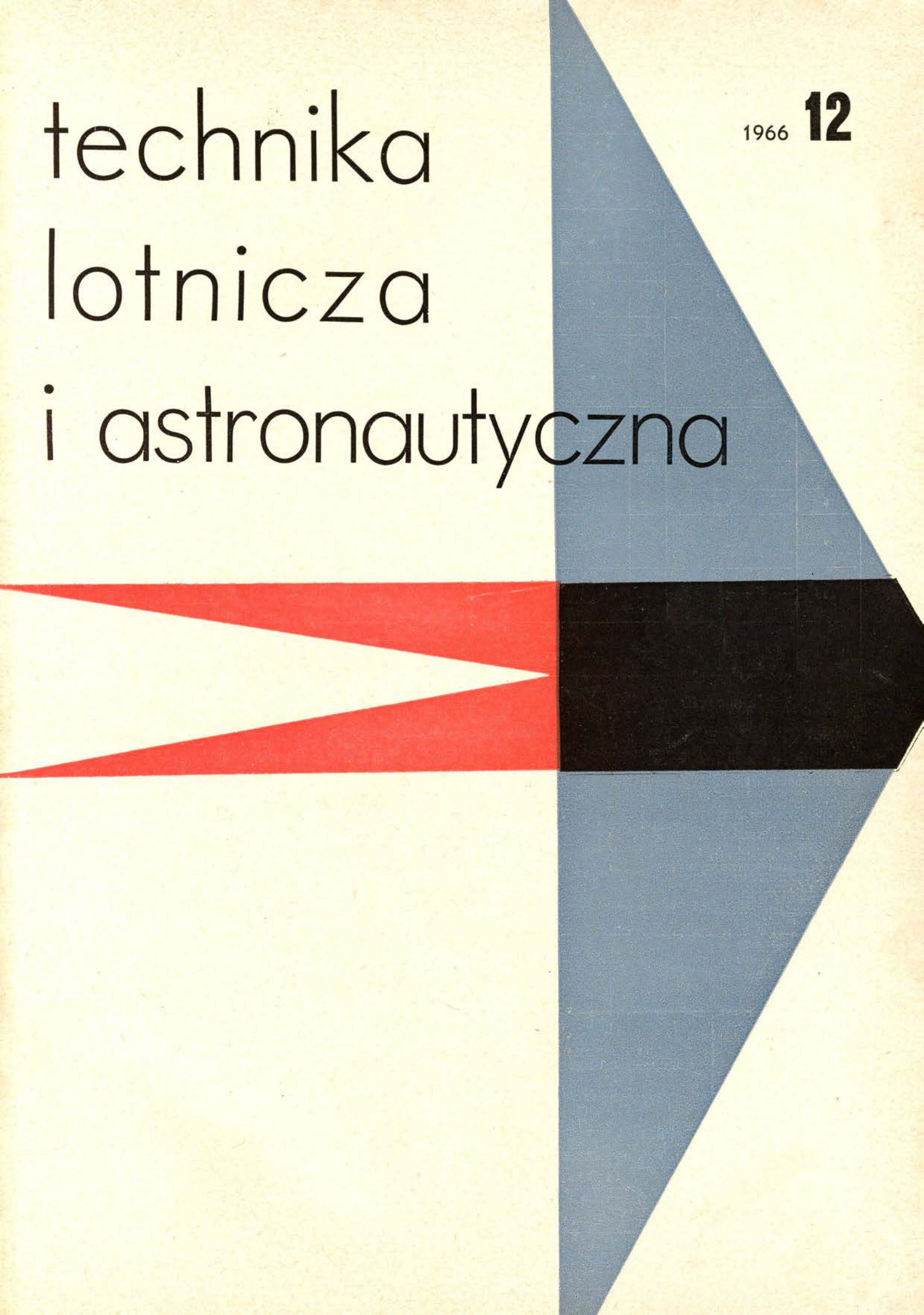


technika  
lotnicza  
i astronautyczna

1966 **12**



Tablica 10. Własności mechaniczne blach i pasów mosiężnych (wg PN-61/H-92720)

Lp.	Cecha mosiądzu wg PN	Postać	Stan	Własności mechaniczne	
				R <sub>m</sub> kG/mm <sup>2</sup> min.	A <sub>10</sub> % min.
1	M58	zimno walcowany	miękki	35,0	25,0
			półtwardy	45,0	10,0
2	M59		twardy	50,0	4,0
			sprężysto twardy	60,0	2,0
3	MM59		miękki	39,0	30,0
			półtwardy	45,0	25,0
		twardy	60,0	3,0	
4	MC62	gorąco walcowany	—	33,0	20,0
		zimno walcowany	twardy	40,0	5,0
		sprężysto twardy	55,0	2,0	
5	M63	gorąco walcowany	—	30,0	30,0
		zimno walcowany	miękki	30,0	40,0
		półtwardy	35,0	20,0	
		twardy	42,0	10,0	
		sprężysto twardy	58,0	2,5	
6	MN65	zimno walcowany	miękki	30,0	40,0
		półtwardy	42,0	15,0	
		twardy	50,0	1,5	
7	M68	zimno walcowany	miękki	30,0	40,0
8	M70		półtwardy	35,0	25,0
9	M80	twardy	40,0	15,0	
		zimno walcowany	miękki	27,0	40,0
		półtwardy	35,0	28,0	
10	M85	twardy	40,0	10,0	
		zimno walcowany	miękki	25,0	40,0
		półtwardy	35,0	20,0	
11	M90	twardy	40,0	10,0	
		zimno walcowany	miękki	24,0	40,0
		półtwardy	34,0	15,0	
		zimno walcowany	twardy	40,0	3,0

TREŚĆ ZESZYTU

СОДЕРЖАНИЕ

CONTENTS

	Str.		Стр.		Page
<b>J. Kaniewski:</b> Satelity łącznościowe	1	<b>J. Kaniewski:</b> Связывающие спутники	1	<b>J. Kaniewski:</b> Communication satellites	1
<b>P. Wolański:</b> Spalanie naddźwiękowe oraz jego zastosowanie w hipersonicznych silnikach strumieniowych, część II	8	<b>P. Wolański:</b> Ультразвуковое сгорание и его применение в ультразвуковых турбинных двигателях, часть II	8	<b>P. Wolański:</b> Supersonic combustion and its application in hypersonic ramjet engines, part II	8
<b>K. Kunachowicz:</b> Równoległa praca pokładowych nadajników radiokomunikacyjnych	12	<b>K. Kunachowicz:</b> Параллельная работа бортовых радиосвязывающих передатчиков	12	<b>K. Kunachowicz:</b> Parallel operation of airborne radiocommunication senders	12
<b>S. M. Kołodźński:</b> Bezpieczne lądowanie przy każdej widoczności	15	<b>S. M. Kołodźński:</b> Безопасная посадка при всякой погоде	15	<b>S. M. Kołodźński:</b> Safe landing at all — weather conditions	15
NOTATKI ZE ŚWIATA	19	Записки из света	19	INFORMATIONS from THE WORLD	19
KRONIKA	20	Хроника	20	TECHNICAL NEWS	21
NOWOŚCI TECHNICZNE	21	Технические новости	21	DESIGNER'S DATA SHEETS; Copper and copper alloys, continuation	
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	28	На книжных полках	28	— elaborated <b>A. Ciszewski</b> i <b>T. Radomski</b>	on cover
POMOCE KONSTRUKCYJNE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych — Miedź i stopy miedzi, część IX, oprac. <b>A. Ciszewski</b> i <b>T. Radomski</b>	okł.	Конструкторские пособия Авиационной и Астронавтической Техники: Материалы применяемые в авиационных конструкциях — Медь и сплавы меди, часть IX	облож.		



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa,  
Czackiego 3/5

КОЛЕГИУМ РЕДАКЦЫЈНЕ

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK  
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. S. KOCHANOSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

РАДА ПРОГРАМОВА

mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, inż. J. WOJCIECHOWSKI, mgr inż. A. JAWORSKI, mgr inż. W. JUNG, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. M. KWIATKOWSKI, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. K. SZUMIELEWICZ, mgr inż. B. TRALA, mgr inż. K. WOJCICKI

РЕДАКЦЈА: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

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

Wrocławska Drukarnia Dziełowa. Zam. 275/C — Z-7. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.



Inż. JAN KANIEWSKI

629.19

## Satelity łącznościowe

Z chwilą wysłania w 1957 r. w przestrzeń okołoziemską pierwszego sztucznego satelity Ziemi powstała możliwość (dotychczas jedynie teoretyczna) stworzenia satelitarnych systemów łączności. Słusznie sądzono, że wykorzystanie satelity, jako pośredniczącej stacji retransmisyjnej, pozwoli rozwiązać szereg problemów związanych z koniecznością wydawnego zwiększenia przepustowości kanałów łączności na duże odległości, zwłaszcza transoceaniczne, które to zadanie napotykało na zasadnicze trudności realizacyjne przy konwencjonalnych środkach łączności.

Zastosowanie sztucznych satelitów Ziemi, jako satelitów łącznościowych, postawiło cały szereg nowych zagadnień. Przede wszystkim sam satelita, jako techniczny środek pośredniczący w procesie przesyłania sygnałów, powoduje konieczność uwzględniania zagadnień dotyczących ogółu satelitów jako sztucznych ciał obiegających Ziemię, ich mechanizmów działania, konstrukcji, kształtów orbit, stabilizacji położenia na orbicie itd. Satelita łącznościowy (zwłaszcza aktywny) to również skomplikowane technicznie urządzenie teletransmisyjne, któremu ze względu na szczególne warunki pracy stawia się wyjątkowo wysokie wymagania. Wszystko to powoduje, że problematyka satelitów łącznościowych coraz bardziej staje się wyspecjalizowanym kierunkiem inżynierii kosmicznej.

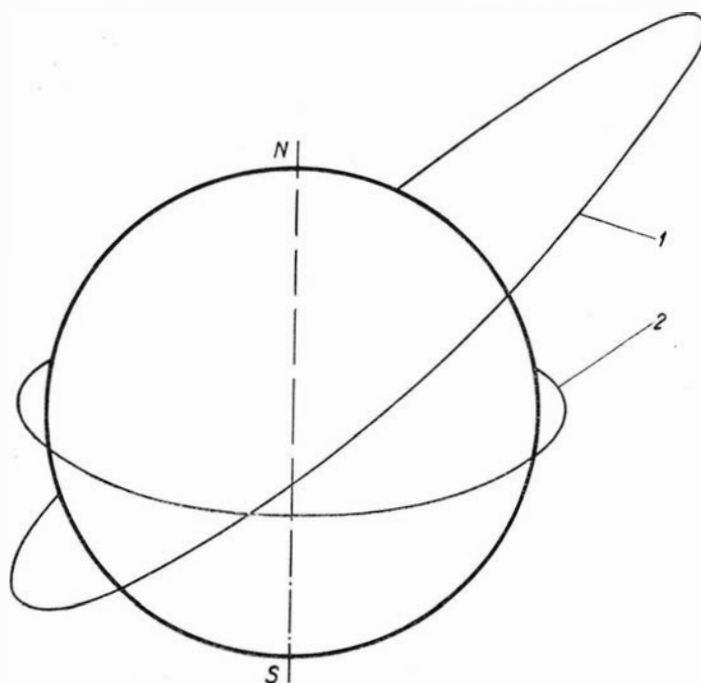
### Rodzaje i własności orbit satelitarnych

Wybór odpowiedniej orbity dla satelity łącznościowego ma duże znaczenie dla przyszłych użytkowników tego rodzaju teletransmisji. Własności orbity określają powierzchnię Ziemi objętą zasięgiem współpracy z takim satelitą, jak i odległości między naziemnymi stacjami retransmisyjnymi, wchodzącymi w system łączności satelitarnej. Sztuczny satelita Ziemi może poruszać się jedynie po orbicie, której płaszczyzna przechodzi przez środek Ziemi. Kształt orbit satelitów może być dwojakiego rodzaju: kołowy lub eliptyczny o różnym stopniu wydłużenia. Do

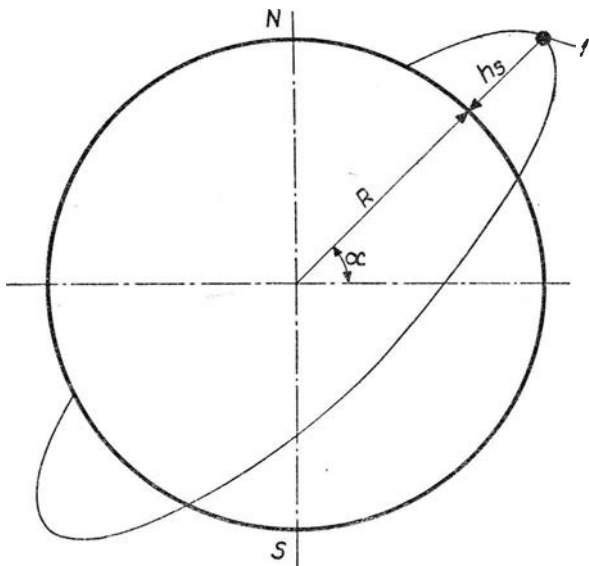
podstawowych parametrów orbit satelitów łącznościowych należy zaliczyć:

- maksymalny czas widoczności satelity nad danym terytorium,
- kąt nachylenia płaszczyzny orbity satelity do płaszczyzny równika,
- promień orbity satelity (orbita kołowa) lub duża półoś i mimośród (orbita eliptyczna),
- okres obrotu satelity dokoła Ziemi i jego orbitalna prędkość kątowna względem środka Ziemi (orbita kołowa),
- kąt perigeum i czas przejścia satelity przez perigeum.

Ze względu na sposób poruszania się satelity łącznościowego względem Ziemi rozróżnia się dwa przy-



1. Orbitsy satelity łącznościowego (wg kształtu):  
1 — orbita eliptyczna, 2 — orbita kołowa



2 Elementy orbity satelity łącznościowego:

1 — satelita na orbicie,  $R$  — promień Ziemi,  $h_s$  — wysokość satelity nad Ziemią,  $\alpha$  — kąt nachylenia płaszczyzny orbity satelity do płaszczyzny równika

padki ruchu: synchroniczny i asynchroniczny. Satelita poruszający się ruchem synchronicznym, zwany satelitą synchronicznym, ma tę właściwość, że w ściśle określonych odstępach czasu będzie się znajdował nad odpowiednimi punktami Ziemi w położeniach ściśle określonych. Natomiast gdy orbita i położenie na niej satelity są przypadkowe, mamy do czynienia z ruchem asynchronicznym i satelita zwany jest asynchronicznym.

Płaszczyzna, w której leży orbita satelity, może tworzyć dowolny kąt ( $\alpha$ ) z płaszczyzną równika. W zależności od wartości tego kąta  $\alpha$  rozróżnia się trzy rodzaje orbit satelitów:

- orbity równikowe, przy których płaszczyzna orbity satelity pokrywa się z płaszczyzną równika,

- orbity biegunowe, przy których płaszczyzna orbity satelity jest prostopadła do płaszczyzny równika,
- orbity skośne, przy których płaszczyzna orbity satelity tworzy z płaszczyzną równika dowolny kąt, oprócz zerowego i prostego.

Satelita poruszający się po orbicie biegunowej, zwany satelitą biegunowym, ma tę własność, że dzięki obrotowi Ziemi wokół własnej osi co pewien, określony czas przelatuje nad każdym punktem Ziemi. Prędkość przemieszczania się jego w stosunku do powierzchni Ziemi będzie taka, że obiegne on wszystkie punkty na Ziemi w ciągu połowy doby. Natomiast satelita poruszający się po orbicie skośnej, zwany satelitą skośnoobrotowym, przelatuje w odpowiednich momentach czasu nad punktami Ziemi zawartymi w pasie, którego szerokość określona jest wartością kąta  $\alpha$  oraz wysokością satelity nad powierzchnią Ziemi  $h_s$ . Przy danym kącie  $\alpha$  i odpowiednio dużej wysokości  $h_s$  satelita skośnoobrotowy będzie przelatował w określonych momentach czasu nad każdym punktem Ziemi. Wysokość taka określona jest zależnością:

$$h_s \geq R \left( \frac{1}{\sin \alpha} - 1 \right) \quad (1)$$

gdzie:

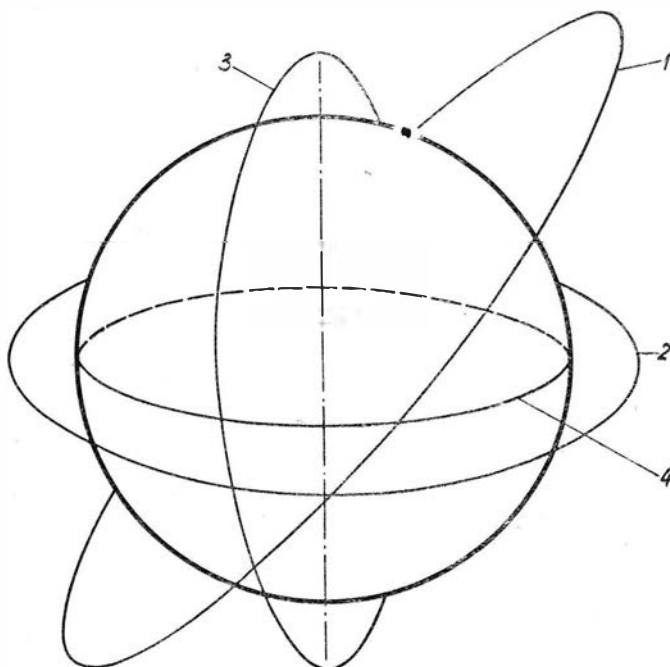
$R$  — promień Ziemi,

$\alpha$  — kąt zawarty między płaszczyzną orbity satelity a płaszczyzną równika.

W przypadkach, gdy zależność (1) nie jest spełniona, satelita będzie przelatował nad punktami Ziemi, zawartymi w tzw. pasie widoczności o szerokości kątowej  $\varphi$ . Szerokość tę określa zależność:

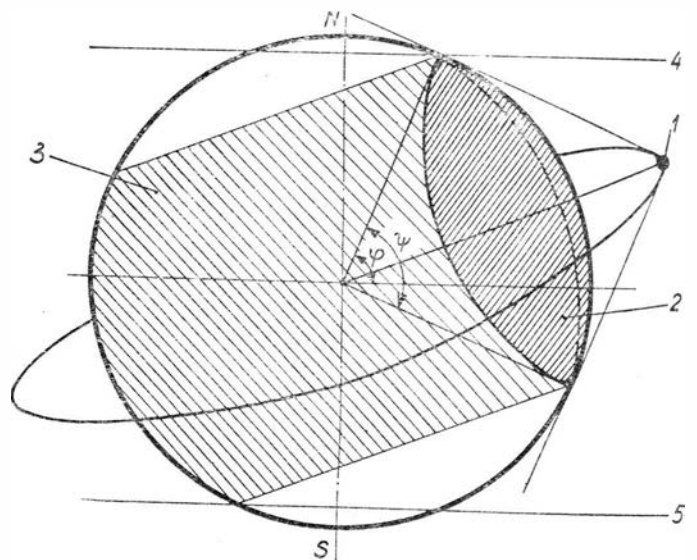
$$\varphi = 2 \arccos \frac{R}{R + h_s} \quad (2)$$

Z zależności tej wynika, iż w miarę wzrostu wysokości satelity łącznościowego rozszerzać się będzie pas widoczności i przy hipotetycznym, nieskończenie odległym oddaleniu satelity mógłby być teoretycznie,



3. Orbity satelity łącznościowego (wg kąta nachylenia):

1 — orbita skośna, 2 — orbita równikowa, 3 — orbita biegunowa, 4 — równik



4. Pas widoczności i strefa widoczności satelity łącznościowego:

1 — satelita na orbicie, 2 — strefa widoczności, 3 — pas widoczności, 4, 5 — odpowiednio szerokość geograficzna północna i południowa, między którymi nad każdym punktem Ziemi będzie przelatował satelita



ale nie jednocześnie, widoczny z każdego punktu Ziemi. Oczywiście, że punkty Ziemi zawarte w pasie widoczności satelity znajdują się będą w pasie między szerokością geograficzną północną i południową określoną zależnością:

$$\psi = \alpha + \arccos \frac{R}{R + h_s} \quad (3)$$

Wysokość, na której satelita obraca się wokół Ziemi, wyznacza pewien obszar powierzchni ziemskiej, z której może on być widoczny w danym okresie czasu.

W chwili znajdowania się satelity łącznościowego na wysokości  $h$  widoczny on będzie z każdego punktu pewnej powierzchni kołowej, zwanej strefą widoczności, znajdującej się na powierzchni Ziemi. Środek tej powierzchni będzie leżeć w punkcie wyznaczonym przez prostą przechodzącą przez punkt położenia tego satelity oraz prostopadłą do powierzchni Ziemi. Powierzchnię tej strefy określa zależność:

$$S = 2\pi \frac{R^2}{1 + \left(\frac{R}{h_s}\right)} \quad (4)$$

Satelita obiegający Ziemię po orbicie równikowej, zwany satelitą równikowym, ma własność zajmowania położenia zenitalnego jedynie w pasie równikowym Ziemi. W miarę ruchu takiego satelity wokół Ziemi jego strefa widoczności będzie przebiegać symetrycznie po obu stronach równika, a środek tej strefy będzie się pokrywał z równikiem. W tej sytuacji, gdy dla satelity równikowego kąt  $\alpha = 0$ , zależność (3) przyjmie postać:

$$\psi = \arccos \frac{R}{R + h_s} \quad (5)$$

Porównując otrzymane zależności (2) i (5) łatwo stwierdzić, że w przypadku satelity równikowego  $\varphi = \psi$ .

Szczególnym przypadkiem satelity równikowego jest satelita poruszający się po orbicie kołowej synchronicznie i zgodnie z kierunkiem obrotu Ziemi, którego czas obrotu wokół Ziemi jest równy czasowi własnego obrotu Ziemi dokoła swej osi i wynosi, jak wiadomo, 24 godziny. Dzięki temu, że prędkości kątowe obu obiektów w tym przypadku są jednakowe, satelita będzie zajmował stałe miejsce na orbicie i ustalone względem Ziemi położenie zenitalne nad równikiem. Satelita o takiej własności zwany jest satelitą stacjonarnym.

Ze względu jednak na to, że orbita satelity znajduje się w polu grawitacyjnym Ziemi i nie jest związana z położeniem Słońca, aby zachować warunki stacjonarności, czas obrotu powinien wynosić 23 godziny 56 minut zamiast 24 godzin.

Uwzględniając czas obrotu wokół Ziemi satelity stacjonarnego (24 godziny), można wyznaczyć wysokość nad powierzchnią Ziemi  $h_s = 35\,810$  km, przy której zachodzić będzie właśnie zjawisko stacjonarności. Natomiast zgodnie z zależnością (5) po podstawieniu w niej odpowiednich danych ( $R = 6370$  km,  $h_s = 35\,810$  km) można wyznaczyć szerokość pasa widoczności dla satelity stacjonarnego, wynoszącą  $17^\circ 24'$ . Pas ten będzie obejmował teoretycznie całą Ziemię. Praktycznie natomiast, jedynie niewielkie

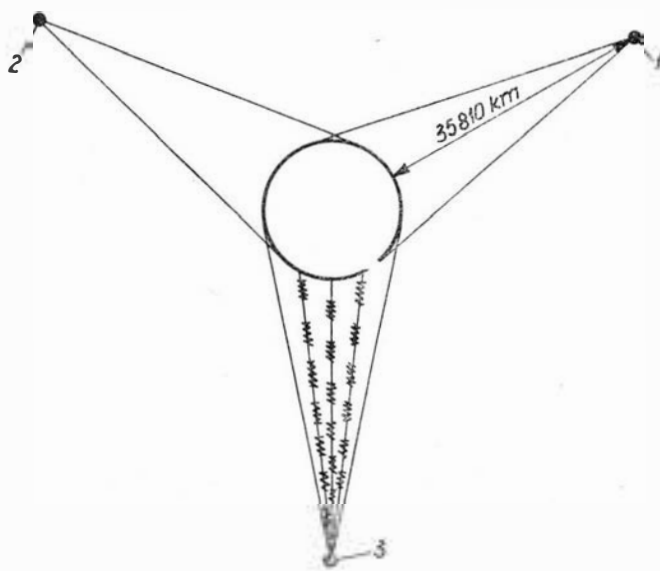
obszary podbiegunowe będą leżały poza jego zasięgiem.

Wprowadzając na orbitę trzy satelity stacjonarne, rozmieszczone na niej w jednakowej odległości od siebie, można zrealizować system zapewniający jednocześnie pokrycie całej Ziemi. Jednak praktycznie wymagać to będzie sześciu satelitów stacjonarnych. Dla porównania, chcąc osiągnąć podobny efekt przy zastosowaniu satelitów asynchronicznych, należałoby użyć aż 30—35 satelitów.

Orbita kołowa wybierana jest najczęściej dla satelitów pracujących w strefach widoczności, leżących w pobliżu równika. Natomiast orbita eliptyczna dzięki swemu wydłużonemu kształtowi może być bardzo użyteczna przy łączności na terytoriach oddalonych od równika, ale rozciągających się wzdłuż jednego z równoleżników (np. ZSRR). Pozwala ona w tym przypadku na zwiększenie czasu przebywania satelity w strefie widzialności, gdyż prędkość kątowna jego ruchu po nieboskłonie będzie znacznie mniejsza niż w przypadku ruchu na orbicie kołowej.

Satelity łącznościowe (głównie o orbitach kołowych) mogą być również klasyfikowane na grupy w zależności od średniej wysokości  $h_s$  orbity nad powierzchnią Ziemi. Satelity obiegające Ziemię na wysokościach do 5000—6000 km zwane są niskoorbitowymi; na wysokościach od 5000—6000 km do 14 000—15 000 km — średnioorbitowymi, natomiast przy wysokości ponad 15 000 km — wysokoorbitowymi. Należy stwierdzić, że najniższa średnia wysokość satelity łącznościowego może wynosić 1500 km, gdyż poniżej, ze względu na stosunkowo dużą gęstość atmosfery ziemskiej, występowałoby silne hamowanie aerodynamiczne i satelita zbyt szybko skończyłby swój żywot.

Wysokość orbity satelity wpływa również na konstrukcyjną rozbudowę naziemnych urządzeń antenowych.



5. System ogólnoziemski łączności za pomocą trzech satelitów stacjonarnych:

1, 2, 3 — satelity stacjonarne na orbicie

wych. Przy zbyt niskich orbitach prędkość kątowna przesuwania się satelity po nieboskłonie będzie bardzo duża. W tym przypadku, aby stale śledzić satelitę, anteny naziemne muszą się również bardzo szybko przesuwać, co komplikuje budowę układów na-

pędu ruchu anten. Stosowanie zbyt wysokich orbit przy określonej mocy urządzeń nadawczych i czułości odbiorczych powoduje konieczność budowy anten o dużych wymiarach. Wybór wysokości orbity satelity łącznościowego jest więc uwarunkowany z jednej strony stopniem doskonałości pokładowych i naziemnych urządzeń teletransmisyjnych, a z drugiej eksploatacyjnym przeznaczeniem całego systemu łączności satelitarnej.

Z eksploatacyjnym przeznaczeniem systemu łączności satelitarnej łączy się również niezbędna liczba satelitów, która zapewni nieprzerwane korzystanie z ich usług na ustalonym obszarze Ziemi.

Jeśli przez  $p$  oznaczyć prawdopodobieństwo pojawienia się jednego z  $n$  satelitów nad strefą widzialności, to wielkość  $(1 - p)$  będzie określała prawdopodobieństwo niewidzialności satelity. Z twierdzenia o łączeniu zdarzeń niezależnych wynika, że prawdopodobieństwo tego, iż żaden z satelitów nie będzie widoczny, określa się zależnością:

$$P = (1 - p)^n \quad (6)$$

gdzie  $P$  określa prawdopodobieństwo braku łączności, więc zależność  $(1 - P) 100\%$  oznacza pewność łączności.

Logarytmując obie strony zależności (6), można bezpośrednio określić niezbędną liczbę satelitów łącznościowych, koniecznych do zapewnienia łączności z ustaloną pewnością. Zależność ta ma postać:

$$n = \frac{\lg P}{\lg (1 - p)} \quad (7)$$

Praktycznie, najczęściej wartość  $n$  określa się dla warunkowego prawdopodobieństwa czasu przebywania satelity w określonej strefie widoczności.

Z powyższych rozważań wynika, że wybór optymalnej orbity satelity łącznościowego odbywać się musi indywidualnie dla każdego konkretnego systemu łączności satelitarnej i powinien uwzględniać, między innymi, następujące czynniki:

- położenie geograficzne i wymiary terytorium objętego działaniem satelity,
- koszt satelity oraz urządzeń naziemnych,
- możliwości pokładowych urządzeń zasilających,
- niezawodność pracy urządzeń pokładowych,
- wielkość i ciężar satelity.

### Rodzaje satelitów łącznościowych

Zależnie od roli jaką satelita ma do spełnienia w procesie teletransmisji sygnałów, satelity łącznościowe dzielą się na trzy grupy:

- satelity pasywne,
- satelity aktywne,
- satelity pseudopasywne.

Satelity pasywne wykorzystują zjawisko kierunkowego odbijania fal elektromagnetycznych od powierzchni samego satelity, znajdującego się na drodze rozchodzenia się tych fal. Satelita pasywny to nic innego jak pewna powierzchnia odbijająca o odpowiednich wymiarach i kształcie, wykonana z materiałów dobrze odbijających fale elektromagnetyczne. Zasięg działania systemu pasywnego, składają-

cego się z satelity pasywnego oraz naziemnych urządzeń nadawczo-odbiorczych, określa zależność:

$$P_O = \frac{P_N G_N A_O \delta_p}{(4\pi)^2 R_N^2 R_O^2} \quad (8)$$

gdzie:

- $P_N$  — moc promieniowania przez nadajnik stacji naziemnej,
- $G_N$  — zysk kierunkowy anteny odbiorczej stacji naziemnej,
- $R_N$  — odległość satelity od stacji nadawczej,
- $P_O$  — moc odbierana przez odbiornik stacji naziemnej,
- $A_O$  — powierzchnia skuteczna anteny odbiorczej stacji naziemnej,
- $R_O$  — odległość satelity od stacji odbiorczej,
- $\delta_p$  — powierzchnia skuteczna odbicia satelity (stosunek gęstości kątowej mocy odbitej od satelity w kierunku stacji odbiorczej do gęstości powierzchniowej mocy padającej na satelitę ze stacji nadawczej).

Z zależności tej widać wyraźnie, że moc odbierana przez odbiornik stacji naziemnej będzie malała z czwartą potęgą odległości od satelity stacji naziemnych: nadawczej i odbiorczej, przy stałej mocy promieniowania stacji nadawczej. Zależność ta mówi również, dlaczego przy systemach satelitów pasywnych stosuje się stacje naziemne dysponujące dużymi urządzeniami antenowymi, a także satelity pasywne o dużych powierzchniach odbijających. W konsekwencji jednak, uwzględniając określony poziom techniki teletransmisyjnej, prowadzi to wszystko do umieszczenia satelitów pasywnych na stosunkowo niskich orbitach.

Do głównych zalet stosowania satelitów pasywnych należy zaliczyć:

- bardzo dużą niezawodność satelity,
- dużą odporność na zakłócenia celowe,
- możliwość jednoczesnego wykorzystania satelity do teletransmisji przez wiele stacji naziemnych bez wzajemnego wpływu zakłócającego,
- małe koszty eksploatacyjne satelity.

Natomiast do zasadniczych wad należy zaliczyć:

- konieczność stosowania skomplikowanych naziemnych urządzeń technicznych (duże anteny, silne nadajniki i czułe odbiorniki),
  - wykorzystywanie wąskiego pasma teletransmisji,
  - większe koszty eksploatacyjne urządzeń naziemnych,
  - stosunkowo krótki czas życia i utrudnione śledzenie satelity ze względu na niskie orbity.
- Satelity pasywne ze względu na przestrzenne rozmieszczenie ich masy, dzielą się na:
- satelity pasywne skupione,
  - satelity pasywne rozproszone.

Satelity pasywne skupione mają zwartą konstrukcję powierzchni odbijającej satelity, ukształtowaną w taki sposób, by zdolna była maksymalnie odbijać energię elektromagnetyczną. Satelity pasywne rozproszone nie mają natomiast zwartej konstrukcji i są zwykle zbiorem drobnych elementów rozproszonych w pewnej przestrzeni. Rozproszenie to może obejmować pewien miejscowy, ustalony obszar lub też zajmować większy obszar, np. w postaci pasa wokół

Ziemi (projekt WEST FORD). Należy zaznaczyć, że w przypadku satelity pasywnego rozproszonego, ze względu na jego ewentualnie duże wymiary, w danej chwili w procesie odbijania energii elektromagnetycznej może brać udział tylko część powierzchni odbijającej satelity.

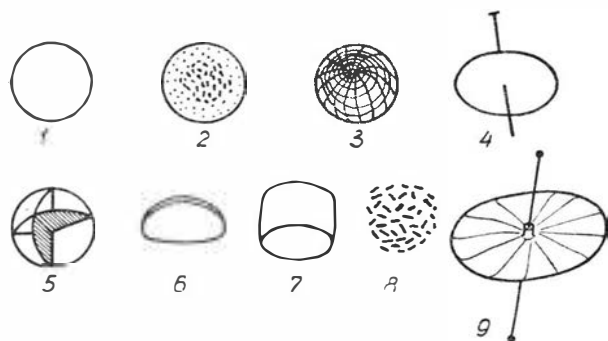
Powierzchnia odbicia satelity pasywnego rozproszonego określona jest zależnością:

$$\delta_{PR} = a^2 R_N^2 b K \quad (9)$$

gdzie:

- $a$  — szerokość wiązki promieniowania nadajnika stacji naziemnej,
- $R_N$  — odległość nadajnika stacji naziemnej od części satelity odbijającej energię elektromagnetyczną,
- $b$  — grubość kształtu rozproszenia,
- $K$  — współczynnik zależny od gęstości elementów odbijających, z jakich zbudowany jest satelita.

Kształt satelity pasywnego skupionego wynika z dążenia do nadania jego zewnętrznej powłoki for-



#### 6. Kształty satelitów pasywnych:

- 1 — balon, 2 — kula z otworami, 3 — kula z siatki,
- 4 — reflektor płaski, 5 — reflektor kątowy, 6 — reflektor o podwójnej krzywiznie w postaci zagłębieni,
- 7 — reflektor w kształcie beczki, 8 — chmura dipoli, 9 — spłaszczonego reflektora ze stabilizacją grawitacyjną położenia

my gwarantującej najsukuteczniejsze własności odbijające fale elektromagnetyczne. Uwzględnić on jednak musi szereg innych czynników konstrukcyjno-technologicznych, zależnych od szczególnego przeznaczenia satelity i materiału, z jakiego jest zbudowany. Z tego też względu satelity tego typu powinny mieć maksymalnie możliwie duże wymiary w celu zwiększenia skutecznej powierzchni odbicia.

Satelity te zbudowane są najczęściej z dwójakiego rodzaju materiałów. Jeden materiał stanowi sama konstrukcja satelity (szkielet), umożliwiającą przyjęcie przez satelitę określonego kształtu, natomiast drugi służy jako jego pokrycie zewnętrzne o dobrych własnościach odbijających fale elektromagnetyczne. Materiał na powłokę zewnętrzną musi również mieć znaczną wytrzymałość mechaniczną i termiczną, szczególnie w tym przypadku, gdy satelita zbudowany jest jedynie z niego bez dodatkowego wewnętrznego szkieletu. Istotny wpływ na wybór tego materiału powłoki ma stopień wpływu na satelitę i jego orbitę środowiska otaczającego (np. ciśnienie światła słonecznego).

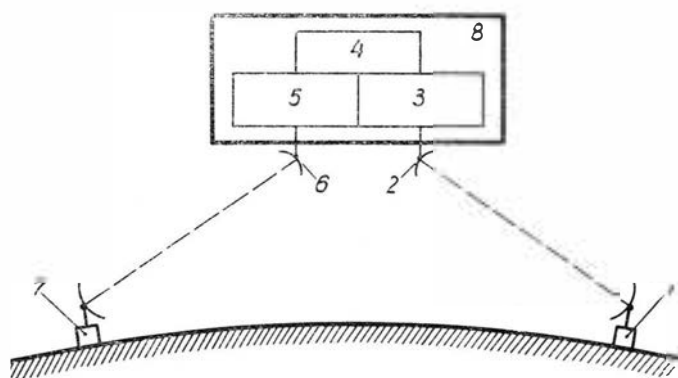
W zasadzie satelity pasywne nie mają stabilizacji swego położenia na orbicie względem wyróżnionego kierunku.

W przypadku jednak satelity pasywnego o tak ukształtowanej powłoce, że będzie on mieć charakterystykę kierunkowości odbicia fal elektromagnetycznych z wyróżnionym kierunkiem, stabilizacja jego położenia staje się niezbędna. Jedynie wtedy możliwe jest pełne wykorzystanie zalet, jakie daje kształt satelity.

Zwykle satelita pasywny skupiony w czasie wysyłania na orbitę znajduje się w stanie złożonym i dopiero po wprowadzeniu go na odpowiednią orbitę przybiera odpowiedni kształt pod wpływem dodatkowego, znajdującego się w nim czynnika wymuszającego (np. gaz lub mechanizm rozpinający). Zaletą satelitów pasywnych skupionych jest ich stosunkowa łatwość umieszczania na orbicie. Natomiast zasadniczą wadą — konieczność dokładnego śledzenia położenia, wywoływana dużą prędkością kątową obrotu względem stacji naziemnych (niska orbita).

Konstrukcyjnie satelita pasywny rozproszony zbudowany jest z dużej ilości drobnych elementów metalowych, rozmieszczonych w pewnej przestrzeni. Kształt tych elementów może być walcowaty, silnie wydłużony lub inny o wymiarach od kilku centymetrów (długości) do setnych części milimetra (średnica). Do zalet satelitów pasywnych rozproszonych należy zaliczyć proste śledzenie ich położenia przez stacje naziemne oraz bardzo dużą odporność na świadome zniszczenie. Najistotniejszą wadą jest jednak znaczne zanieczyszczenie przestrzeni kosmicznej drobnymi elementami „konstrukcyjnymi” satelity. Poza tym, występują znaczne trudności w umieszczeniu takiego satelity na ustalonej orbicie oraz niepożądane zjawiska elektryczne jak: tworzenie się wielokrotnego echa wskutek odbić od szeregu drobnych elementów satelity, poruszających się z różną prędkością oraz, z tego samego powodu, niepożądane rozszerzanie pasma przesyłanych sygnałów.

Satelity aktywne pracują jako pośredniczące teletransmisyjne urządzenia odbiorczo-nadawcze, w których dokonywane jest przekształcenie odbieranych od stacji naziemnych sygnałów, wzmacnianie ich i po-

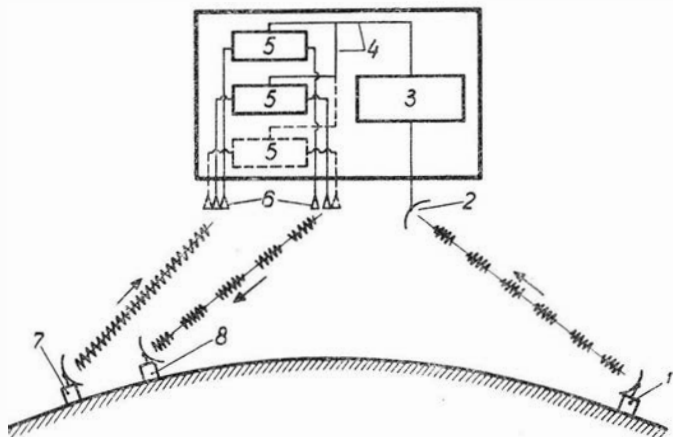


#### 7. System łączności z satelitą aktywnym:

- 1 — naziemna stacja nadawcza, 2 — pokładowa antena odbiorcza, 3 — odbiornik, 4 — układ zasilania, 5 — nadajnik, 6 — pokładowa antena nadawcza, 7 — naziemna stacja odbiorcza, 8 — satelita

wtórne wysyłanie w kierunku stacji naziemnych. Satelita aktywny to nic innego jak retransmisyjny przekaźnik linii radiowej odbierający i wysyłający sygnały na różnych częstotliwościach, nie zmieniający w zasadzie rodzaju przesyłanych sygnałów. Z te-

go też względu ogólne rozważania dotyczące rozwiązań ideowych jego układów odbiorczo-nadawczych są zbliżone pod wieloma względami do przekazników



8. System łączności z satelitą pseudopasywnym:  
1 — naziemna stacja nadawcza, 2 — pokładowa antena odbiorcza, 3 — odbiornik, 4 — linie przesyłowe, 5 — modulatory, 6 — pokładowe układy antenowe nadawczo-odbiorcze, 7 — naziemna stacja nadawcza promieniująca w falę ciągłą niemodulowaną, 8 — naziemna stacja odbiorcza

linii radiowych. Znaczne natomiast różnice występują w rozwiązaniach konstrukcyjno-technologicznych, spowodowane środowiskiem, w jakim satelita łącznościowy pracuje, oraz jego wielkością.

Zasięg działania systemu aktywnego, składającego się z satelity aktywnego oraz współpracujących naziemnych stacji nadawczo-odbiorczych określa zależność:

$$P_{Oz} = \frac{P_{Ns} G_s A_{Oz}}{4\pi R_0^2} \quad (10)$$

gdzie:

$P_{Oz}$  — moc odbierana przez odbiornik stacji naziemnej,

$P_{Ns}$  — moc promieniowania przez nadajnik satelity,

$G_s$  — zysk kierunkowy anteny nadawczej satelity,

$A_{Oz}$  — powierzchnia skuteczna anteny odbiorczej stacji naziemnej,

$R_0$  — odległość satelity od naziemnej stacji odbiorczej.

Z zależności (10) wynika, że moc odbierana przez stację naziemną maleje z kwadratem jej odległości



9. Montaż satelity komunikacyjnego TELSTAR

od satelity przy stałej mocy promieniowania nadajnika satelity.

Do głównych zalet satelitów aktywnych należy zaliczyć:

- możliwość stosowania mniejszych mocy promieniowania stacji naziemnych,
- możliwość stosowania wysokich orbit i dzięki temu zmniejszenie trudności związanych ze śledzeniem satelity,
- stosowanie szerokiego pasma przesyłania.

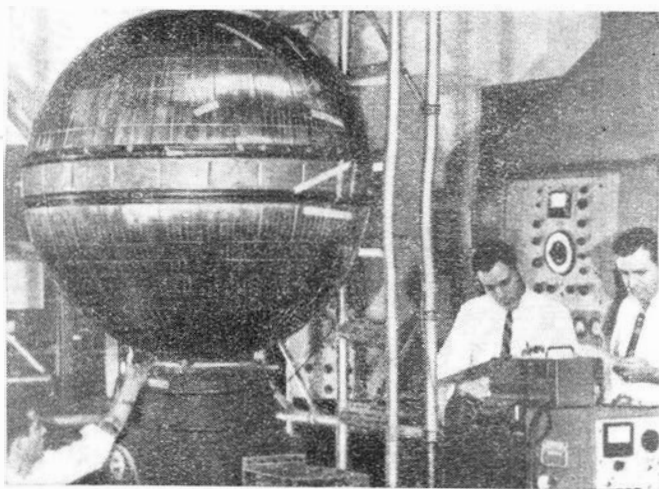
Natomiast do zasadniczych wad należy zaliczyć:

- duże skomplikowanie konstrukcji satelity,
- mała niezawodność układów elektronicznych satelity.

Konstrukcyjnie satelita łącznościowy aktywny zawiera następujące części składowe:

- właściwą konstrukcję sztucznego satelity Ziemi rozumianą jako pojemnik na odpowiednie wyposażenie,
- elektroniczne teletransmisyjne urządzenie pokładowe,
- elektroniczne układy telemetryczne i odbierania rozkazów,
- układy zasilania elektrycznego,
- układy stabilizacji położenia w przestrzeni i układy korekcji tego położenia.

Rozwiązanie konstrukcyjne satelity, jako pojemnika na wyposażenie w przypadku satelity łącznościowego,



10. Badanie odporności na wstrząsy satelity komunikacyjnego

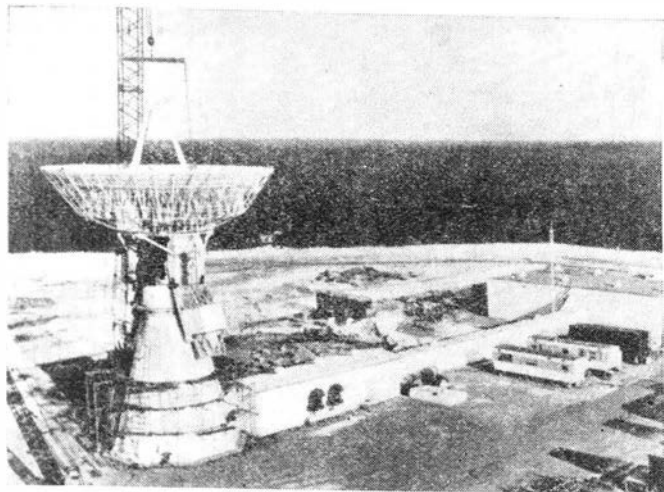
niewiele się różni od rozwiązań stosowanych przy satelitach o innym przeznaczeniu. Jedynie występować będzie znacznie więcej odpowiednio ukształtowanych i rozmieszczonych układów antenowych, co niewątpliwie zwiększa wymagania wytrzymałościowe dla tej konstrukcji.

Również typowe będą w zasadzie układy telemetryczne i odbierania rozkazów z Ziemi. Natomiast specyficzne są radiowe urządzenia teletransmisyjne oraz rozbudowane układy zasilania elektrycznego.

Trzecim systemem łączności satelitarnej jest system pseudopasywny, łączący w sobie pewne cechy systemów pasywnego i aktywnego. Mimo to, że dotychczas nie zrealizowano praktycznie żadnego satelity pseudopasywnego, sama idea jest bardzo obiecująca, a to z powodu prostoty i niezawodności takiego satelity równej satelicie pasywnemu oraz dużej skuteczności działania równej satelicie aktywnemu.



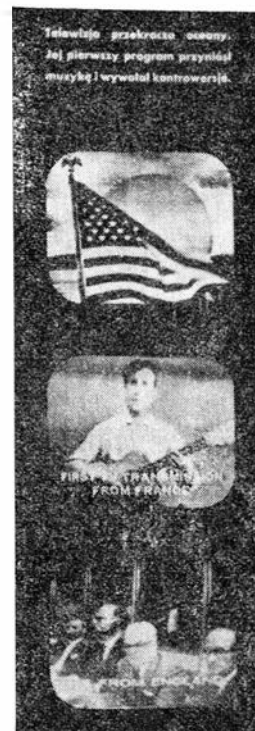
Konstrukcyjnie satelita pseudopasywny zbudowany jest zewnętrznie w zasadzie tak, jak satelita aktywny. Ma on proste urządzenie odbiorcze oraz specjalny system modulujący połączony z wieloelementowym układem antenowym, mającym zdolność wysyłania fal elektromagnetycznych w tym samym kierunku skąd przyszły.



11. Stacja utrzymująca łączność z satelitami. Na pierwszym planie antena nadawcza

W systemie pseudopasywnym nadawanie ze stacji naziemnych oraz odbiór na pokładzie satelity odbywa się tak, jak w systemie aktywnym. Różnica natomiast polega na nadawaniu z pokładu satelity, w oparciu o promieniowanie niemodulowanej fali elektromagnetycznej stacji naziemnej odbiorczej w kierunku satelity. Promieniowanie to odbierane jest przez palisadowy wieloelementowy układ antenowy, w którym poszczególne elementy, zdolne odbijać falę elektromagnetyczną w kierunku skąd ona przychodzi, jednakowo odległe od środka połączone są parami liniami przesyłowymi o jednakowej długości. Dzięki temu każdy element tej palisady jednocześnie odbiera i wysyła energię elektromagnetyczną. W liniach przesyłowych między elementami każdej z par układu antenowego umieszczone są dwustronne (pracujące w dwu kierunkach) modulatory, które odbierają

12. Obrazy telewizyjne przekazywane za pomocą Telstara



niemodulowaną energią elektromagnetyczną, nadawaną ze stacji odbiorczej, modulują sygnałem odbieranym przez odbiornik pokładowy a nadawanym przez naziemną stację nadawczą.

Dzięki tak uproszczonemu wyposażeniu elektronicznemu, gdy tylko odbiornik wymaga minimalnego zasilania ze źródeł energii elektrycznej a modulator nie, gdyż zbudowany jest na elementach pracujących jedynie w oparciu o energię fali elektromagnetycznej, promieniowaną przez stację odbiorczą, możliwa jest prawie całkowita rezygnacja z pokładowych źródeł zasilania.

#### Literatura

- Electronics*, vol. 39, nr 9, maj 1966, vol. 39, nr 11, maj 1966.  
*Flight*, vol. 89, nr 2985, 26 maj 1966, vol. 89, nr 2990, 30 czerwca 1966.  
*Interavia*, nr 8/1962, nr 5/1965.  
*Missiles and Rockets*, vol. 18, nr 10, 7 marca 1966.

**CZYTELNIKOM,**

**AUTOROM**

**i SYMPATYKOM**

**TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ**

*Najlepsze Życzenia Świąteczne i Noworoczne*

składa

**Zespół Redakcyjny**

# Spalanie naddźwiękowe oraz jego zastosowanie w hipersonicznych silnikach strumieniowych

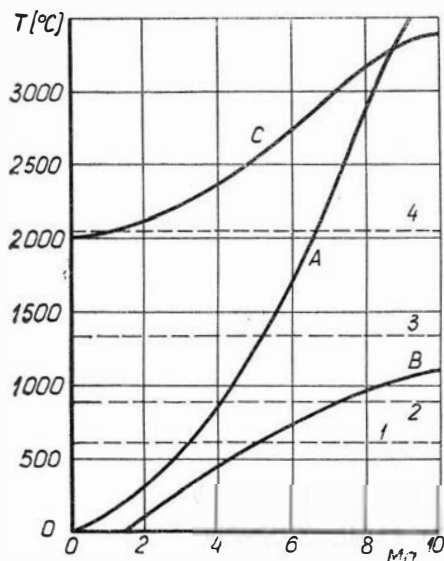
## Część II

W niniejszej części artykułu omówiono szczegółowo problem zastosowania spalania naddźwiękowego w hipersonicznych silnikach strumieniowych, typy tych silników oraz ich zastosowanie w lotnictwie i astronautyce.

Ciągły wzrost prędkości transportu powietrznego wymaga wprowadzenia nowych rodzajów napędu. Sprawny w zakresie prędkości przydźwiękowych turbinowy silnik odrzutowy osiąga (ze względów materiałowych) kres praktycznego zastosowania już przy prędkościach  $Ma=3\div 4$ . Stosowanie silnika raketowego jest niecelowe, gdyż w tym zakresie prędkości jest on niesprawny i nieekonomiczny. Jedynym ekonomicznym rodzajem napędu w zakresie liczb Macha od 3 do 24 będzie tylko silnik strumieniowy\*).

Klasyczny silnik strumieniowy (z poddźwiękową komorą spalania) jest ekonomiczny w zakresie liczb Macha od 3 do 7.

Przy większych prędkościach lotu następuje w tym silniku nadmierny wzrost strat ciśnienia całkowitego,



19. Charakterystyczne temperatury występujące w hipersonicznych silnikach strumieniowych w zależności od liczby Macha w locie:

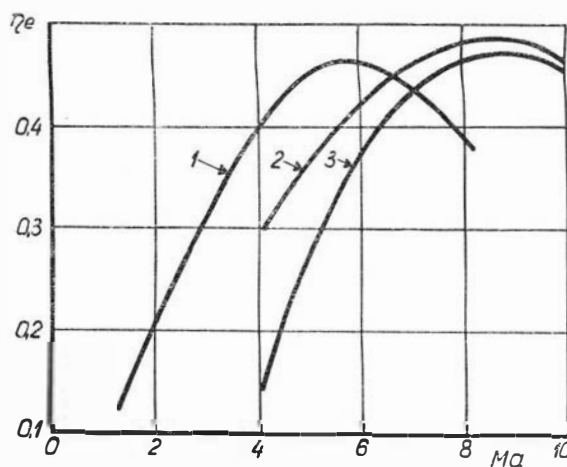
A — temperatura na wejściu do komory spalania, B — temperatura ścianki silnika z uwzględnieniem odprowadzania ciepła wskutek promieniowania, C — temperatura spalania mieszanki stechiometrycznej z uwzględnieniem dysocjacji

1 — temperatura topnienia aluminium, 2 — temperatura samozapłonu mieszanki nafta-powietrze, 3 — temperatura topnienia stali żarowytrzymałej, 4 — temperatura topnienia ceramicznych materiałów żarowytrzymałych

co powoduje znaczny spadek sprawności oraz wzrost temperatury statycznej w komorze spalania, również powodujący — wskutek wzrostu dysocjacji — spadek sprawności lub w ogóle uniemożliwiający ze względów materiałowych zastosowanie tego rodzaju silnika.

Na rys. 19 przedstawiono wykres charakterystycznych temperatur, występujących w silnikach strumieniowych w porównaniu z temperaturami topnienia niektórych materiałów konstrukcyjnych.

Z przeprowadzonych analiz [1, 4] wynika, że przy prędkościach lotu większych od  $Ma=7$  zadowalającą sprawność będzie wykazywał silnik strumieniowy z naddźwiękową komorą spalania (rys. 20).



20. Zależność sprawności ogólnej hipersonicznych silników strumieniowych od liczby Macha na wlocie:

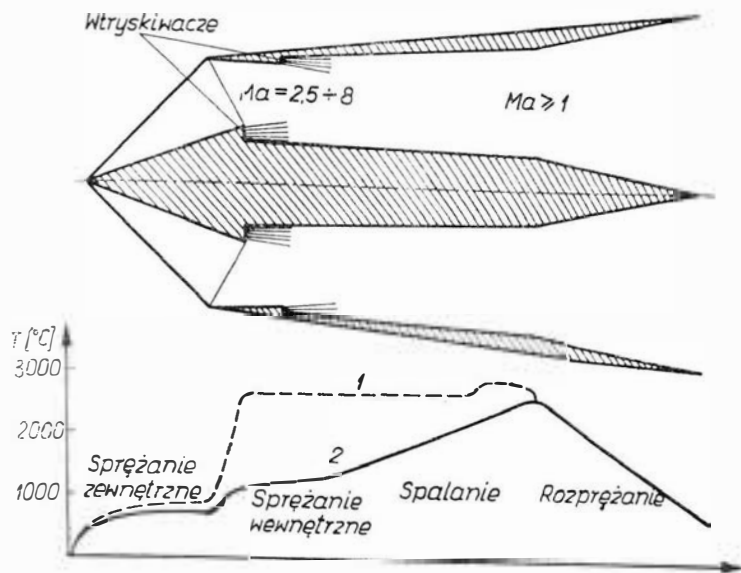
1 — silnik z konwencjonalną komorą spalania, 2 — silnik z naddźwiękową komorą spalania, 3 — silnik o spalaniu detonacyjnym

Przy prędkościach przekraczających  $Ma=10$  może okazać się celowe zastosowanie silnika strumieniowego o spalaniu detonacyjnym. Mogą to być silniki zarówno o spalaniu wewnętrznym, jak i o spalaniu zewnętrznym [1,4].

\*) Lub w zakresie liczb Macha od ok. 3 do ok. 7 silnik mieszany, turbinowo-strumieniowy (przyp. redakcji).

## Silniki strumieniowe z naddźwiękową komorą spalania

Schemat silnika strumieniowego z naddźwiękową komorą spalania przedstawiono na rys. 21. W tym



21. Hipersoniczny silnik strumieniowy z naddźwiękową komorą spalania:

1 — rozkład temperatur w silniku z konwencjonalną komorą spalania, 2 — rozkład temperatur w silniku z naddźwiękową komorą

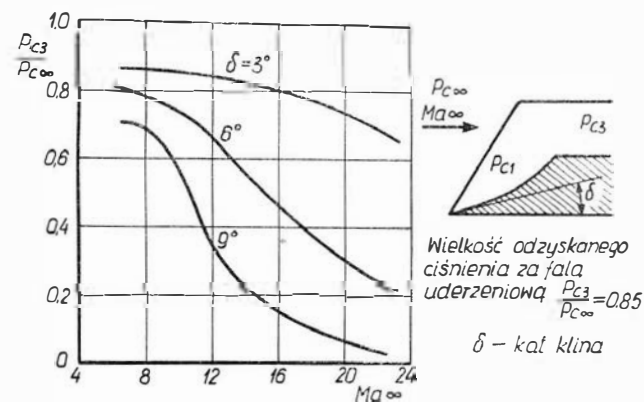
układzie strumień powietrza jest opóźniany w dyfuzorze do liczby Macha wynoszącej 2,5—8 (w zależności od prędkości lotu).

Ciśnienie powietrza jest na tyle wysokie (dzięki małym stratom ciśnienia), że czas spalania paliwa (gazowego) jest bardzo krótki. Komora spalania silnika hipersonicznego ma mniejszą długość niż komora spalania klasycznego silnika strumieniowego i nie przekracza 0,5 m [1]. Procesy spalania zachodzące w naddźwiękowej komorze silnika strumieniowego są kontrolowane przy mniejszych liczbach Macha przez procesy konwekcji cieplnej, a przy większych ( $Ma > 8$ ) — przez procesy dyfuzji, w związku z czym są stateczne w szerokim zakresie liczby Macha bez konieczności zmiany geometrii silnika. Jest to ważna zaleta silnika strumieniowego z naddźwiękową komorą spalania, dzięki której jego konstrukcja jest pro-

sta i lekka w przeciwieństwie do konstrukcji klasycznego silnika strumieniowego, w szczególności gdy jest on przeznaczony do szerszego zakresu zastosowań.

Porównanie parametrów i osiągnięć dwóch takich silników przeprowadzono w pracy [1], w której Antonio Ferri porównuje te silniki przy prędkości  $Ma=12$  na wysokości 30 km. Dyfuzor naddźwiękowy w obu silnikach jest identyczny. Wartość ciśnienia statycznego w końcu dyfuzora naddźwiękowego jest około 100 razy większa od ciśnienia statycznego przed falą uderzeniową, a liczba Macha wynosi 4,85. Wartość współczynnika zachowania ciśnienia całkowitego w komorze poddźwiękowej jest bardzo mała (0,013). Uzyskanie większego współczynnika zachowania ciśnienia byłoby możliwe tylko poprzez sterowanie warstwy przysiennej, jednak taki układ skomplikowałby bardzo konstrukcję. W tabelicy zestawiono parametry na wlocie i wylocie komory spalania obu silników.

Czas spalania w komorze naddźwiękowej jest rzędu od  $10^{-6}$  do  $10^{-5}$  sek. Tak więc, przy prędkości przepływu przez komorę, wynoszącej 3500 m/sek, długość płomienia wynosi od  $3,5 \cdot 10^{-3}$  do  $3,5 \cdot 10^{-2}$  m, co w połączeniu z małą długością odcinka mieszania daje bardzo krótką komorę. Z zamieszczonej tablicy widać, że silnik z poddźwiękową komorą spalania charakteryzuje się wysokimi temperaturami strumienia, w związku z czym silniki tego typu wymagają inten-



22. Zależność współczynnika zachowania ciśnienia całkowitego na wlocie do komory spalania od liczby Macha lotu dla różnych kątów klina dyfuzora

sywniejszego chłodzenia lub lotu na większej wysokości niż silniki z naddźwiękową komorą spalania, co w jednym i drugim przypadku zmniejsza wydajność ciągu silnika.

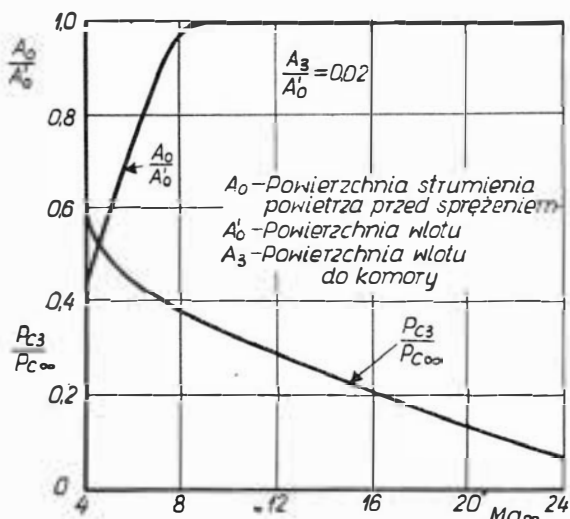
Oba rodzaje silników są porównywalne pod względem eksploatacyjnym tylko w zakresie lotu z prędkością  $Ma=3-4$ , natomiast przy wyższych prędkościach wyraźnie lepszy okazuje się silnik strumieniowy z naddźwiękową komorą spalania.

Antonio Ferri przeprowadził teoretyczne rozważania nad osiągnięciami silników strumieniowych z naddźwiękową komorą spalania. Doszedł on do wniosku, że najważniejszymi parametrami wpływającymi na sprawność ogólną silnika są: współczynnik zachowania ciśnienia całkowitego, sprawność dyszy oraz liczba Macha na wlocie do komory spalania.

Wartość współczynnika zachowania ciśnienia zależy od kształtu dyfuzora (kąty stożka lub klina) i od liczy-

Wielkości	Wlot do komory		Wylot z komory	
	naddzw.	poddzw.	naddzw.	poddzw.
pow. wlotu do silnika				
pow. wlotu do komory	0,023	0,023	—	—
Współczynnik zachowania ciśnienia całkowitego	0,50	0,013	—	—
Ciśnienie statyczne w atm.	2,7	75,0	2,7	75,0
Temperatura statyczna w °K	1400	5050	2975	4850
Prędkość w m/sek.	3500	450	3520	580
Liczba Macha	4,85	0,33	3,28	0,38

by Macha. Zmiany tego współczynnika w zależności od kąta klina i od liczby Macha pokazano na rys. 22.



23. Teoretyczne parametry wlotu silnika

Największe wartości współczynnika uzyskuje się, stosując układ fal stopniowych oraz sterowanie warstwy przyściennej. Schemat takiego układu pokazano obok wykresu na rys. 22.

Aby silnik mógł pracować w możliwie szerokim zakresie warunków lotu i wykazywać wysoką sprawność przy dużych liczbach Macha, wlot musi być sprawny zarówno przy małych, jak i przy dużych liczbach Macha. Typowa charakterystyka wlotu dla takiego układu pokazana jest na rys. 23. Rysunek ten przedstawia zmianę wartości współczynnika zachowania ciśnienia całkowitego i stosunku między powierzchnią strumienia powietrza przed sprężeniem przed silnikiem do powierzchni czołowej wlotu jako funkcje liczby Macha.

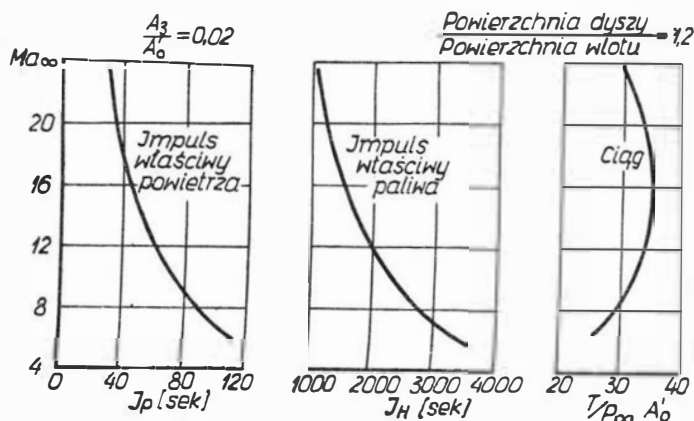
Na rys. 24 przedstawiono teoretyczne zależności impulsu właściwego powietrza, impulsu właściwego paliwa oraz ciągu w funkcji liczby Macha. Obliczenia były przeprowadzone dla silnika napędzanego wodorem przy następujących parametrach:

- stosunek paliwo-powietrze — stechiometryczny,
- temperatura całkowita paliwa — 2500 °C,
- stosunek ciśnienia wtryskiwanego paliwa do ciśnienia otoczenia — 10,

sprawność spalania — 0,95,  
 stosunek powierzchni przekroju wylotowego dyszy do powierzchni przekroju wlotu — 1,2,  
 sprawność dyszy — 0,95,  
 prędkość lotu na wysokości 30 000 m wynosiła  $Ma=6$  i zmieniła się stopniowo ze zmianą wysokości do  $Ma=24$  na wysokości 50 000 m.

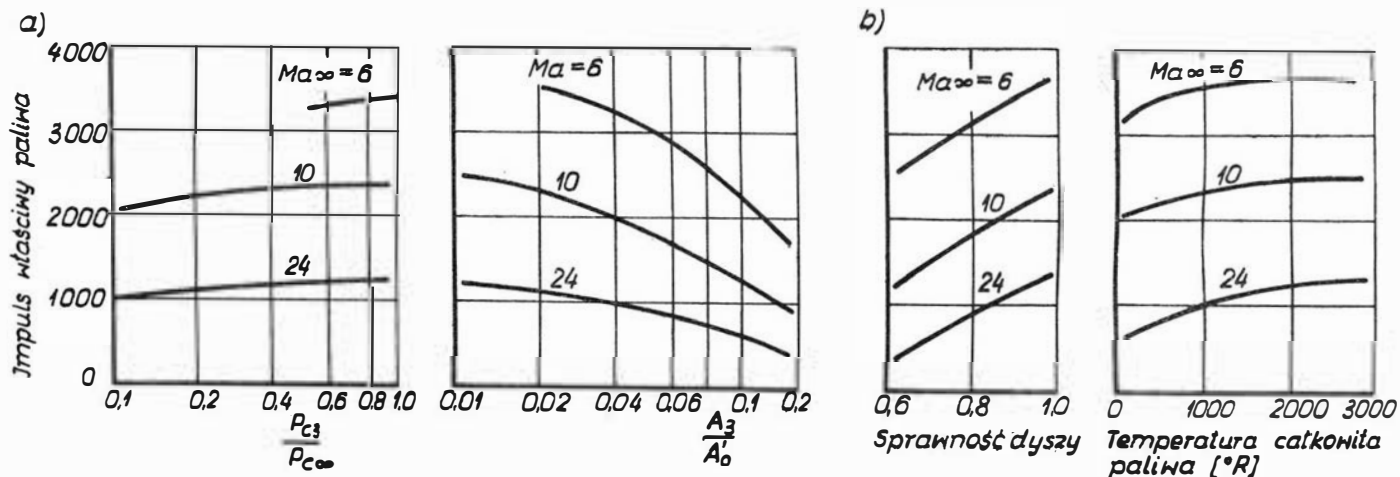
Straty powstałe wskutek tarcia i niewykorzystania całego strumienia zmniejszają ciąg i obniżają osiągi silnika, tak że rzeczywiste osiągi silnika strumieniowego z nadźwiękową komorą spalania są porównywalne z osiągnięciami silników rakietowych.

Zmiany impulsu właściwego paliwa ze zmianą niektórych parametrów silnika dla różnych liczb Macha pokazano na rys. 25. Z wykresów widać, że impuls właściwy paliwa praktycznie nie zmienia się ze zmianą współczynnika zachowania ciśnienia całkowitego. Impuls ten ulega znacznie większym zmianom ze zmianami trzech innych parametrów, a mianowicie: stosunku powierzchni wlotu do komory do powierzchni wlotu, sprawności dyszy i temperatury całkowitej paliwa.



24. Teoretyczne osiągi silnika

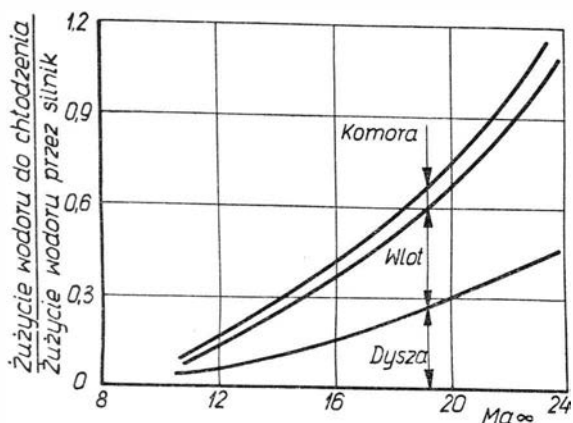
Przy lotach w zakresie dużych liczb Macha zarówno pojazd jak i silnik narażony będzie na granie aerodynamiczne. Do tego dochodzi jeszcze ogrzewanie elementów silnika przez spaliny. Intensywność wymaganego chłodzenia silnika i pojazdu zależy będzie głównie od prędkości oraz — w znacznie mniejszym stopniu — od wysokości lotu.



25. Zmiany impulsu właściwego paliwa ze zmianą niektórych parametrów silnika przy różnych liczbach Macha lotu

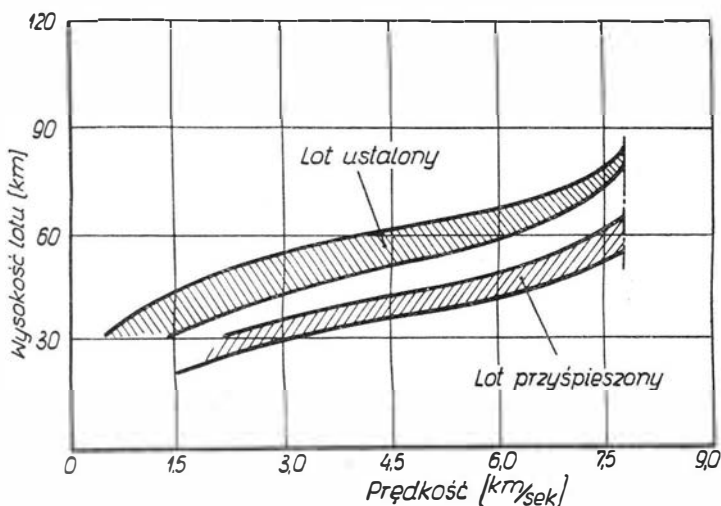


Jako chłodziwo do silnika zastosowane będzie paliwo wodorowe, które będzie używane do zasilania tych silników z dwóch względów: dlatego że jest wysoko energetyczne i, że wykazuje duże możliwości chłodzenia. Ogrzanie paliwa przy chłodzeniu silnika



26. Zależność względnego zużycia wodoru wymaganego do chłodzenia od liczby Macha lotu

wpływie wydatnio na podwyższenie impulsu właściwego paliwa (rys. 25 b). Rysunek 26 pokazuje względne zużycie wodoru wymaganego do chłodzenia nie-



27. Korytarze lotu

których elementów silnika w zależności od liczby Macha przy wysokości lotu wynoszącej 47 000 m. Chłodzący wodór jest przy tym ogrzewany do temperatury 1370 °C. Z wykresu widać, że możliwości chłodzenia silnika wodorem są większe od wymaganych aż do prędkości  $Ma = 23$ . Zwiększając więc stosunek paliwa do powietrza lub temperaturę paliwa można przy zastosowaniu tego silnika osiągnąć nawet prędkość orbitalną [1, 3]. W przypadku prędkości mniejszej od  $Ma=23$  można wykorzystać wodór do chłodzenia innych części pojazdu. Wiadomo jednak, że w takim pojeździe silnik będzie stanowił główną jego część, tak więc nie zostanie dużo dodatkowych elementów do chłodzenia.

Na rys. 27 przedstawiono korytarze lotu dla pojazdów przyspieszanych przez te silniki i dla pojazdów lecących lotem ustalonym.

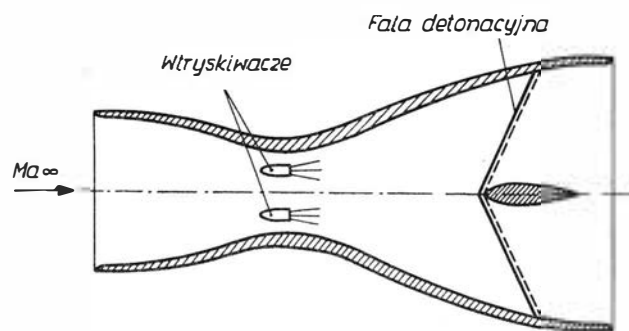
Z przeprowadzonych rozważań widać wyraźnie, że silniki strumieniowe z nadźwiękową komorą spalania mogą być pożyślnie stosowane w zakresie prędkości hipersonicznych. Będą one stosowane w dwóch

przypadkach: jako silnik przelotowy lub jako przyspieszacz wielkiego pojazdu, np. rakiety kosmicznej. W przypadku pierwszego rodzaju silnika ważne będą osiągi, natomiast w drugim przypadku ważny będzie ciąg z jednostki powierzchni czołowej oraz ciąg z jednostki ciężaru silnika.

### Silniki strumieniowe o spalaniu detonacyjnym wewnętrznym i zewnętrznym

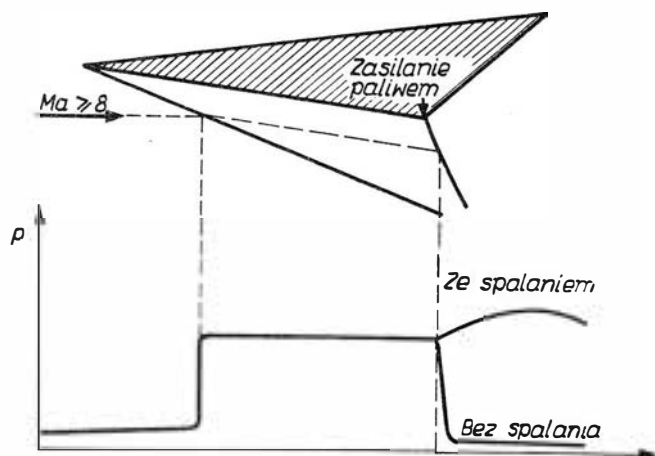
Rozważane są obecnie możliwości zastosowania spalania detonacyjnego w hipersonicznych silnikach strumieniowych. Wtrysk paliwa następowałby w strumieniu nadźwiękowym, a spalanie zachodziłoby w stojącej fali detonacyjnej, powstającej na krawędzi natarcia klina, umieszczonego w nadźwiękowym strumieniu mieszanki [4]. Schemat takiego silnika pokazano na rys. 28.

Narastające szybko ze wzrostem liczby Macha problemy ciepłno-strukturalne silnika nasunęły myśl zbudowania silnika strumieniowego o spalaniu ze-



28. Schemat hipersonicznego silnika strumieniowego o spalaniu detonacyjnym

wewnętrznym. Schemat takiego silnika wraz z rozkładem ciśnienia wzdłuż jego długości przedstawia rys. 29 [3, 4]. Paliwo byłoby wtryskiwane do nadźwiękowego strumienia o wysokiej temperaturze, wtryskiwacz byłby umieszczony tuż przed ścięciem klina. Doprowadzanie ciepła odbywałoby się pod tylną częścią silnika, powodując odchylenie strumienia



29. Schemat hipersonicznego silnika strumieniowego o spalaniu zewnętrznym

powietrza napływającego w obszar spalania, a więc i wzrost ciśnienia w tej części silnika. Taki silnik

stanowiłby jak gdyby latające skrzydło o naddźwiękowym profilu. Podwyższenie ciśnienia (wskutek spalania) w tylnej części „skrzydła” spowodowałoby podwyższenie wyporu i zmniejszenie oporu „skrzydła”. Przy intensywnym spalaniu (duży wypór w tylnej części „skrzydła”) mógłby wystąpić efekt powstania ciągu. Ponieważ większa część energii pochodzącej z rozprężania spalonych gazów idzie w tym przypadku raczej na wypór niż ciąg, więc określenie sprawności silnika jest trudne.

Silniki tego typu mogłyby być stosowane do hipersonicznego transportu lub do pojazdów powracających z przestrzeni kosmicznej [3]. W drugim przypadku celowość stosowania tego rodzaju silnika byłaby uzasadniona dwoma aspektami: silnik byłby użyty do zmniejszenia przeciążenia panującego przy powrocie oraz umożliwiłyby większą swobodę wyboru miejsca lądowania.

Trudno jest dziś dokładnie określić czas wejścia do eksploatacji tych silników, wiadomo jednak, że gdy

dostatecznie rozwinię się technologia materiałów żarowytrzymałych i obecne doświadczenia laboratoryjne zostaną wzbogacone o wyniki prób w locie, silnik strumieniowy z naddźwiękową komorą spalania zacznie stopniowo wypierać klasyczny silnik strumieniowy z pocisków kierowanych, a silniki raketowe z pierwszych stopni raket kosmicznych.

#### Literatura

1. *Ferri Antonio*: „Review of Problems in Application of Supersonic Combustion”, Journal of The Royal Aeronautical Society, September 1964. Vol. 68. Nr 645, str. 575—597.
2. *Gross R. A., Chintz W.*: „A Study of Supersonic Combustion”, Journal of The Aero/Space Sciences. July 1960. Vol. 27. Nr 7, str. 517—524.
3. *Hamilton J. C.*: „Part Two — Applied Aerodynamics”. Aircraft Engineering, September 1962, str. 260—270.
4. *Wójcicki St.*: „Silniki pulsacyjne strumieniowe raketowe, MON, Warszawa 1962.

Mgr inż. KRZYSZTOF KUNACHOWICZ

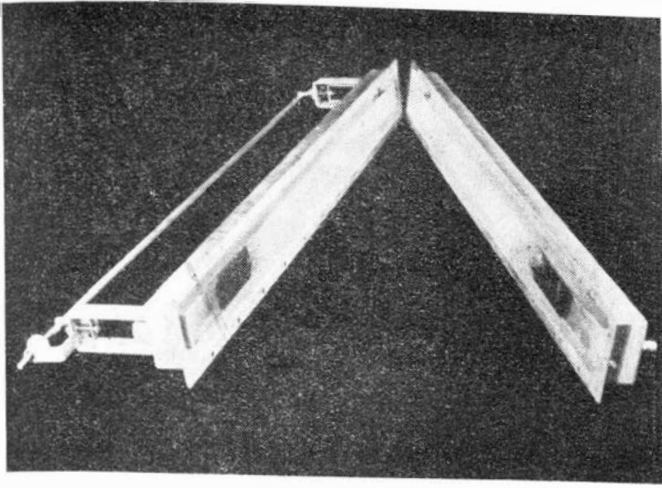
## Równoległa praca pokładowych nadajników radiokomunikacyjnych

*Omówiono budowę i właściwości szerokopasmowego dupleksera wykonanego w Instytucie Lotnictwa oraz przeprowadzone badania z równoległą pracą nadajników pokładowych pracujących na falach metrowych. Dupleksery wykazały przydatność do sumowania mocy w szerokim zakresie częstotliwości (100—150 MHz), zgodnie z przewidzianymi teoretycznie właściwościami. Przy badaniu nadajników stwierdzono zmienność fazy napięć wyjściowych, która dla wykorzystania właściwości dupleksera wymaga zastosowania układów do automatycznej regulacji fazy. Podano koncepcję takiego układu w oparciu o właściwości czwórników z diodami o zmiennej pojemności.*

Współcześnie łączność radiowa pomiędzy samolotami a służbą kontroli ruchu lotniczego odbywa się głównie na falach metrowych, w uzgodnionym przez Międzynarodowy Związek Telekomunikacji (ITU) i Międzynarodową Organizację Lotnictwa Cywilnego (ICAO) pasmie częstotliwości 118—136 MHz. W tym zakresie częstotliwości łatwo jest uzyskać na pokładzie samolotu anteny rezonansowe o małych wymiarach i dużej sprawności, natomiast trudno jest otrzymać dookólne charakterystyki promieniowania [1]. Dla tych częstotliwości fale radiowe rozchodzą się podobnie jak fale świetlne, a przewodzące powierzchnie konstrukcji samolotu umieszczone na drodze rozchodzenia się fal powodują cieniowanie części przestrzeni, w której wówczas nie odbiera się sygnałów radiowych. Dla dużych samolotów należy zwrócić szczególną uwagę na miejsce zainstalowania anteny, tak by geometria samolotu jak najmniej zmieniała wymaganą charakterystykę promieniowania. Przy zainstalowaniu anteny nad kadłubem cieniowany jest pewien obszar na ziemi, którego wielkość zależy od wysokości lotu i wielkości powierzchni ekranują-

cych. Długość „cienia” może dochodzić do kilkunastu kilometrów. W przypadku zamocowania anteny pod kadłubem cieniowana jest górna przestrzeń powyżej samolotu i wówczas łączność pomiędzy samolotami w powietrzu może być niezadowalająca. Dla zmniejszenia ekranującego działania samolotu można zamocować jedną antenę nad kadłubem a drugą pod kadłubem. Na każdym samolocie komunikacyjnym znajdują się dwa nadajniki pracujące na falach metrowych i każdy z nich może być podłączony do innej anteny.

Zazwyczaj w określonych warunkach lotu celowe jest prowadzenie łączności przez jedną z anten, przy czym w pewnych przypadkach dla zwiększenia zasięgów pożądane jest zwiększenie mocy doprowadzonej do anteny. Podobnie w urządzeniach naziemnych przy prowadzeniu dorywczej łączności na większe odległości zachodzi potrzeba dysponowania większą mocą niż ta, która jest potrzebna do zabezpieczenia przeciętnych wymagań operacyjnych. Mając do dyspozycji dwa nadajniki, można ich moce wyjściowe doprowadzić i zsumować w jednej antenie za pomocą



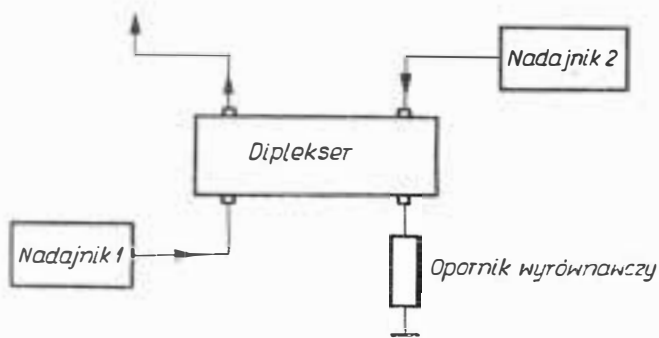
1. Fotografia szerokopasmowego dipleksera

urządzenia zwanego diplekserem. Zwiększenie mocy za pomocą dipleksera jest często rozwiązaniem ekonomicznym, najczęściej bowiem dla zapewnienia bezpieczeństwa lotu zachodzi i tak konieczność co najmniej podwójnej instalacji urządzeń nadawczych. Przy odpowiednio zaprojektowanym diplekserze, w przypadkach uszkodzenia jednego nadajnika, do anteny zostaje doprowadzona znaczna część mocy drugiego nadajnika, dzięki czemu radiostacja zdolna jest do dalszej pracy, a tylko zmniejsza się zasięg łączności.

W niniejszym artykule omówiono badania równoległej pracy dwóch nadajników pokładowych pracujących na falach metrowych, które przeprowadzono w Instytucie Lotnictwa.

### Szerokopasmowy diplexer

W urządzeniach łączności lotniczej ziemia-samolot-ziemia konieczna jest praca co najmniej w pasmie



2. Połączenie dipleksera

częstotliwości 118—136 MHz, przy czym przejście z jednej częstotliwości na drugą nie powinno wymagać skomplikowanych manipulacji. Te wymagania stanowiły podstawowe założenia przy opracowywaniu dipleksera, przekreślając równocześnie możliwość zastosowania bardziej znanych urządzeń wąskopasmowych pracujących w układach mostkowych.

Diplexer zaprojektowany i wykonany w Instytucie Lotnictwa [2], [3] pokazano na rys. 1. W obudowie metalowej znajdują się dwa odcinki przewodów sprzężonych o długości około ćwierć długości fali, odpowiadającej średniej częstotliwości pasma. Do

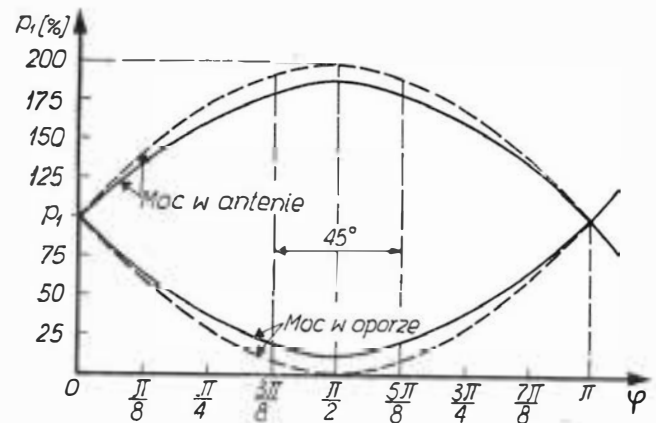
dwóch zacisków wejściowych doprowadza się moc z dwóch nadajników, jeden zacisk łączy się z anteną, a drugi z opornikiem wyrównawczym (rys. 2). Dla prawidłowo zaprojektowanego dipleksera moc obu nadajników powinna sumować się w obciążeniu podłączonym do wyjścia antenowego.

Napięcia na wyjściu antenowym i na oporniku wyrównawczym zależą od kąta fazowego napięć podawanych z nadajników. W przypadku, gdy amplituda obu podawanych napięć jest jednakowa, to napięcia wyjściowe można wyznaczyć ze wzorów:

$$U_1 = \frac{u}{j 1,414} (j + e^{j\varphi})$$

$$U_2 = \frac{u}{j 1,414} (1 + j e^{j\varphi})$$

gdzie  $U$  jest amplitudą napięć wyjściowych obu nadajników, a  $\varphi$  różnicą pomiędzy tymi napięciami [2]. Teoretyczny rozkład mocy w obciążeniach dipleksera



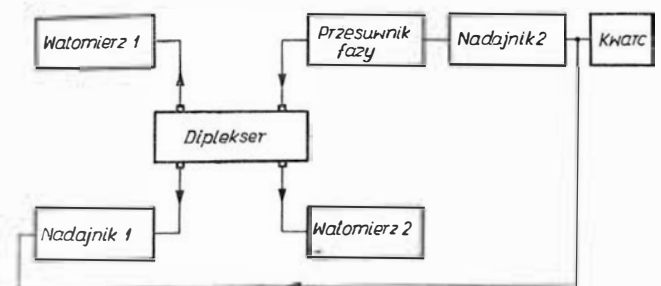
3. Rozkład mocy w obciążeniach dipleksera w funkcji kąta fazowego

----- krzywa obliczeniowa  
 ————— wyniki pomiaru  
 $P_1$  — moc jednego nadajnika

w funkcji kąta fazowego jest pokazany linią przerwana na rys. 3.

### Pomiary rozkładu mocy dwu nadajników pokładowych

Dwie radiostacje pokładowe UKF zostały połączone do współpracy równoległej, jak wskazuje rysunek 4. Dla uzyskania całkowitej synchronizacji generator kwarcowy pierwszego nadajnika został wykorzystany do wzbudzenia równocześnie nadajnika drugiego, z którego wyjęto kwarc. Nadajnik pierwszy



4. Układ pomiarowy do badania równoległej pracy radiostacji

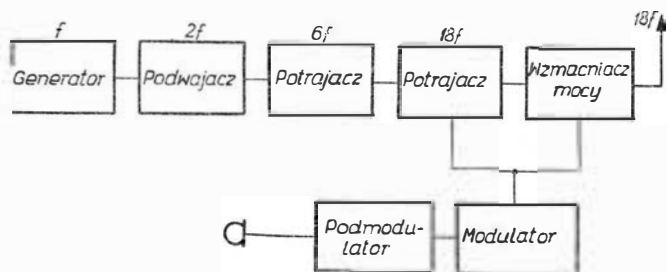
został podłączony do dupleksera poprzez przesuwnik fazy, nadajnik drugi — bezpośrednio. Wyjścia z dupleksera podłączono na watomierze wielkiej częstotliwości.

Dla sprawdzenia rozkładu mocy najpierw wyrównano różnice fazy, powstałe przez różne długości przewodów łączących nadajniki z duplekserem, oraz w wyniku zmiany fazy w podłączeniu generatora kwarcowego do drugiego nadajnika, a następnie zmieniając wielkość przesunięcia fazowego za pomocą przesuwnika, zmierzono rozkład mocy na obu watomierzach. Wyniki przedstawione na rys. 3 wskazują na dużą zgodność z krzywymi teoretycznymi rozkładu mocy.

Omówiony pomiar przeprowadzono w pasmie częstotliwości 100 do 150 MHz. Różnica pomiędzy krzywymi teoretycznymi i pomiarowymi wynika ze strat mocy w przewodach współosiowych i przesuwniku fazy. Zmieniając fazę napięć podawanych na duplekser  $\pm 90^\circ$ , można dowolnie sterować rozkładem mocy w obu obciążeniach od zera aż do podwójnej wielkości mocy jednego nadajnika. Tę ostatnią wartość użyśkuje się dla różnicy faz równej  $90^\circ$ . Omówione wyżej badania wykazały prawidłowość pracy wykonanego dupleksera. Warunkiem jego praktycznego zastosowania do radiostacji pokładowych typu R-800 jest utrzymanie stale potrzebnej różnicy faz napięć wyjściowych tych nadajników.

#### Stałości fazy nadajnika pokładowego

Schemat blokowy badanych nadajników pokładowych wskazuje rys. 5. Jak widać na schemacie, czę-



5. Schemat blokowy badanych nadajników pokładowych

stotliwość generatora jest w kolejnych stopniach powielana 18-krotnie. Tym samym zmiana fazy generatora powoduje aż 18-krotną zmianę fazy napięcia wyjściowego. Zmiana fazy sygnału w innych stopniach powoduje również zmiany na wyjściu odpowiednio do krotności powielenia. Rozpatrując kształt krzywej rozkładu mocy, pokazanej na rys. 3, można określić dopuszczalną zmianę fazy dla założonego spadku mocy.

Dla przyjętego na przykład spadku mocy 10% otrzymujemy dopuszczalną zmianę fazy równą  $\pm 22^\circ$ . Jest to dość duża wartość, która jednak wymaga zachowania stałości fazy generatora z dokładnością  $\pm 1,2^\circ$ . Ten warunek okazał się trudny do zrealizowania dla badanych radiostacji, w szczególności przy zdalnym przełączaniu kanałów. Dla sprawdzenia zauważonych wstępnie zmian fazy sygnałów wielkiej częstotliwości opracowano układ pomiarowy przedstawiony na rys. 6.

Dwa nadajniki poprzez tłumiki zasilają miernik impedancji (ZG — diagraf) w sposób umożliwiający porównanie fazy obu napięć. Badanie przeprowadzono również w układzie równoległej pracy nadajników przy wykorzystaniu dupleksera. Zauważono, że fazy napięć wyjściowych ulegają zmianom w funkcji czasu przy nagrzewaniu się nadajnika, po wyłączeniu i ponownym włączeniu, po zablokowaniu pokręteł strojenia i w wyniku pracy mechanizmów nastawnych przy zmianie kanałów. Największe zmiany fazy dochodziły do  $\pm 60^\circ$ , co powodowało znaczne wahania mocy w obciążeniu użytecznym. Tak daleko idące zmiany fazy wynikały ze wspomnianego układu elektrycznego radiostacji oraz z rozwiązania konstrukcyjnego sposobu strojenia i mechanizmów pracujących przy zdalnym przełączaniu kanałów. Przy stałej obserwacji mocy wyjściowej można było za pomocą ruchu pokręteł przywrócić właściwy rozkład mocy.

Z punktu widzenia wymagań prostoty obsługi ręcznej, ciągła regulacja fazy napięć wyjściowych nadajników jest nie do przyjęcia zarówno dla urządzeń pokładowych, jak i naziemnych.

Zwiększenie mocy przez równoległą współpracę jest praktycznie możliwe albo dla nadajników, których faza napięcia wyjściowego nie ulega zmianie, albo po wprowadzeniu układów realizujących automatyczną regulację fazy. Układy takie są znane [4], [5] i najczęściej polegają na wprowadzeniu w czwórnik RLC diod o pojemności zmiennej, w zależności od podawanego napięcia. Hardin [4] przeprowadził badania nad przesuwnikami fazy, których istota działania polega na wykorzystaniu zmiany sygnału fazy, odbitego od końca linii przesyłowej wielkiej częstotliwości, występującej przy zmianie reaktancji końcowej, realizowanej za pomocą diody o zmiennej pojemności. W rozważanej równoległej pracy nadajników wydaje się korzystniejsze zastosowanie czwórników proponowanych przez Ryana [5]. Jedną z zalet takiego rozwiązania jest właściwość stałej impedancji czwórników. Praktycznie zrealizowane układy są czwórnikami typu T z mostkiem, w których są zastosowane diody o zmiennej pojemności. Układ czwórnika wskazuje rys. 7. Za pomocą jednego czwórnika można zmieniać



6. Układ pomiarowy do badania stałości fazy dwu nadajników pokładowych

fazę o ok.  $60^\circ$  przy zmianie napięcia sterującego o 10 V. Szerokość pasma wynosiła przy 70 MHz ok. 20%, a straty poniżej 1 dB.

Chcąc wykorzystać właściwości czwórnika do regulacji fazy przy równoległej pracy dwu nadajników, należy znaleźć sposób automatycznego sterowania czwórnikiem odpowiednio do zmian fazy sygnałów wyjściowych.

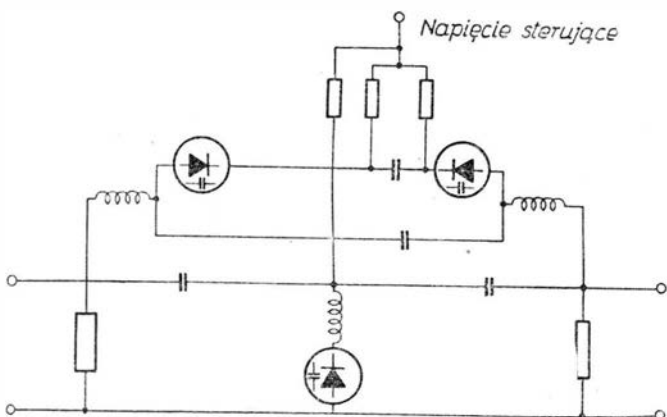
Przy pracy omówionego dupleksera można do tego celu wykorzystać zmianę napięcia na oporniku wyrównawczym. Jak pokazano na rys. 3, przy zmianie różnicy faz napięć z obu nadajników ulega zmianie



napięcie na oporniku wyrównawczym. Koncepcję układu automatycznej regulacji fazy dwu nadajników pracujących równolegle na jedną antenę przy wykorzystaniu dupleksera i czwórnika Ryana przedstawia schemat blokowy na rys. 8. Nadajnik pierwszy jest podłączony bezpośrednio z duplekserem, nadajnik drugi — poprzez czwórnik z diodami o zmiennej pojemności. Z detektora fazy, którego głównym elementem jest opornik wyrównawczy zostaje podane napięcie sterujące zmianę fazy czwórnika. W ten sposób zostaje zrealizowane sprzężenie zwrotne zapewniające zmianę fazy napięcia podawanego z drugiego nadajnika na duplekser zarówno przy zmianie fazy w tym nadajniku, jak i w nadajniku pierwszym.

### Wnioski

Przeprowadzone badania nad równoległą pracą dwu nadajników pokładowych wykazały, że zaprojektowa-

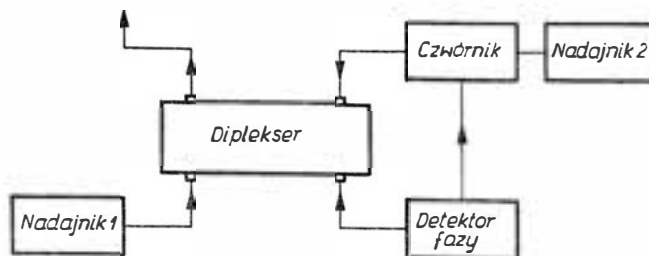


7. Czwórnik przesuwający fazę w funkcji napięcia sterującego

ny i wykonany duplekser pracuje zgodnie z przewidzianymi teoretycznie własnościami i może być stosowany do sumowania mocy dwu nadajników w szerokim pasmie częstotliwości tam, gdzie napięcia wy-

ściowe tych nadajników mają stałą różnicę faz z dokładnością  $\pm 20^\circ$ .

W rozpatrywanych nadajnikach pokładowych UKF można za pomocą pokręteł strojenia, bez dodatkowych elementów, uzyskać potrzebną różnicę fazy, która jednak ulega zmianie zarówno w funkcji czasu, jak i przy blokowaniu pokręteł strojenia i zmianie kanałów.



8. Schemat blokowy układu do automatycznej regulacji fazy napięć podawanych na duplekser

Równoległa praca takich nadajników wymaga automatycznej regulacji fazy. Jednym ze sposobów rozwiązania równoległej pracy nadajnika, przy wykorzystaniu dupleksera i przy występującej zmianie fazy może być zastosowanie czwórników z diodami o zmiennej pojemności.

### Literatura

1. Kunachowicz K.: „Anteny lotnicze”. Technika Lotnicza, zeszyt 4, sierpień 1957.
2. Staniszewski R.: „Projekt wstępny dupleksera”, opracowanie Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1965.
3. Kunachowicz K.: „Projekt koncepcyjny urządzeń UKF Centrum Kontroli Ruchu Lotniczego, Warszawa - Okęcie”, opracowanie Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1965.
4. Hardin R.: „Electronically — Variable Phase Shifters Utilizing Variable Capacitance Diodes”, Proc. IRE, vol. 48, nr 5, 1960.
5. Ryan W.: „A Constant Impedance Voltage — controlled Phase — shift Network”, The Radio and Electronic Engineer, vol. 29, nr 6, 1965.

STEFAN M. KOŁODYŃSKI

656.7.052.7

## Bezpieczne lądowanie przy każdej widoczności

Poważniejszymi przyczynami, które mogą spowodować wstrzymanie komunikacji lub zmianę jej rozkładu niezależnie od rodzaju transportu są:

- 1) zawodność maszyn,
- 2) słabość i niedoskonałość ludzka: a) choroba, b) błędy organizacyjne i c) błędna ocena sytuacji prowadząca do wypadku,
- 3) nie sprzyjające warunki środowiskowe spowodowane zwykle przez niepogodę.

W przypadku transportu powierzchniowego zarówno lądowego, jak morskiego powyższe powody prawie w jednakowym stopniu przyczyniają się do wstrzymania i znaczniejszych opóźnień w zasadzie bardzo regularnej komunikacji. Trudniej przeżywa je trójwymiarowy transport lotniczy jako najbardziej wrażliwy i nie wybaczący fałszywych decyzji dlatego, że: a) statki powietrzne są bardziej skomplikowane i przez to więcej podatne na usterki i uszko-

dzenia mechaniczne, b) wymagają od załogi wyższego rzędu sprawności i zdolności oceny sytuacji, c) środowisko, w którym operuje, jest bardziej nie rozpoznane, trudne i zaskakujące niebezpiecznymi niespodziankami.

W pracy niniejszej będą streszczone dotychczasowe osiągnięcia oraz zamiary na przyszłość, których celem jest niezależnienie transportu lotniczego od nie sprzyjających warunków środowiskowych, występujących przy lądowaniu o każdej porze doby w czasie złej pogody. Jest to najważniejsza przyczyna opóźnień i zawiesznień komunikacji lub skierowywania samolotu na lotniska niedocelowe i tym samym przyczyna niewygód i rozczarowań pasażerów oraz dodatkowych kosztów dla przedsiębiorstw komunikacji lotniczej.

Lądowanie jest tą fazą lotu, która wymaga od pilota najwyższej sprawności i precyzji, gdyż wytracając stopniowo wysokość i prędkość, nie dysponuje

zapasem ani jednego, ani drugiego i przez to jego ruchy sterami stają się nieodwołalne i nieodwracalne w następstwach — oraz wymagają największego skupienia zaostrej uwagi — przy całkowitym wyłączeniu się od wpływów ubocznych. W czasie lądowania musi on utrzymywać kąt toru, kierunek i prędkość lotu takie, aby po zejściu nad próg drogi startowej samolot znalazł się na odpowiedniej wysokości i we właściwej postawie do wyrównania go, przyziemia i utrzymywania kierunku podczas dobiegu aż do bezpiecznego zatrzymania się.

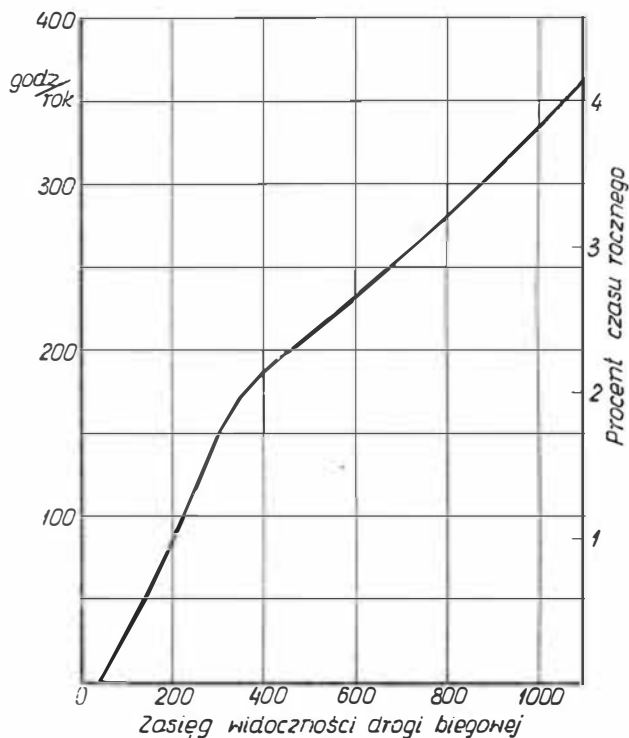
W miarę pogarszania się widoczności i istnienia turbulencji powietrza, lokalnych wiatrów o zmierzających prędkościach i kierunkach, specyficznych dla danego lotniska, oraz wiatru bocznego — lądowanie staje się coraz trudniejsze. Dlatego dla zapewnienia właściwego poczucia bezpieczeństwa podróży ustala się „minimum pogodowe”, tj. pewne granice operacyjne, poniżej których lądowanie na danym lotnisku jest wzbronione dla danej kategorii samolotów. Określają one (według przepisów angielskich):

minimalną podstawę chmur, czyli najmniejszą wysokość, z której widać ziemię — 76 m,

minimalny zasięg widoczności drogi startowej, tj. minimalną odległość mierzoną transmisometrem, przy której widać znaki orientacyjne lub światła na drodze startowej z punktu znajdującego się 4,6 m nad jej poziomem, patrząc w kierunku startu lub lądowania: 366—550 m,

maksymalny wiatr boczny: 46 km/godz.

Procent czasu, w którym warunki bywają gorsze od powyższych ograniczeń, zmienia się w zależności



1. Zasięg widoczności drogi biegnącej na lotnisku Heathrow

od położenia geograficznego danego portu lotniczego i pory roku. Na rys. 1 naniesiono liczby godzin w ciągu roku, w czasie których Londyński Port Lotniczy HEATHROW jest zamknięty w zależności od zasięgu widoczności drogi startowej. Dla samolotów, które obowiązuje 550 m jest on zamknięty przez 220 godzin, co stanowi 2,5% czasu rocznego. Praktycznie oznacza to 20 lądowań zawieszonych w roku dla każdego samolotu kategorii VC10 oraz — prawie 100 lądowań dla kategorii BAC One-Eleven.

#### Stan obecny

Większość współczesnych samolotów komunikacyjnych, które obsługują węzłowe lotniska, jest tak wyposażona, że może wykorzystywać zainstalowane na

nich urządzenia naziemne różnego typu do lądowania na przyrządy. Najważniejszy z nich jest układ Instrument Landing System (ILS). W skład jego zasadniczo wchodzi: dwie radiolaternie na lotnisku i dwa odbiorniki na samolocie.

Radiolaternie wysyłają radiowiązki, z których jedna wytycza pochylenie toru schodzenia, druga zaś — jego kierunek.

Dwa odbiorniki na samolocie przekazują wielkości wyjściowe do wskaźnika krzyżowego z dwiema wskazówkami przecinającymi się w środku pod kątem prostym, tj. ustawiającymi się w położenie zerowe, gdy tor lotu samolotu pokrywa się z torem schodzenia ILS, wytyczonym przez obie radiowiazki. O każdym zboczeniu samolotu w prawo lub w lewo od toru schodzenia sygnalizuje natychmiast wychylenie wskazówki pionowej, a o zejściu w dół lub w górę — wskazówka pozioma. Typowe pochylenie toru schodzenia wynosi 3° a jego kierunek pokrywa się z linią środkową drogi startowej.

Pożytecznym udogodnieniem ILS są zestawy pilotażowe „Flighth Directors”, które na minimalnej ilości tarcz orientują pilota nie tylko „co robi”, ale również „co powinien zrobić”, i przez to skracają czas pomiędzy błędem a korektą. Przy zainstalowaniu zestawu „Flighth Directors” wstępna informacja układu ILS o zboczeniu samolotu z toru schodzenia jest przekazywana przez odbiorniki samolotowe do pilota przed pokazaniem jej na tablicy przyrządów pokładowych i dlatego czas jego zastanawiania się jest włączany w sygnał. Pilot zamiast otrzymywać tylko sygnały informujące obecnie, otrzymuje równocześnie i sygnały — komendy wykonawcze.

Najbardziej znane są zestawy pilotażowe „Flighth Directors” produkowane przez wytwórnie: Smiths, Collins, Bendix i Sperry. Różnią się one znacznie sposobem wskazań, natomiast w skład wszystkich wchodzi dwa zasadnicze przyrządy: jeden z nich podaje odchylenie samolotu oraz informację — komendę na tle informacji o jego zasadniczej postawie otrzymywanej ze sztucznego horyzontu, drugi — zboczenie samolotu na tle informacji o kursie, otrzymywanej z układu busoli. W ostatnich latach zestawy te przyczyniły się do zwiększenia bezpieczeństwa i regularności komunikacji lotniczej, jednakże nie ma wątpliwości, że przyszłość lądowania bez widoczności będzie oparta na sterowaniu samoczynnym.

Obecnie większość samolotów komunikacyjnych ma po jednym autopilocie, który włącza się przy nabieraniu wysokości i w locie podróży w celu odciążenia pilota. Większość autopilotów jest sprzężonych z urządzeniem samoczynnego lądowania, które po odpowiednim nastawieniu i dobraniu kolejnych faz lotu przez pilota jest zdolne wykonać lot po pełnym obwodzie, wejść w radiowiazki ILS i sterować samolotem wzdłuż wytyczonego przez nie toru schodzenia. Na wysokości 61—91 m nad ziemią wyłącza się automatyczne lądowanie przede wszystkim z powodu wyłączenia się autopilota i jeśli w tym czasie pilot nie nawiąże łączności wzrokowej z ziemią, to dodaje gazu silnikom w celu powtórzenia lądowania.

#### Oświetlenie lotniska

W większości portów lotniczych ustawiona jest na trasie toru schodzenia ILS linia światła z pięcioma poprzecznikami, orientującymi pilota o położeniu horyzontu według projektu E. S. Calverta z Royal Aircraft Establishment. To oświetlenie łącznie ze światłami na krawędziach i progów drogi startowej poważnie ułatwia pilotowi przejście z lotu na przyrządy lub samoczynnego na lot z widocznością przy minimalnej podstawie chmur do 61 m, widoczności drogi startowej do 457 m i prędkości lądowania około 232 km/godz. Poza tym w wielu portach znajduje się świetlny kierunkowskaz pochyłości toru lądowania ILS (Visual Approach Slope Indicator). Spośród kilku typów wyróżnia się kierunkowskaz świetlny RAE-THORN V.A.S.I., zatwierdzony przez brytyjskie i amerykańskie władze lotnicze. Składa się on z czterech zestawów trójreflektorowych, wysyłających wąskie wiązki światła, ustawionych symetrycznie po obu stronach drogi startowej na jej początku. Odległość między szeregami wynosi 152 m. Jeśli w czasie

schodzenia pilot widzi jeden szereg świateł białych i drugi szereg świateł czerwonych, to tor lotu samolotu pokrywa się z torem lądowania wytyczonym przez kierunkowskaz. Jeśli widzi on dwa szeregi świateł, to samolot znajduje się nad torem schodzenia, jeśli dwa szeregi czerwonych — to poniżej. Przy dobrej pogodzie światła są widoczne w dzień z odległości 4,6 do 9,7 km, w nocy zaś — 24 km lub więcej. Nawet przy zainstalowaniu świateł schodzenia Calverta, dopełnia je, gdyż orientuje pilota o wysokości schodzenia. Jest on wielką pomocą, szczególnie gdy schodzi się do lądowania znad morza i terenów pustynnych oraz na lotnisku, gdzie mała ilość lądowań przy złej widoczności nie usprawnia wiedliwia zainstalowania pełnego układu świateł schodzenia. Poza tym, jest on ważny dla pilotów samolotów odrzutowych podczas lądowania przy dobrej pogodzie w dzień lub w nocy, gdyż ostrzega ich, aby nie schodzili za nisko ze względu na hałas nad dzielnicami mieszkalnymi.

Można przyjąć w uogólnieniu, że obecne urządzenia w portach oraz wyposażenie większości samolotów umożliwiają bezpieczne lądowanie przy każdej widoczności z wyjątkiem omówionego 2,5%. Aby zmniejszyć ten procent konieczne jest wprowadzenie nowych metod i dodatkowego sprzętu. Warto więc przeanalizować charakter tych 2,5%, aby zorientować się co do możliwości dalszego obniżenia minimum pogodowego. Histogram lotów zawieszonych i skierowań samolotów na lotniska niedocelowe, sporządzony przez port Heathrow za ostatnie lata w odniesieniu do różnych długości zasięgu widoczności drogi startowej (gdy w Europie obowiązywało minimum 366—550 m) wykazuje, że można szybko i wiele zrobić dla skrócenia minimum do 230 m oraz zmniejszać kolejno aż do 46 m jako granicy, przy której ruch powierzchniowy staje się w praktyce niemożliwy.

Wszelgólnymi przeszkody, które utrudniają dalsze obniżanie minimum pogodowego, pamiętając że nowo opracowany układ musi: 1) swoje zadania spełniać z precyzyjną dokładnością i powtarzalnością przy wszystkich zmiennych warunkach oraz 2) zapewnić usunięcie każdego błędu, nie dopuszczając przy tym do wytworzenia się niebezpiecznej sytuacji, 3) podwyższyć poziom bezpieczeństwa; w żadnym przypadku ryzyko nie może być większe od obecnego.

### Granice osiągów

**1. Układ na samolocie.** Brak odpowiednio precyzyjnego: a) wytracania wysokości w czasie schodzenia, b) utrzymywania kierunku schodzenia, c) regulowania prędkości schodzenia oraz d) naprowadzania samolotu lub sterowania nim w czasie dobiegu.

Niewystarczająca pomoc w przyrządach do bezpiecznego pilotażu.

Niewystarczające informowanie o wysokości:

a) wysokościomierze barometryczne: niedokładność z powodu zwłoki, błąd z powodu usytuowania przyrządu, wahaniami w zależności od kąta natarcia i bliskości ziemi, nieprecyzyjne ustawienie wysokościomierza barometrycznego, błąd przyrządu w zależności od stopnia regulacji i konserwacji oraz wrodzony brak czułości,

b) radiowysokościomierze: zależność od charakterystyki terenu znajdującego się pod torem schodzenia.

**2. Układ naziemny.** Niedostateczna charakterystyka radiowiaźki pochylecia toru schodzenia przy małych wysokościach.

Niedostateczna charakterystyka radiowiaźki kierunku schodzenia przy małych wysokościach łącznie z jej uczuleniem na wpływy przelatującego samolotu.

Brak układu do naprowadzania samolotu w czasie dobiegu.

### 3. Niepożądane cechy charakterystyczne samolotu.

Duża prędkość schodzenia do lądowania.

Ograniczona widoczność z kabiny pilota.

Duże zmiany w wyrównoważeniu samolotu z powodu oddziaływania bliskości ziemi wskutek wytwarzania się „poduszki powietrznej”.

Graniczna charakterystyka stateczności poprzecznej samolotu w czasie schodzenia do lądowania na prędkościach minimalnych.

Nieodpowiednie obwody sterowania.

Duże straty w wysokości lotu po dodaniu gazu wskutek decyzji pilota powtórzenia schodzenia do lądowania.

### Ograniczenia bezpieczeństwa

**1. Układ na samolocie.** Zakłócenia toru lotu samolotu z powodu błędu autopilota:

a) utrata wysokości z powodu błędu przy ustawieniu steru wysokości „ciężki na łeb”,

b) błąd przy ustawieniu steru wysokości „nosem do góry”, prowadzący samolot do krytycznych kątów natarcia i utraty prędkości,

c) przechyły samolotu i zboczenia z kursu schodzenia do lądowania (samolot „wisi” w prawo, lewo i zbacza),

d) nagła utrata całkowita lub częściowa sterowania samoczynnego i zaskakujące przejście ze sterowania samoczynnego na ręczne.

**2. Układ naziemny.** Podatność obu radiolatarni na uszkodzenia, powodujące przerwy w sygnałach.

**3. Ogólnie.** Przemęczenie pilota, które przyczynia się do obniżenia poziomu bezpieczeństwa lotu.

Szczególnie w Wielkiej Brytanii podkreśla się znaczenie samoczynnego lądowania przy widoczności drogi biegowej do 46 m. Po opanowaniu powyższych ograniczeń samoloty będą mogły lądować bez bezpośredniego udziału pilota, pozostawiając mu tylko czynności kierownika układu. Uznaje się przy tym, że program samoczynnego lądowania należy wprowadzać stopniowo, roztropnie, ostrożnie, aby piloci wraz z załogami i pasażerami mogli przekonać się o jego niezawodności i zechcieli zaaprobować. Obecnie, w pierwszym etapie, używa się już istniejące układy praktycznie na liniach lotniczych przy dobrej widoczności w celu uzyskania doświadczenia operacyjnego.

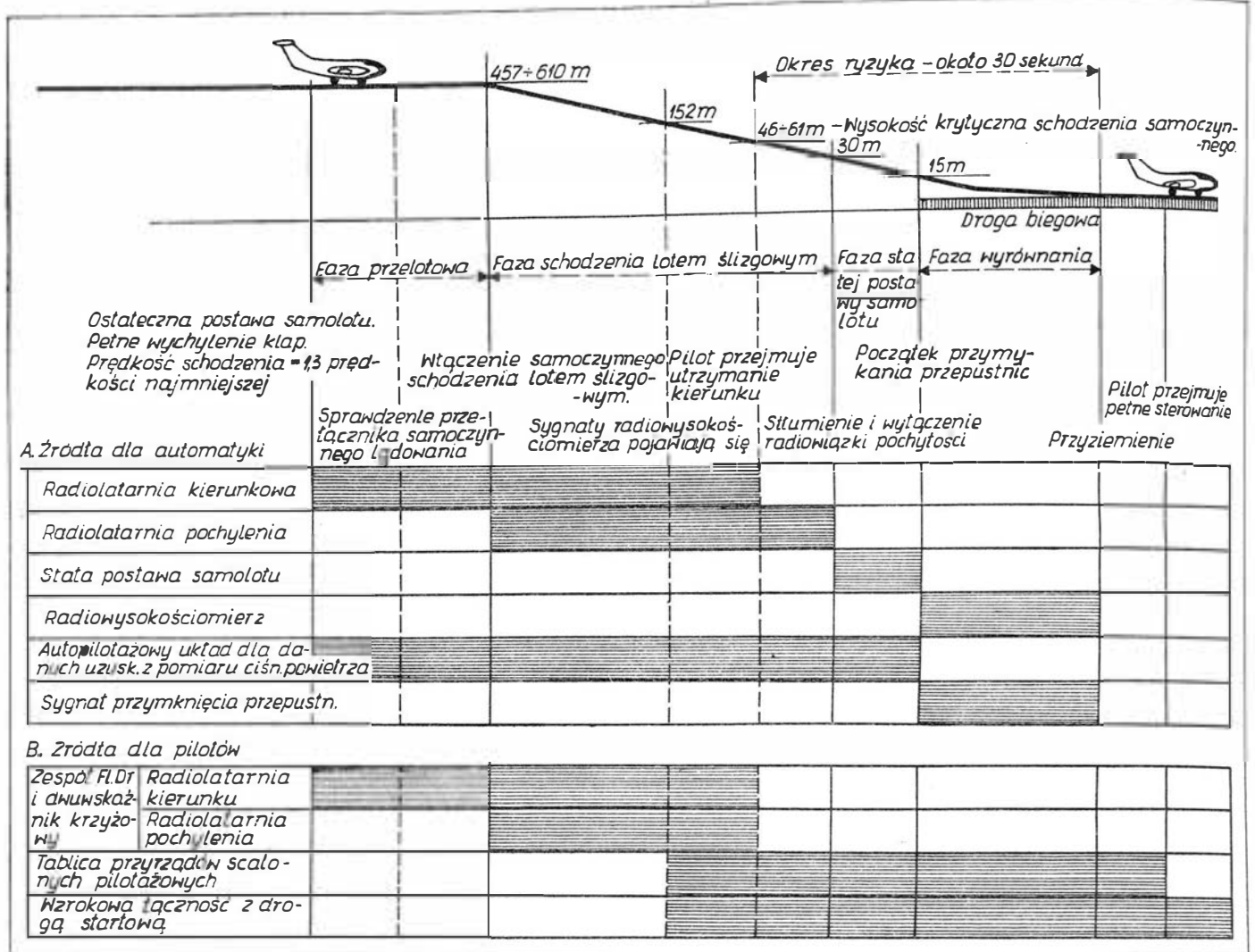
### Układy brytyjskie

W brytyjskim lotnictwie komunikacyjnym przedstawicielami dwóch głównych projektów lądowania przy każdej widoczności są układy zainstalowane na samolotach HS Trident i VC10. Planuje się również program obniżenia minimum pogodowego dla BAC One-Eleven.

Powyższe układy zostały opracowane i w znacznej mierze wyprodukowane przez doświadczalną jednostkę Blind Landing Experimental Unit (BLEU), stacjonującą w Royal Aircraft Establishment (RAE) w Bedford. Istnieje ona od 20 lat i z powodzeniem wykonała tysiące całkowicie samoczynnych lądowań na wielu typach samolotów.

W czasie schodzenia samolotu rozróżnia się w układzie BLEU trzy fazy sterowania samolotem koło jego osi poprzecznej. Początkowo samolot przy niezmiennym postawie szybuje po torze schodzenia ILS do wysokości 30—46 m, tj. najmniejszej wysokości, przy której odbicia od ziemi i inne czynniki nie zniekształcają jeszcze radiowiaźki toru schodzenia. W drugiej fazie, tj. do wysokości około 15,2 m, samolot utrzymuje stały kąt schodzenia, wyśrodkowany jako przeciętny z poprzedniej fazy. Na wysokości około 5 m zaczyna się faza wyrównywania samolotu, w czasie której elementem namierzającym jest radiowysokościomierz. Jego sygnały przekazywane są do przelicznika elektronicznego, który wytwarza taką metodę sterowania wysokościowego, że kąt toru lotu samolotu maleje według podstawowej zależności  $\dot{h} + \tau \ddot{h} = 0$ , gdzie  $\dot{h}$  = wysokość samolotu nad ziemią,  $\tau$  = stała układu.

Odbiornik samolotowy odbiera sygnały radiolatarni kierunkowej do chwili tuż przed przyziemieniem samolotu. Utrzymywanie kierunku w czasie schodzenia składa się z dwóch faz, z których druga zaczyna się przed przyziemieniem, gdy następuje zgranie się osi podłużnej samolotu z linią środkową drogi biegowej przez samoczynne wychylenie steru kierunkowego proporcjonalnie do siły wiatru bocznego. Czasami kąt znoszenia może być duży.



2. Kolejność operacji w czasie samoczynnego schodzenia do lądowania z wyszczególnieniem źródeł dla automatyki i pilotów

Prędkość schodzenia samolotu jest regulowana samoczynnie i na większej części toru schodzenia ILS jest ona stała dzięki układowi, który reguluje ustawienie przepustnic, oraz dzięki wykorzystaniu: 1) błędu prędkości z układu statycznego Pilot'a, jako zasadniczego sygnału regulującego, oraz 2) położenia samolotu w stosunku do osi poprzecznej jako stabilizującego.

W czasie fazy wyrównywania sygnał radiowysokościomierza powoduje samoczynne przyzmknięcie przepustnic do lądowania.

Po przyziemieniu pilot przejmuje kierowanie samolotem. W próbach znajduje się samoczynne naprowadzanie a nawet sterowanie samolotu w czasie dobiegu.

Urząd Air Registration Board, w skład którego wchodzi przedstawiciele wszystkich zainteresowanych lotnictwem, jak: pasażerowie, piloci i producenci, wychodzi z założenia, że poziom bezpieczeństwa lądowania samoczynnego powinien co najmniej dorównywać obecnemu stanowi i dlatego prawdopodobieństwo „katastrofálne uszkodzenia” układu nie powinno być większe aniżeli  $1 \times 10^{-7}$ . Pod pojęciem „katastrofálne uszkodzenie” rozumie się nie tylko czynne wadliwe działanie i bład autopilota, lecz również całkowite uszkodzenie bierne.

Przy szacowaniu zdatności układu, który odpowiadałby temu kryterium, należy rozważyć wszystkie jego elementy naziemne i na samolotach. Prawdopodobieństwo uszkodzenia można rozłożyć, dzieląc urządzenie układu samoczynnego lądowania na cztery grupy:

1) urządzenia samoczynne na samolocie do wyrównywania samolotu i regulowania ustawiania przepustnic  $0,1 \times 10^{-7}$ ,

2) utrzymywanie kąta schodzenia samolotu: radiolaternia pochylecia toru schodzenia i jej odbiornik samolotowy, autopilot, ster wysokości  $0,4 \times 10^{-7}$ ,

3) utrzymywanie kierunku schodzenia samolotu: radiolaternia kierunku schodzenia i jej odbiornik samolotowy, układ sterowania lotkami  $0,4 \times 10^{-7}$ ,

4) wyrównanie osi podłużnej samolotu z linią środkową drogi biegnącej przed przyziemieniem i tłumienie oscylacji steru kierunkowego: ster kierunkowy na samolocie  $0,1 \times 10^{-7}$ ,

Całkowite prawdopodobieństwo uszkodzenia w czasie lądowania  $1 \times 10^{-7}$ .

Są to warunki tak zastrzone, że pojedynczy układ nie jest w stanie spełnić ich i dlatego wprowadzono wielokrotność układów w celu zapewnienia ciągłości sterowania samoczynnego samolotem, gdy jeden z nich psuje się lub został uszkodzony. Wyłonily się przy tym dwie odrębne zasady: 1) uwielokrotnienie (multiplexing) i 2) wielokrotne ostrzeganie (multiple monitoring).

W układzie „multiplexing” więcej aniżeli jeden układ pracuje wspólnie i jednocześnie z innymi. Dla zabezpieczenia się przeciwko pojedynczemu uszkodzeniu czynnemu lub biernemu i w celu uzyskania charakterystyki „fail safe” (bezpieczne uszkodzenie) konieczny jest układ duplex z dwoma podkanałami dla każdej samolotowej osi sterowania i wtedy sygnał z uszkodzonego podkanału przeciwdziałają sygnaly z nie uszkodzonego podkanału, autopilot zostaje samoczynnie wyłączony i przechodzi się na ręczne sterowanie z małymi trudnościami lub bez. W samolocie HS Trident zastosowano duplex z możliwością podwyższenia stopnia uwielokrotnienia do triplexu.



W tym przypadku dwa nie uszkodzone podkanały wykrywają i wyłączają uszkodzony — dzięki układowi „większością głosu” (majority rate system), układ triplex staje się duplexem i samoczynne sterowanie samolotu nie jest wyłączone pomimo jednego uszkodzenia.

Przy zasadzie wielokrotnego ostrzegania (multiple monitoring) instaluje się kilka całkowicie identycznych i oddzielnych układów, z których tylko jeden steruje samolotem w danej chwili. W skład każdego układu wchodzi łańcuch sygnałów czynnych z elementami biernego ostrzegania dla każdego z podukładów w łańcuchu czynnych sygnałów. Każde uszkodzenie w którymkolwiek z elementów łańcucha czynnych sygnałów albo układu biernego ostrzegania natychmiast wywołuje sygnał alarmowy, który uruchamia samoczynne przełączenie na jeden z następných układów. Na samolocie VC10 zainstalowano układ ostrzegawczy podwójny (monitored duplicate system). Na tym szczeblu układ opanowuje każde jednorazowe uszkodzenie, pracując nadal bez przerwy.

Początkowo oba samoloty będą nabywać doświadczenia w samoczynnym sterowaniu do chwili przyziemienia, a samolot HS Trident już jest upoważniony do operacyjnego wykorzystania układu. Jest to połowa drogi do lądowania całkowicie samoczynnego, gdyż, jak dotąd, układ steruje całkowicie samoczynnie samolotem w płaszczyźnie pionowej i jego prędkością, pozostawiając pilotowi sterowanie ręczne w końcowej fazie schodzenia i w czasie lądowania. Na rysunku 2 naniesiono przebieg samoczynnego lądowania z wyszczególnieniem urządzeń i przyrządów będących źródłem danych dla automatyki i pilota.

#### Poglądy w Stanach Zjednoczonych

Na ogół istnieją znaczne różnice w opinii po obu stronach Atlantyku i amerykańscy producenci oraz operatorzy lotniczy niechętnie przyznają, aby całkowite zautomatyzowanie było jedynym rozwiązaniem

zagadnienia lądowania przy każdej widoczności. Zgadzają się, że stopniowe obniżanie minimum pogodowego zależy od stałego i miarowego usuwania wyszczególnionych ograniczeń. O wiele większy nacisk kładzie się tam na utrzymanie pilota, jako wykonawcy w zamkniętym cyklu sterowania, przez wprowadzenie ulepszonej i nowej instrumentacji oraz — na wykorzystanie układów naprowadzania wzrokowego. W pewnym stopniu warunki klimatyczne, jakie panują w Stanach Zjednoczonych, oddziałują na taki sposób rozumowania, gdyż jest tam wiele okolic, gdzie nie ma nigdy złej widoczności.

Ta różnica w poglądach na rozwiązanie zagadnienia lądowania przy złej widoczności wpłynęła na zasady obniżenia minimum pogodowego dla samolotów BAC One-Eleven, którymi zainteresował się cały świat i najwięcej zakupiły ich Stany Zjednoczone. Dlatego zaprojektowano je w taki sposób, aby mogły przyjmować układy do obniżenia minimum pogodowego, poczynając od skromnie ulepszonego, obecnie istniejącego, i kończąc na układzie do lądowania całkowicie samoczynnego. Wkrótce rozpoczną się próby w locie pierwszego stadium układu.

#### Wnioski

Wielka Brytania stała się pionierem układów bezpiecznego lądowania przy każdej widoczności. Owoce tej pracy zaczynają ujawniać się praktycznie w działalności linii lotniczych.

W końcu obecnego dziesięciolecia wiele kosztownych i demobilizujących ogół opóźnień i zawieszek lotów, przyczyniających się również do kłopotliwego zamieszania w portach, gdy niepogoda pogarsza się poniżej dopuszczalnego minimum, będzie należeć do przykrzych wspomnień.

Opracował S. M. Kołodyński według: Weber G. W. „Landing aircraft safety in all weathers”, Engineering, September, 1966, str. 333—335.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

■ Statystyka IATA wykazuje stałe zwiększanie się bezpieczeństwa w komunikacji lotniczej. Poniżej liczby na lata 1960—1964.

Najwięcej katastrof lotniczych, które pociągają straty w ludziach zdarza się przy starcie lub lądowaniu samolotu. Przyczyn tego Towarzystwa Ubezpieczeń doszukują się w niedostatecznym jeszcze

wyposażeniu samolotów, lotnisk i portów lotniczych w precyzyjną automatyczną aparaturę. Jednak pomimo malejącego ryzyka rosną sumy wypłacanych odszkodowań. Ostatnio IATA podjęło uchwałę o podwyższeniu sumy ubezpieczenia wypłacanej za kalectwo lub śmierć w katastrofie samolotowej z kwoty 8300 do 50 000 dol.

Typ samolotu	Ilość katastrof z wypadkami śmiertelnymi					Ilość śmiertelnych ofiar				
	1960	1961	1962	1963	1964	1960	1961	1962	1963	1964
Rok										
Śmigłowce	23	13	14	17	12	470	356	241	320	300
Turbosmigł.	6	6	7	5	6	264	192	100	47	275
Odrzutowce	3	6	7	5	2	113	257	424	347	150
Razem	32	25	28	27	21	847	805	765	714	725

Rok	Ilość pasaż. w milionach	Ilość ofiar śmiertelnych	Ilość ofiar śmiertelnych na	
			1 mln pasażer.	100 mln pas.-km
1960	106	847	8	0,78
1961	111	805	7,2	0,70
1962	125	765	6,2	0,52
1963	134	714	5,1	0,48
1964	156	725	4,7	0,43

■ Rada FAI przyznała złoty Medal FAI amerykańskiemu pilotowi Stephensonowi za absolutny rekord świata na samolocie odrzutowym (Ma=3), Złoty Medal Kosmiczny przyznano A. Leonowowi za orbitowanie w Kosmosie. Dyplomy Tisandiera otrzymali m.in. Polacy: gen. Cz. Mamkiewicz, min. J. Olszewski i mgr inż. Z. Reguła.

■ Szybowcowe mistrzostwa USA odbyły się w Reno i zgromadziły na starcie 65 pilotów. Mistrz Polski E. Makula — latając na „Foce” — zajął pierwsze miejsce w klasie standard, piąte zaś w ogólnej klasyfikacji. W ciągu 10 dni rozegrano 9 konkurencji, w których Makula był w powietrzu 65 godzin i przeleciał 4300 km. Przeloty odbywały się nad Górami Skalistymi i pustyniami, gdzie wznoszenia dochodziły do 11 m/sek.

■ W Szybowcowych Mistrzostwach Węgier, w których startowało dwóch pilotów polskich, wielki sukces odniósł K. Gorzkiewicz z Gdańska. Zajął on pierwsze miejsce i uzyskał nieoficjalny tytuł Szybowcowego Mistrza Węgier (regulamin węgierski nie przewiduje przyznawania tego tytułu pilotom zagranicznym). Na czwartej pozycji uplasował się Jerzy Adamek, który do ostatnich dni zawodów był liderem mistrzostw.

■ Na spadochronowych mistrzostwach świata sukces odniosła nasza reprezentantka: A. Chmielarczyk. W końcowej klasyfikacji (skoki na celność lądowania i akrobacja) zajęła ona IV miejsce, wyprzedzając wszystkie spadochroniarki oprócz trzech reprezentantek ZSRR. Mistrzynią świata została Jeremina.

■ W trójmeczcu spadochronowym trzech aeroklubów: Koszyc (CSRS), Nyiregyháza (Węgry) i Łodzi (Polska) duży sukces odnieśli nasi spadochroniarze, którzy w klasyfikacji indywidualnej zajęli trzy pierwsze miejsca.

FAI zatwierdziła rekord międzynarodowy zdobyty przez amerykańskiego pilota Beairda w locie dookoła świata. Pilot przeleciał 37 tysięcy kilometrów w czasie 65 i 1/2 godziny, osiągając przeciętną prędkość 364 km/godzinę.

Lotniczy przemysł brytyjski znalazł się w poważnym impasie. Największe linie lotnicze Anglii BOAC zrezygnowały z dalszych zakupów brytyjskich komunikacyjnych samolotów dalekiego zasięgu VC.10, decydując się na amerykańskie „Boeing 707”.

Samoloty „TU-134”, (które PLL LOT zakupił już w 1967 r.) stanowią ulepszoną wersję „TU-124” z tym, że silniki umieszczone są w tylnej części kadłuba. W różnych wariantach samoloty pomieścić mogą 40, 64 lub 72 pasażerów. Prędkość podróżna wynosi 840 km/godz., zasięg 1800—3000 km, długość rozbiegu 1250 m, dobiegu — 800 m.

Rząd angielski zdecydował się na zakup 50—60 samolotów myśliwsko-bombowych „F.11” (o zmiennej geometrii skrzydła; prędkość maksymalna 2300 km/godz.). Decyzja ta wywołała rozgoryczenie wśród specjalistów brytyjskich, gdyż równocześnie zrezygnowano z budowy kosztownego (5 milionów funtów za sztukę) samolotu „BAC TSR.2”.

Naddźwiękowy lekki samolot myśliwski wsparcia taktycznego i ćwiczebny „Jaguar” będzie produkowany przez spółkę francusko-brytyjską Louis Bréguet i Aircraft Corporation. Lotnictwo francuskie i brytyjskie ma być wyposażone w „Jaguara”, poczynając od 1970 roku.

W Czechosłowacji została opracowana nowa wersja samolotu „Delfin” oznaczona „L 29R”. Ma to być samolot rozpoznawczo-fotograficzny i lekki szturmowy. Może on być uzbrojony w dwa zasobniki na 2 lekkie rakietki lub dwa zasobniki na 4 lekkie rakietki, lub dwie wyrzutnie ciężkich rakiet, albo 4 bomby.

Czechosłowacki przemysł lotniczy zatrudnia obecnie 29 000 pracowników. Czechosłowacja zajmuje drugie miejsce na świecie po USA w eksporcie samolotów lekkich. Samolot szkolno-treningowy Zlin „Trenner” używany jest w 34 krajach.

Łącznie różnorodnego sprzętu latającego eksportowano z Wielkiej Brytanii w ub. roku za ok. 140 milionów funtów, czyli o 55% więcej niż w 1964 r.

Wzrost ten był wynikiem zwiększenia dostaw kompletnych samolotów. Przewiduje się, że w 1966 r. brytyjski eksport lotniczy osiągnie poziom 200 milionów funtów.

Na konferencji GOSPAR w Wiedniu kierownik delegacji ZSRR, prof. A. Blagomirnow poinformował, że radziecki program kosmonautyczny ma obecnie dwa główne cele: wysłanie człowieka na Księżyc i umieszczenie laboratorium naukowego na orbicie okołoziemskiej. Szef delegacji amerykańskiej, dr Porter oświadczył, że uczeni USA zamierzają w 1967 r. wysłać następne satelity meteorologiczne typu „Nimbus”, kilka satelitów „Explorer”, dalsze załogowe statki kosmiczne serii „Gemini” i sztuczne planetoidy nowej serii „Pioneer”. W konferencji, która trwała 9 dni, uczestniczyło 450 naukowców z 34 krajów.

Budżet NRF przeznaczony na technikę raketową i naukowe badania kosmiczne wzrósł w stosunku do roku minionego o 90 milionów marek i wynosi 238,7 milionów marek. Z sumy tej przeznaczono 24,5 miliona na budowę satelity badawczego. Zachodniomiejemieckie konsorcjum otrzymało zamówienie na budowę pierwszego satelity badawczego, który ma być wystrzelony na orbitę w 1968 roku.

W NRF podjęto decyzję zacieśnienia współpracy niemiecko-amerykańskiej w dziedzinie badań kosmicznych. Program tej współpracy obejmuje projekt wysłania próbnej sondy kosmicznej oraz satelitów w celu przeprowadzenia badań, a także wymiany informacji i uczonych. 91-kilogramowy satelita wprowadzony będzie na orbitę przez amerykańską raketę „Scout”.

Z poligonu Utinoura (wyspa Kiusiu) wystrzelono trzostopniową raketę japońską „Lambda”. Raketa osiągnęła pas radiacyjny na wysokości ponad 2000 km. Rząd japoński w latach 1961—1965 wydał 6,39 milionów dolarów na urządzenie i wyposażenie ośrodka badań kosmicznych i poligonu raketowego oraz 38 milionów dolarów na badania.

„Deutsche Lufthansa” wprowadziła linię z Frankfurtu n. Menem do Pragi. Jest to pierwsze połączenie lotnicze z krajem socjalistycznym uruchomione przez NRF. Linia ta ma być przedłużona do Moskwy.

Umowę o komunikacji lotniczej z Libanem podpisały kolejno: Węgry, ZSRR i Polska.

Brytyjskie linie BOAC oddały do użytku nowy szlak Londyn — Meksyk, obsługiwany przez odrzutowce Boeing 707.

Trwają rozmowy między Francją i ChRL w sprawie uruchomienia przez „Air France” linii lotniczej Paryż — Szanghaj. Będzie to pierwsze bezpośrednie połączenie lotnicze między Chinami a państwem zachodnim. Japonia nie zgodziła się, aby trasa przebiegała przez Tokio. W przyszłości linia przedłużona będzie do Pekinu.

W Japonii działają trzy towarzystwa komunikacji lotniczej. Największe — to Japan Air Lines. Samoloty JAL docierają do Korei, Okinawy, Hong Kongu, Szanghaju, Chabarowska, w Europie — do Paryża, Londynu, Hamburga, Amsterdamu, Kopenhagi drogą przez Biegany Północny oraz do Rzymu, Paryża, Frankfurtu, Londynu — drogą z Tokio przez Hong Kong, Delhi, Teheran, Kair. Z innych portów lotniczych odwiedzanych regularnie przez samoloty JAL należy wymienić również San Francisco, Los Angeles, Honolulu, Taipei, Bangkok, Singapur, Dżakarta. Ostatnio Amerykanie zgodzili się na łączenie samolotów JAL w Nowym Jorku, w związku z czym Japonia uruchomiła już komunikację dookoła globu ziemskiego.

Najdłuższe śmigłowcowe linie lotnicze świata znajdują się na Grenlandii. Komunikację powietrzną na tym olbrzymim, pustynnym i niemal bezludnym lądzie, utrzymuje przedsiębiorstwo „Grenlandair”. Długość sieci połączeń śmigłowcowych wynosi ponad 2000 km.

Firma „Hoverlloyd” uruchomiła na trasie Ramsgate — Calais dwa pasażerskie poduszkiwce typu SRN.6. Poduszkiwce zabierają po 36 pasażerów i rozwijają prędkość ponad 50 km/h. Podróż przez kanał trwa godzinę, a rekord poduszkiwca wynosi 38 minut. Poduszkiwce nie kursują, gdy fala jest bardzo wysoka, a siła wiatru przekracza 5 stopni w skali Beauforta. Z tego powodu „Hoverlloyd” nie przyjmuje rezerwacji. Firma zamierza w 1968 r. uruchomić na kanale La Manche poduszkiwce typu SRN.4 mogące pomieścić 250 pasażerów i 35 samochodów. Będą one kursowały regularnie, nawet przy wzburzonym morzu; należeć będą do Brytyjskiego Ministerstwa Kolei.

## KRONIKA

Na plenarnym posiedzeniu Zarządu Głównego APRL powzięto uchwałę w sprawie przyznania Medalu im. Tańskiego za 1965 r. Otrzymał go Adam Dziurzyński, posiadacz odznaki „Zastępny Działacz Lotnictwa Sportowego”. Przed wojną A. Dziurzyński był instruktorem szkoły szybowcowej w Bezmiechowej, po wojnie zaś, od 15 lat, kieruje szkołą szybowcową w Zarze.

Przytaczamy kilka ważniejszych pozycji z podsumowania 20-lecia polskiego sportu lotniczego, dokonanego przez redakcję pisma SKRZYDLATA POLSKA.

Zatwierdzono trzytyściną Srebrną Odznakę Szybowcową w naszym kraju. Posiadaczem tej odznaki jest pil. Jochemczyk z Aeroklubu Rybnickiego Okręgu Węglowego.

Co trzeci aktualny rekord międzynarodowy został ustanowiony na szybowcach polskiej konstrukcji.

Zdobyto pierwsze miejsca na szybowcowych mistrzostwach CSRS i Węgier, drugie miejsca w Kanadzie, Jugosławii i na Węgrzech, trzecie miejsca w Austrii, USA i Jugosławii.

FAI wyróżniła dyplomami honorowymi im. Tissandiera i Montgolfiera 25 polskich działaczy i sportowców lotniczych, ZSD zaś — honorowym dyplomem dla zespołu P. Majewska, jako druga kobieta na świecie, otrzymała najwyższe odznaczenie szybowcowe FAI: Medal Lilienthala.

Polacy zdobyli około 4000 wyczynowych odznak szybowcowych, zajmując czołowe miejsce w świecie pod względem masowości wyczynów szybowcowych.

Z okazji jubileuszu dwudziestolecia pracy dziennikarskiej redaktora Koniecznego odbyło się w dyrekcji PLL LOT towarzyskie spotkanie z jubilatami oraz członkami zarządu Klubu Publicystów Lotniczych Stowarzyszenia Dziennikarzy Polskich. W czasie spotkania podnoszono zasługi red. Koniecznego w zakresie popularyzacji polskiej komunikacji lotniczej.

Żałoga PLL LOT otrzymała od Ogólnopolskiego Komitetu Frontu Jedności Narodu dyplom i Odznakę Tysiąclecia Państwa Polskiego w dowód uznania za działalność społeczną.

Na linii z Londynu do Warszawy i z powrotem wprowadzono taryfy ulgowe dla indywidualnych turystów, którzy przybywają do Polski na pobyt co najmniej 12-dniowy (ale nie przekraczający miesiąca) i wykupią bilet lotniczy w obie strony.

Po raz pierwszy załoga wydziału remontowego PLL LOT przeprowadziła we własnych warsztatach specjalny przegląd samolotu „IL-18”, po osiągnięciu przezeń 2,5 tysiąca godzin lotu. Dotychczas przeglądy te były dokonywane w Związku Radzieckim. Uzyskana oszczędność wynosi 2400 tysięcy złotych.

W Międzynarodowym Porcie Lotniczym na Okęciu zakończono budowę Centrum Kontroli Ruchu. Pozostały prace związane z budową hali pasażerskiej oraz gmachu administracyjno-handlowego i towarowego. Montaż hali pasażerskiej dobiega już końca. W tym roku będą jeszcze zbudowane płyty postojowe dla samolotów.

## „AUTOBUS POWIETRZNY” BOEING 747

Samolot Boeing 747 jest pierwszym realizowanym projektem „autobusu powietrznego”. Przy projektowaniu samolotu przyjęto założenie, że będzie on budowany serijnie od roku 1969, a od roku 1970 będzie eksploatowany oraz że powinien spełniać wymagania, jakie będą stawiane samolotom pasażerskim w latach następnych. Samolot ma długość 70 m, rozpiętość 60 m i ciężar całkowity 308 000 kG. Należy przypomnieć, że największy z dotychczas budowanych przez firmę samolotów pasażerskich Boeing 707-320B ma długość 46 m, rozpiętość 44 m i ciężar całkowity 149 000 kG. Różnicę w wielkości samolotów ilustruje rysunek 2. Boeing 747 może przewozić 490 pasażerów (Boeing 707 — 199 pasażerów), a w mieszczącym układzie kabiny z klasą ekonomiczną i klasą pierwszą — 378. Kabina pasażerska ma szerokość 6,1 m, jest więc o 2,14 m szersza od kabiny samolotu Boeing 707, i ma dwa przejścia między fotelami. W jednym rzędzie mieści się 10 foteli w klasie turystycznej, 9 foteli w klasie ekonomicznej i 6 foteli w klasie pierwszej. Kabina pilotów, mieszcząca trzy lub cztery osoby załogi, znajduje się o piętro wyżej w stosunku do kabiny pasażerskiej. Na poziomie kabiny pilotów znajduje się kilka oddzielnych kabinek, każda przeznaczona dla 8 pasażerów VIP (Very Important Passenger). Główna kabina pasażerska ma cztery drzwi umieszczone przed skrzydłem — parami po obu stronach kadłuba. W ładowniach pod kabiną samolot będzie zabierał 26 pojemników na towary o łącznym ciężarze 15 000 kG. Bagaż pasażerów i towary mogą być załadunkowane automatycznie. W czystej wersji towarowej z nosową klapą załadunkową samolot będzie przewo-

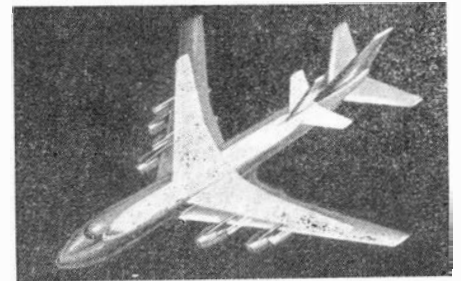
ził 97 400 kG towarów w pojemnikach o szerokości 2,44 m, wysokości 2,44 m i długości od 3 do 12 m. Przewiduje się, że wersje pasażerskie będą mogły być szybko przekształcane w wersje towarowe. Pomieszczenie znajdujące się za kabiną pasażerską może służyć rozmaitym celom, np. jako pomieszczenie urządzeń elektronicznych lub jako kabina dla dodatkowych pasażerów. W przypadku wersji towarowej może być ono wykorzystywane jako miejsce odpoczynku członków załogi.

Na obecnym etapie rozwoju samolotu Boeing 747 projektanci mają te same problemy do rozwiązania, które swego czasu wystąpiły przy projektowaniu samolotu Boeing 707. Dla zapewnienia maksymalnej prędkości przelotowej, wynoszącej  $Ma = 0,9$ , ogromne znaczenie ma np. rozwiązanie skrzydła. Ponieważ wystająca ponad kadłub kabiną pilotów stwarza dodatkowy opór czołowy, zastosowano skrzydło o znacznie mniejszej grubości niż w przypadku Boeinga 707 i o większym skosie wynoszącym  $37,5^\circ$  (skos skrzydła Boeinga 707 —  $35^\circ$ ). Wydłużenie skrzydła wynosi 7. Układ kłap został oparty na układach kłap samolotów Boeing 727 i Boeing C-5A. Kinematyka szczelinowych kłap na krawędzi spływu została tak dobrana, aby uzyskać minimalny opór i dużą siłę nośną. Krawędź natarcia na całej długości została zaopatrzona w skrzela i kłapy Krügera. Silniki zostały umieszczone bliżej kadłuba niż w samolotach Boeing 707, ponieważ dla danego przypadku rozwiązania skrzydła daje to większą siłę nośną. Przyjęcie wysokości lotu 13 700 m, a więc większej od obecnie wykorzystywanych przez komunikację lotniczą, pociągnęło za sobą różne ograniczenia ciężarowe,

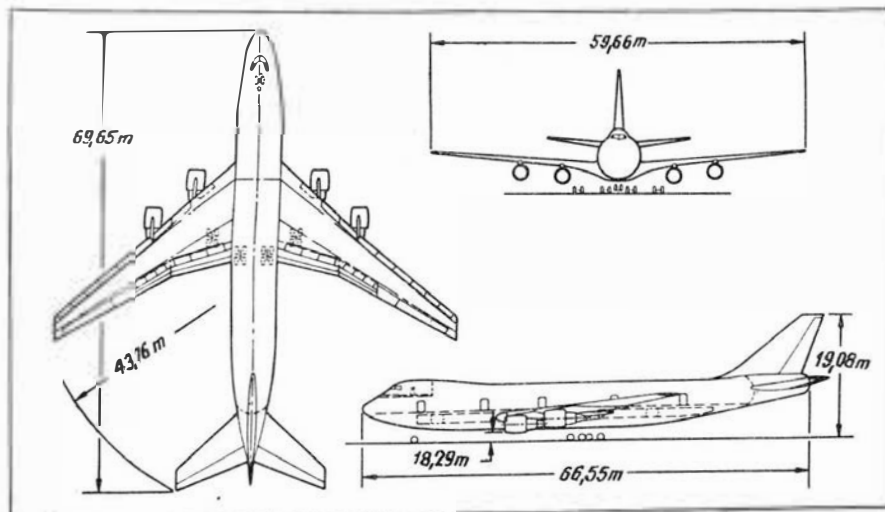
ponieważ zwiększył się ciężar urządzeń klimatyzacyjnych i ciężar pokrycia kadłuba. Dla zmniejszenia nacisku kół na pasy startowe, zastosowano 16-kołowe podwozie.

Do napędu samolotu Boeing 747 przewidziane są cztery silniki dwuprzepływowe Pratt and Whitney JT9D-1 o ciągu 18 600 kG i stosunku wydatków 5:1, zapewniające prędkość przelotową 1000 km/h i maksymalny zasięg 9300 km.

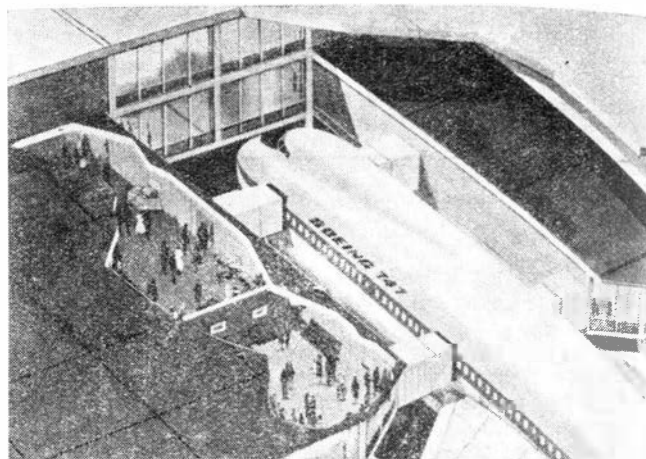
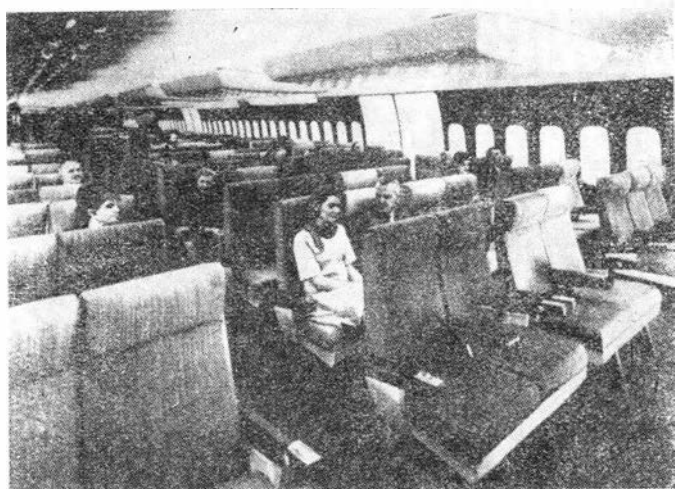
Firma Boeing nie przewiduje większych trudności przy wprowadzaniu do eksploatacji samolotu o tak dużych wymiarach i ilości pasażerów, gdyż cztery duże drzwi i dwa przejścia między fotelami umożliwiają szybkie załadunkowanie samolotu (rys. 4 przedstawia urządzenie portowe do załadunku pasażerów), a zastosowany układ pod-



2



wozia pozwala na wykorzystanie lotnisk, które przyjmują obecnie samoloty Boeing 707 i Douglas DC-8. Prędkości lądowania i startu nie są większe niż obecnie eksploatowanych samolotów, również hałas wytwarzany przez silniki nie jest bardziej dokuczliwy mimo ich znacznie większego ciągu, co należy zawdzięczać dużemu stosunkowi wydatków. Przy przelotach o maksymalnym zasięgu i z maksymalnym obciążeniem oraz przy temperaturze otoczenia  $30^\circ\text{C}$  wystarcza pas startowy o długości 2800 m (o 500 m krótszy niż w przypadku współczesnych dużych odrzutowych samolotów pasażerskich). Dzięki dużej ilości miejsc pasażerskich i dzięki silnikom o małym jednostkowym zużyciu paliwa bezpośrednie koszty jednostkowe eksploatacji samolotu Boeing 747 będą o ok. 35% mniejsze niż obecnie. Nie jest wykluczone, że umożliwi to obniżenie taryf pasażerskich i towarowych. To z kolei przyczyni się do zwiększenia współczynnika wykorzystania ładowności samolotów. Nie należy jednak zapominać, że duże samoloty pasażerskie (i samoloty naddźwiękowe), kosztujące 20 milionów dolarów, pogorszą sy-



3

tuację małych linii lotniczych, gdyż na zakupienie tego rodzaju samolotów będą mogły sobie pozwolić tylko duże towarzystwa lotnicze.

Na razie brak dokładnych danych na temat kosztów rozwoju samolotu

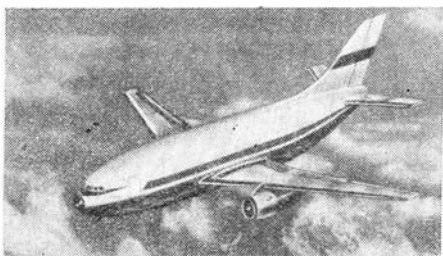
Boeing 747; dotychczas firma przeznaczyła na ten cel 35 milionów dolarów, koszty całkowite szacuje się na miliard dolarów. Linie lotnicze Pan American Airways zamówiły już obecnie 25 samolotów Boeing 747

za sumę 575 milionów dolarów, przy czym pierwszy z nich ma być dostarczony we wrześniu 1969 roku. Do roku 1975 firma Boeing przewiduje sprzedaż 400 samolotów.

W. K.

### PROJEKTY „AUTOBUSÓW POWIETRZNYCH” NA WYSTAWIE W HANOWERZE

Na ostatniej wystawie w Hanowerze pokazano projekty trzech europejskich „autobusów powietrznych”: projekt francusko-angielski



1

„Galion” opracowany przez firmy Sud-Aviation, GAM Dassault i BAC, projekt francusko-angielski HBN 100 firm Hawker Siddeley, Breguet i Nord Aviation oraz projekt niemiecki.

Najbardziej zaawansowany spośród tych projektów jest samolot na średnie trasy „Galion” (pokazany na rys. 1 i 2), którego podstawowa wersja ma mieścić 241 pasażerów przy odstępach między fotelami 86 cm i 269 pasażerów przy odstępach 76 cm; przez skrócenie lub wydłużenie kadłuba można uzyskać wersje na 200 lub 300 pasażerów. Całkowita długość samolotu wynosi 45 m, rozpiętość 42 m, największa szerokość kadłuba 6,1 m; powierzchnia skrzydła 215 m<sup>2</sup>, wydłużenie 8,4, skos 25°; ciężar startowy 95 000 kG, ciężar przy lądowaniu 90 500 kG; prędkość przelotowa  $Ma = 0,85$ . Do napędu samolotu przewiduje się dwa silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce RB.178-14A lub Pratt and Whitney — Bristol Siddeley — SNECMA JT9D o ciągu rzędu 16 000 kG, które będą zabudowane pod skrzydłem.

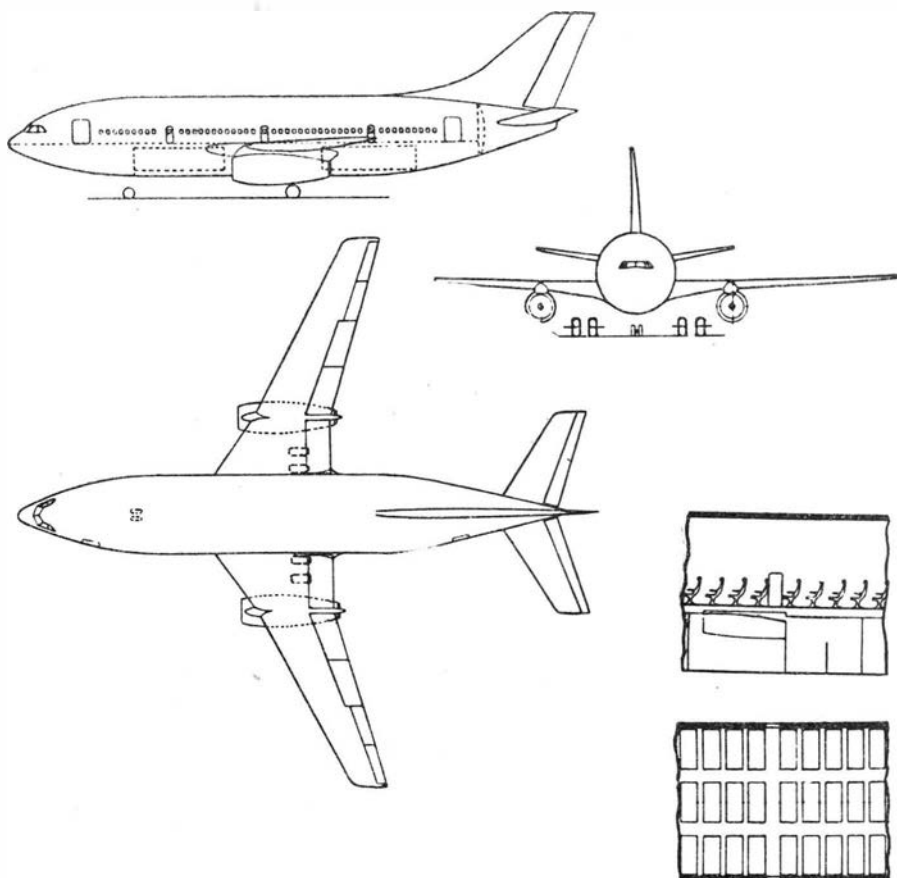
Samolot na średnie trasy HBN 100 przypomina swym układem samolot „Galion”, a jego wersja podstawowa jest obliczona na 250 pasażerów. Jako napęd mają być zastosowane

dwa silniki Rolls-Royce RB.178 lub Pratt and Whitney JT9D zabudowane na wysięgnikach pod skrzydłem.

Niemiecki projekt „autobusu powietrznego” jest przewidziany na 250 pasażerów, jednak przez wydłużenie kadłuba liczba ta może być zwiększona do 350. Miejsca pasażerskie znajdują się na górnym i dolnym pokładzie. Ze względów bezpieczeństwa mają być zastosowane cztery silniki nie ustalonego jeszcze typu. Maksymalny zasięg samolotu z pozostawieniem rezerwy paliwa

ma wynosić 2000 km, w przypadku międzylądowań długość poszczególnych odcinków ustalono na 300÷500 km. Przeloty będą odbywać się na wysokości od 6000 do 9000 m, w zależności od długości przelotu, z prędkością  $Ma = 0,80 \div 0,85$ . Dużą uwagę zwrócono na długość startu i lądowania: wymaga się, aby długość startu ponad 10,7 m przeszkoda nie przekraczała 1800 m, a prędkość przyziemienia nie była większa od 200 km/h.

W. K.



2

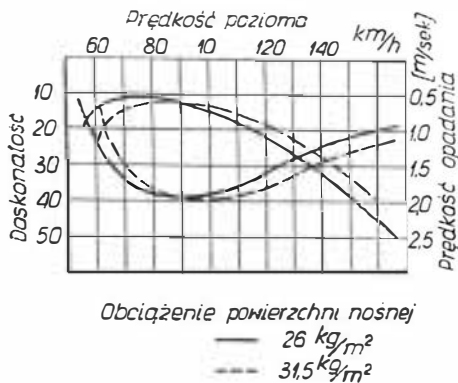


## SZYBOWIEC ZE SZTUCZNEGO TWORZYWA

Firma Glasflügel (NRF) zrealizowała zapowiadany już od kilku lat zamiar budowy szybowca „Libelle” o konstrukcji z tworzywa sztucznego. Etapem przejściowym było zbudowanie w oparciu o wyposażony w turbinowy silnik odrzutowy szybowiec H30 TS szybowca H30 GFK, co miało na celu praktyczne wypróbowanie opracowanych przez Ulricha Hüttera metod konstrukcji z tworzywa sztucznego wzmocnionego włóknem szklanym. Z niego z kolei rozwinięto szybowiec Glasflügel Hütter 301 „Libelle”. W marcu 1964 roku rozpoczęto próby w locie prototypu, w sierpniu 1965 roku szybowiec uzyskał świadectwo zdolności i został dopuszczony do nieograniczonej produkcji seryjnej jako pierwsza konstrukcja lotnicza wykonana całkowicie z tworzywa sztucznego.

Szybowiec „Libelle” jest lekkim średniopłatowcem z konwencjonalnym usterzeniem i ze skrzydłem o dużym wydłużeniu wynoszącym 23,8. Szybowiec ma rozpiętość 15 m, co pozwoliłoby zaliczyć go do klasy Standard, gdyby nie kłapy i chowane podwozie. Skrzydło — o największej cięciwie 92 cm — ma konstrukcję skorupową wykonaną ze wzmocnionego włóknem szklanym tworzywa sztucznego przy użyciu balsy. Skrzydło nie ma żeber, a pasy dźwigara są wykonane z równoległych warstw tkaniny szklanej. W nosku skrzydła może być wbudowany zbiornik na balast wodny. Profil jest taki sam jak skrzydła szybowca H30 TS. Kłapy można ustawiać w dziewięciu położeniach, przy czym prędkość optymalną — wynoszącą 95 km/h — osiąga się przy normalnym, zerowym ustawieniu kłap; przy położeniu +4 prędkość wynosi 70 km/h, a przy położeniu -4 — 160 km/h. Przy pełnym wychyleniu kłap prędkość wynosi jeszcze 60 km/h, co ma duże znaczenie w przypadku ciężkich prądów termicznych. Lotki stanowią przedłużenie kłap. Zarówno kłapy, jak i lotki są wyważone masowo. Hamulce aerodynamiczne o dużej skuteczności mają długość 2,5 m.

Szczególnie ciekawą konstrukcją przedstawia kadłub szybowca, wykonany wyłącznie ze wzmocnionego włóknem szklanym tworzywa sztucznego bez zastosowania balsy. W wyniku uzyskano dużą elastyczność i wytrzymałość konstrukcji. Chowane koło jest zamocowane na sprężystym elemencie wykonanym z włókna szklanego i jest zaopatrzone w szczękowy hamulec. Również płoza ogonowa jest wykonana



2

z włókna szklanego. Usterzenie wysokości ma podobną konstrukcję jak skrzydło. W części ogonowej kadłuba może być zamocowany spadochron do skrócenia lądowania. W nosowej części kadłuba znajduje się uchwyt do holowania za samolotem i do startu przy użyciu wyciągarki.

Podczas prób wyznaczona już została biegunowa prędkość szybowca. Wynika z niej, że przy maksymalnym ciężarze całkowitym wynoszącym 300 kG (obciążenie powierzchni nośnej 31,5 kG/m<sup>2</sup>) największą doskonałość — 39 — uzyskuje się przy prędkości lotu 95 km/h, a najmniejszą prędkość opadania — 0,60 m/sek. — przy prędkości lotu 80 km/h. Przy prędkości lotu 130 km/h doskonałość wynosi jeszcze 30. Dopuszczalna prędkość lotu wynosi 175 km/h w burzliwej atmosferze i 200 km/h w spokojnej atmosferze.

Do połowy roku 1966 zakupiono 50 szybowców „Libelle”, z liczby

tej 20 zostało zamówionych przez USA. Cena szybowca wynosi 19 950 DM.

### Dane szybowca „Libelle”

Rozpiętość	15,00 m
Długość	6,20 m
Wysokość	0,82 m
Powierzchnia skrzydła	9,6 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	23,8
Ciężar własny	175 kG
Ciężar użyteczny	125 kG
Maksymalny ciężar całkowity	300 kG
Obciążenie powierzchni nośnej	31,5 kG/m <sup>2</sup>
Prędkość minimalna przy obciążeniu 31,5 kG/m <sup>2</sup>	60 km/h
Prędkość minimalna przy obciążeniu 26 kG/m <sup>2</sup>	54 km/h
Prędkość maksymalna w spokojnej atmosferze	200 km/h
Prędkość maksymalna w burzliwej atmosferze	175 km/h
Najmniejsza prędkość opadania przy obciążeniu 31,5 kG/m <sup>2</sup>	0,60 m/sek
Najmniejsza prędkość opadania przy obciążeniu 26 kG/m <sup>2</sup>	0,55 m/sek
Największa doskonałość	39

W. K.

## NOWE ŚMIGŁOWCE PASAŻERSKIE

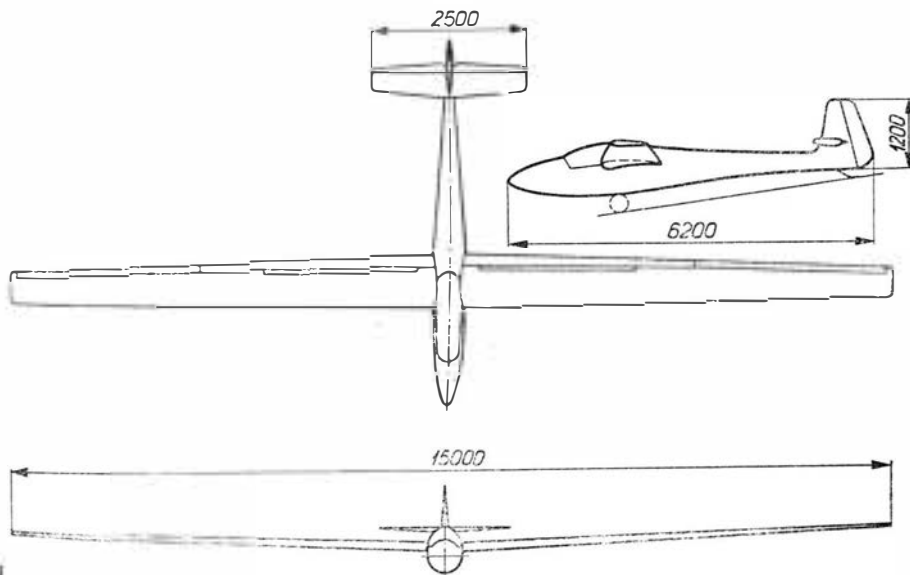
Firma Boeing-Vertol opracowała projekty dwóch cywilnych wersji wojskowego śmigłowca „Chinook”, a mianowicie Model 157 i Model 167. W porównaniu ze śmigłowcem wojskowym mają one zwiększony kadłub. Model 157 jest napędzany dwoma silnikami turbinowymi Pratt and Whitney JFTD12 o mocy 4050 KM, zabudowanymi pod tylnym wirnikiem. Śmigłowiec jest przewidziany na 55 pasażerów. Maksymalny ciężar całkowity wynosi 18 600 kG, prędkość przelotowa 320 km/h, zasięg 180 km (z pozostawieniem rezerwy paliwa na 30 min. lotu). Model 167 jest zaopatrzony w trzy silniki turbinowe Lycoming T55-L-11 o mocy ok. 3000 KM zabudowane pod przednim wirnikiem. Śmigłowiec zabiera 72 pasażerów, jego maksymalny ciężar całkowity wynosi 22 700 kG, a prędkość przelotowa 300 km/h.

W. K.

## BROŃ PRZECIW SATELITOM

Według informacji amerykańskiego ministerstwa obrony gotowa jest już do użytku broń przeciw sztucznym satelitom. Jest ona w stanie skutecznie zwalczać satelity na odległość wielu setek kilometrów. System został opracowany pod kierownictwem firmy Boeing przy wykorzystaniu rakiet „Thor-Agena” i „Nike-Zeus”; układ kierowania jest dziełem firmy Hughes.

W. K.





## NIEKTÓRE SZCZEGÓŁY LOTU SONDY „SURVEYOR” I

Pomyślne lądowanie na Księżycu sondy „Surveyor” I należy przypisać m.in. temu, że zrobiono wszystko, aby wyeliminować wszelkie ryzyko przedsięwzięcia. Tak więc np. nie wprowadzono „Surveyora” — jak robiono to dotychczas z innymi sondami — na orbitę okołozemską (parkującą), lecz wystrzelono go bezpośrednio w kierunku Księżycyca. Postąpiono w ten sposób z tego powodu, że podczas ostatniej próby rakiety nośnej „Atlas-Centaur” wystąpiły trudności z ponownym uruchomieniem na orbicie parkującej jednego z silników na ciekły wodór i ciekły tlen stopnia „Centaur”.

Po starcie z Przylądka Kennedy’ego sonda oddzieliła się po 757 sek — zgodnie z programem — od drugiego stopnia rakiety nośnej. Podobnie jak „Mariner” IV sonda została zorientowana względem Słońca (po 1 godz. od chwili startu), a następnie względem stałej gwiazdy Canopus (po 6 godz. od chwili startu). Po 15 godz. od chwili startu sonda rozpoczęła przeprowadzać ze stabilizowanego położenia poprawki kursu. Po 62 godz. od chwili startu ze stacji naziemnej

Goldstone wysłano sygnał włączający program lądowania. W odległości 84 km od Księżycyca (na 30 min. przed lądowaniem) włączył się na okres 39,1 sek główny silnik hamujący, który zmniejszył prędkość sondy z 2713 m/sek do 158 m/sek, po czym trzy silniki sterujące wyhamowały sondę do prędkości 1,5 m/sek. Sonda znajdowała się wówczas na wysokości 4,2 m. Z tej wysokości nastąpił swobodny (z wyłączonymi silnikami) spadek „Surveyora”, co miało na celu niedopuszczenie do zmian powierzchni terenu lądowania wskutek działania strumieni silnikowych. Należy zwrócić uwagę na fakt, że podczas lądowania wsporniki sondy nie zagłębiły się w grunt księżycowy.

Głównym zadaniem sondy „Surveyor” I było w zasadzie tylko zbadanie prawidłowości działania rakiety nośnej „Atlas-Centaur”, samej sondy i systemu łączności. Zebranie informacji na temat powierzchni Księżycyca nastąpi po lądowaniu następnych sond serii „Surveyor”, które zostaną w tym celu zaopatrzone w świdy wiertnicze i automatyczne analizatory gruntu.

W. K.

## URZĄDZENIA DO STARTU RAKIETY „SATURN” 5

W przeciwieństwie do obecnej praktyki montowania i prób rakiety nośnej i pojazdu kosmicznego bezpośrednio na wyrzutni, rakieta „Saturn” 5 i kabina „Apollo” mają być montowane i badane w budynkach zapewniających stałe, korzystne warunki otoczenia, a następnie transportowane w pozycji pionowej na wyrzutnię. Taki sposób montażu zapewnia większą niezawodność przygotowań oraz oszczędność czasu dzięki prowadzeniu prac w zamkniętym pomieszczeniu, a poza tym zwiększa częstotliwość startów rakiet, ponieważ wyrzutnia jest zajęta tylko przez krótki okres czasu.

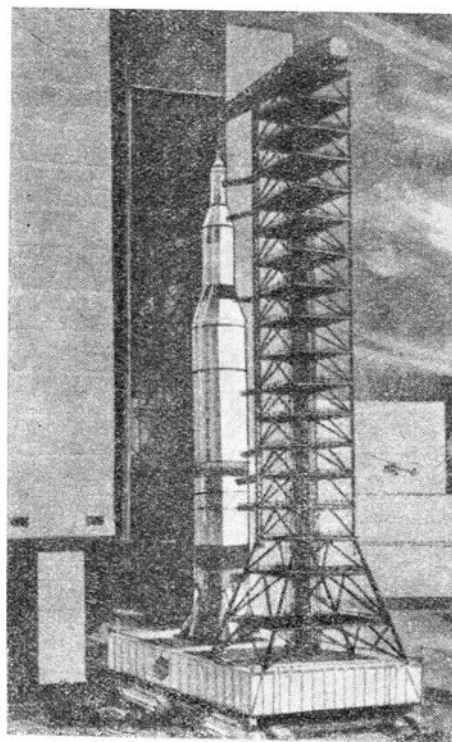
Wszystkie stopnie rakiety „Saturn” 5 są transportowane na Przylądek Kennedy’ego drogą wodną. W pobliżu budynków montażowych są one przechowywane na specjalne pojazdy. Pierwszy stopień umieszcza się na ruchomej platformie i montuje w dużej hali. W małej hali sprawdza się oba górne stopnie i statek „Apollo”. W końcu górne stopnie montuje się na stopniu pierwszym, sprawdza się całość i przeprowadza symulowaną elektronicznie próbę w locie.



1

Pomieszczenie montażowe (rys. 1) o wysokości odpowiadającej 52-piętrowemu budynkowi, obejmuje cztery duże hale, w których można równocześnie montować cztery rakiety „Saturn” 5 z kabinami „Apollo”. Bramy tych hal o kształcie odwróconej litery T mają wysokość 139 m.

Po ostatecznym sprawdzeniu rakiety i kabiny podjeżdża pod ruchomą platformę specjalny transporter. Cztery hydrauliczne cylindry



2

podnoszą platformę i osadzają na transporterze. Transporter porusza się z prędkością 1,6 km/h w kierunku odległej o 5,6 km wyrzutni.

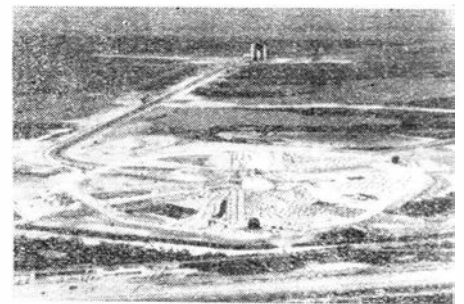
Na wyrzutni platformę z rakieta zdejmuję się z transportera i zakotwicza. Na szynach przysuwa się urządzenie do odchylenia strumienia wylotowych pierwszego stopnia; jego ciężar wynosi 320 000 kG. Następuje start rakiety.

Przy konstruowaniu ruchomej platformy startowej z integralną wieżą obsługi zwrócono baczna uwagę na bezpieczeństwo personelu i na zabezpieczenie urządzeń w czasie startu. W razie niebezpieczeństwa pracujący na szczybie wieży mogą zjechać w dół windą z prędkością 10 m/sek i stąd dostać się bezpośrednio do schronu wewnątrz wyrzutni. Dla ochrony przed ciśnieniem i hałasem wytwarzanym przez gazy wylotowe silników pierwszego stopnia zastosowano płyty stalowe o grubości 2,5 cm z okładziną tłumiącą drgania. Wewnątrz wyrzutni poziom hałasu w czasie startu nie będzie przekraczał 92 dB. Przelicznik centrali kontrolnej jest dodatkowo chroniony płytą o grubości 10 cm.

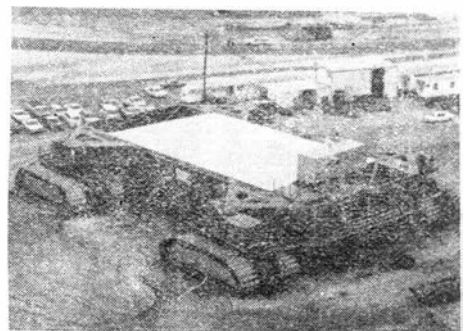
Szczególne trudności nastroczała budowa transportera poruszającego się na ośmiu gąsienicach (rys. 4). Musi on zapewniać w czasie jazdy poziome położenie platformy, na której ustawiona jest rakieta, z dokładnością do 10' i umożliwiać ustawienie platformy na wyrzutni z dokładnością do 5 cm. Do napędu transportera służy 16 silników prądu stałego, zasilanych przez dwie prądnice o mocy 1000 kW, które są napędzane przez dwa silniki wysokoprężne o mocy 2750 KM. Transporter, platforma i rakieta z kabiną ważą łącznie 7 900 000 kG.

Obecnie znajdują się w budowie dwie wyrzutnie A i B, później ma się rozpocząć budowę trzeciej. Jak widać na rys. 3 mają one kształt ośmiokąta.

W. K.



3

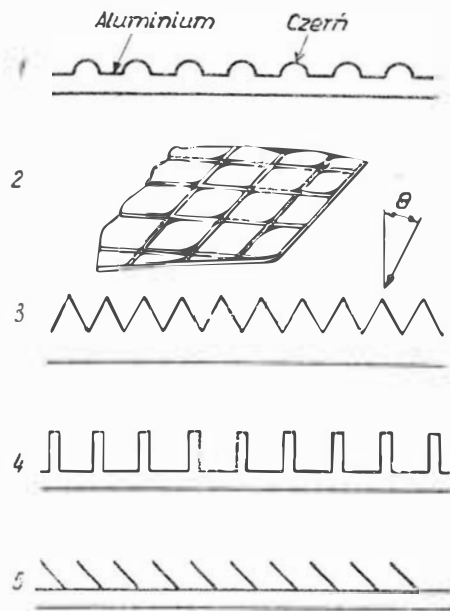


4

## KIERUNKOWO DZIAŁAJĄCE POWIERZCHINIE ODBIJAJĄCE DLA TERMICZNEJ REGULACJI STATKU KOSMICZNEGO

Z rozwojem badania Kosmosu i podróży kosmicznych notuje się rozwój różnych pokryć chroniących statek kosmiczny przed promieniowaniem, które mają też inne zadania, jak na przykład powiększenie widzialności statku — w przypadku satelitów geodezyjnych.

O. W. Clausen i J. T. Neu z General Dynamics zbadali różne układy powtarzających się powierzchni odbijających i pochłaniających pro-



mieniowanie, ułożonych na przemian w ten sposób, aby uzyskać kierunkowe odbijanie promieniowania. Teoretyczne rozważania pozwalają na ustalenie takich pasków, które zapewniłyby jednakową absorpcję energii przy większości kątów padania promieni Słońca.

Badania mają ustalić: 1) geometrię powierzchni, dającą specjalną kątową zależność, i ustalenie metody przygotowania powierzchni, 2) analizę określającą własności powierzchni, 3) katowe własności promieniowania.

W badaniach stosowano powierzchnie czarne i silnie odbijające. Zbadano następujące układy: 1) rowki co 1,5 mm, płaskie i zaokrąglone wypukłości, na przemian aluminizowane i czernione, 2) żebrowania na krzyż — czarny drut i odbijająca powierzchnia, 3) daszkowate rowkowania, czernione i aluminizowane

## AMERYKAŃSKI PROGRAM BUDOWY SILNIKA ZE STEROWANIEM WEKTORA CIĄGU

Firmy General Electric, Pratt and Whitney i Curtiss-Wright otrzymały zamówienie w wysokości 41 750 000 dolarów na rozwój silnika odrzutowego ze sterowaniem wektora ciągu. W pierwszej fazie programu każda firma ma zbudować jeden silnik w celu wykazania technicznych możliwości przedsięwzięcia. Następnie przynajmniej jedna firma

na przemian, 4) pionowe żeberka, 5) daszki zachodzące na siebie.

Pomiary kierunkowego odbicia dokonano za pomocą specjalnego układu optycznego (Carry Model 14).

Kierunkowa zależność absorpcji świetlnej rowkowanej powierzchni z czarnymi karbami i aluminizowanymi błyszczącymi rowkami jest taka, że absorpcja wzrasta od kąta  $= 0$  (wprost na powierzchnię) aż do  $50^\circ$ , a następnie nieco maleje, ponieważ czerń zaczyna odbijać. Absorpcja ciepła przebiega przeciwnie — największa jest dla prostokątnego padania. Dla aluminizowanych garbków na czarnym tle absorpcja promieniowania świetlnego przebiega odwrotnie. Krzyżowe, czarne żeberka na aluminiowym tle dają dobrą absorpcję przy bocznym świetle. Ostro kanciaste rowki i garbki dają lepszą absorpcję niż poprzednie. Mają jednak spadek przy około  $40^\circ$  od strony czarnych „stoków” i wtedy odbijają dobrze.

Żeberka pochylone w jedną stronę pochłaniają promienie dobrze od strony wcięć, gdzie promienie padają na czerń tła, ale wykazują ostry spadek pochłaniania od drugiej strony.

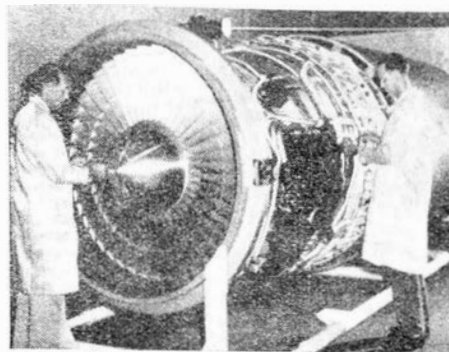
Jest wiele zastosowań takich powierzchni — oto niektóre z nich. Każdy pojazd kosmiczny ma takie zewnętrznie umieszczone przyrządy lub skrzynki, które powinny odbijać promieniowanie lub pochłaniać je. Może to być np. zewnętrzny przyrząd, od którego będzie przepływać ciepło do korpusu pojazdu, w przypadku pomiarów promieniowania cieplnego. Przy locie po orbicie bliskiej Słońca zależy natomiast specjalnie na ochronie przed ciepłem. Można wtedy zastosować taką kombinację: zewnętrzna osłona jest z wierzchu polerowana lub biała, natomiast od wewnątrz ma odpowiednie żeberka zmniejszające do minimum wypromieniowanie do właściwego korpusu statku znajdującego się w pewnej odległości. Z kolei powierzchnia korpusu silnie odbija od zewnątrz.

Najdalej idące zastosowania takich powierzchni to samoczynna regulacja termiczna. Specjalne czujniki termiczne będą powodować zmiany geometryczne na powierzchni, np. przez zmianę nachylenia „dachówek”, zmieniając własności pochłaniania lub odbijania promieni świetlnych lub cieplnych.

Z. Br.

## SILNIK PRATT AND WHITNEY DO NADDŹWIĘKOWYCH SAMO- LOTÓW PASAZERSKICH

Załączone zdjęcie przedstawia makietę naturalnej wielkości dwuprzepływowego silnika Pratt and Whitney JTF17A-20 przeznaczonego do naddźwiękowych samolotów pasażerskich. Pod względem układu

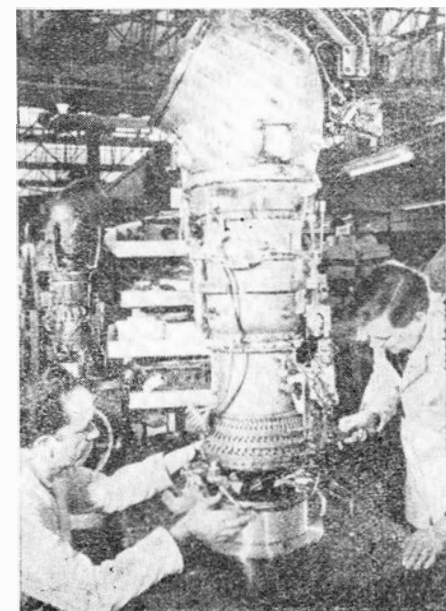


konstrukcyjnego silnik ten przypomina silniki JT3D i JT8D, z tą różnicą, że w zewnętrznym kanale silnika zastosowano dodatkowe spalanie. Silnik jest przystosowany do prędkości lotu odpowiadających  $Ma = 2,7$ , a jego ciąg ze spalaniem w strumieniu zewnętrznym wynosi 22 700 kG. Charakterystyczna jest stosunkowo wysoka temperatura przed turbiną wynosząca  $1200^\circ C$  w warunkach przelotowych i  $1260^\circ C$  w warunkach startowych. Średnica silnika w przekroju wlotowym wynosi około 1,5 m, długość 5,5 m. Rozpoczęto już próby stoiskowe silnika.

W. K.

## NAJNOWSZA WERSJA SILNIKA „GNOME”

Najnowszą wersją turbinowego silnika śmigłowego Bristol Siddeley „Gnome” jest silnik „Gnome” H.1800 o mocy startowej 1750 KM przy prędkości obrotowej wytworownicy 26 300 obr/min. Maksy-



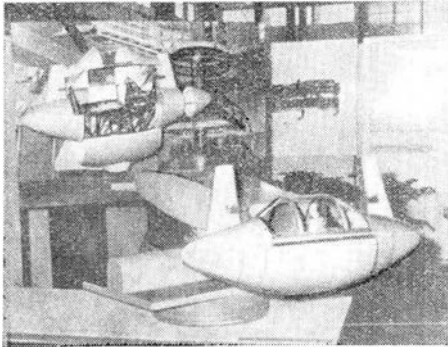
W. K.

malna moc trwała wynosi 1550 KM przy prędkości obrotowej 25 700 obr/min i jednostkowym zużyciu paliwa 0,249 kG/KMh. Silnik ma długość 1,73 m, wysokość 0,60 m, szerokość 0,44 m i ciężar 212 kG.

W.K.

### WIRÓWKI DO BADANIA PILOTÓW SAMOLOTÓW NADDŹWIĘKOWYCH

Na zamówienie włoskiego ministerstwa obrony firma Officine Aeronavali Venezia zbudowała wirówkę,



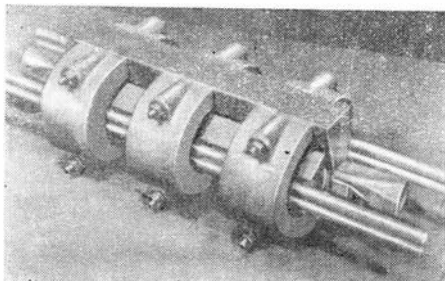
która ma służyć do badania wpływu przyspieszeń występujących w lotach naddźwiękowych na organizm ludzki. Badania będzie przeprowadzać laboratorium medycyny lotniczej w Rzymie.

Wirówka z kabiną w kształcie gondoli umożliwi badania pilotów w pozycji stojącej, siedzącej lub leżącej. Kabina jest zamocowana na ramieniu o długości 8 m, napędzanym silnikiem o mocy 20 000 KM. Moc ta pozwala na osiągnięcie w ciągu 1—2 sek przyspieszeń rzędu 20 g, które można utrzymać przez 10 min, a następnie stopniowo zmniejszać (z prędkością 7 g na sek). Drgania występujące w kierunku pionowym są tłumione przez specjalne urządzenia. Wnętrze kabiny jest wyposażone w przyrządy medyczne do badań rentgenologicznych, do wykonywania zdjęć itp.

W.K.

### POMPY ELEKTROMAGNETYCZNE

Firma Atomic International w Kaliforni zbudowała pompę nie mającą ruchomych części. Tłoczy ona gorące ciecze przewodzące prąd (np. stopione metale), wykorzystując równocześnie część ich ciepła do



wytwarzania prądu. Do przetwarzania energii cieplnej w elektryczną zastosowano termoelementy. Wytworzony prąd jest doprowadzany do elektrod umieszczonych po obu stronach rury, przez którą przepływa metal, dzięki czemu powstaje

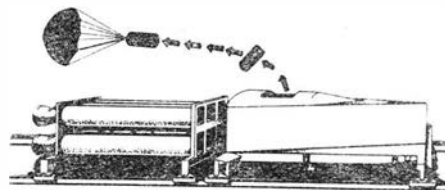
pole elektryczne. Prostopadle do niego wytwarzane jest przez magnesy trwałe pole magnetyczne, co powoduje powstanie siły pompującej. Siła pompująca jest proporcjonalna do natężenia prądu, pola magnetycznego i średnicy przewodu, przez który przepływa ciecz.

Pokazana na rysunku pompa — zwana pompą termoelektromagnetyczną — ma ciężar 20 kG i długość 30 cm. Przetłacza ciecze o temperaturze do 700 °C i ma osiągać przeciętną trwałość 10 000 h (w czasie prób pompa przetworzyła 18 000 h). W opracowaniu znajduje się podobna pompa, którą będzie można stosować nie tylko do metali, lecz również do innych cieczy. Wydaje się, że tego rodzaju pompy znajdują zastosowanie w niektórych rodzajach napędów kosmicznych.

W.K.

### NOWY SYSTEM WYRZUCANIA BOMB

Wszystkie dotychczasowe sposoby wyrzucania bomb w locie nurkowym mają poważne wady związane z niebezpieczeństwem dostania się samolotu w obszar rażenia odłamkami bomby. Obecnie Systems Command amerykańskich sił powietrznych wypróbowała nową metodę wyrzucania bomb, która polega na tym, że bomba zostaje wyrzucona do góry, dzięki czemu wybucha daleko za samolotem. Metoda ta ma zapewnić poza tym większą celność bombardowania. Urządzenie do wyrzucania bomb według nowej metody składa się z platformy, na której spoczywa bomba i która jest wprawiana w ruch za pomocą dwóch cylindrów z tłokami pozostającymi pod działaniem ciśnienia gazu. W przypadku bomby o ciężarze 155 kG osiąga się na drodze 45,7 cm prędkość 30,4 m/sek.



Po zakończeniu prób statycznych miały być przeprowadzone w locie br. próby przy użyciu sań rakietowych osiągających prędkość  $Ma = 2$ .

W.K.

### SKŁADANE OPONY LOTNICZE

W oparciu o studia wstępne przeprowadzone w roku 1962 firma Goodrich łącznie z Flight Dynamics Laboratory opracowała składane opony do samolotów, które w komorze podwozia zajmują tylko połowę, a najwyżej trzy czwarte wymaganej normalnej przestrzeni. Jakkolwiek zostały one przeznaczone dla następnej generacji samolotów, mogą być jednak również zainstalowane na istniejących samolotach. Samolot zaopatrzony w takie opo-

ny może korzystać z lotnisk, które są niedostępne dla samolotów ze zwykłymi oponami. Z drugiej strony nowy typ opon pozwoli na wy-



korzystanie zaoszczędzonego miejsca na paliwo lub urządzenia pokładowe. Przeprowadzone dotychczas próby polegały na składaniu opon po symulowanym oderwaniu się samolotu od ziemi i nadmuchiowaniu opon po wypuszczeniu podwozia, przy czym odtwarzano również obciążenia działające na opony.

W.K.

### UDOSKONALENIA W ODLEWANIU PRECYZYJNYM

Złożone kształty, cienkościenność konstrukcji i jej wysoka dokładność oraz niskie własności lejne materiałów dały opanować się dzięki wprowadzeniu odlewania precyzyjnego metodami wytapianych modeli, a zwłaszcza traconego wosku. Proces ten stosowano głównie w przemyśle lotniczym do wykonywania kierownic turbinowych ze stopów nieskrwalnych. W tym przypadku aspekty ekonomiczne nie miały decydującego znaczenia. Udoskonalenia prowadzone w tych procesach zmierzały do:

- podwyższenia osiągow technicznych — cienkościenności konstrukcji, dokładności wymiarowej i podwyższenia gładkości;
- podniesienia ekonomii tych procesów, tak by mogły one konkurować z metodami tradycyjnymi.

Zamierzenia te osiągnięto w zasadzie trzema drogami, a mianowicie przez:

- Zmniejszenie pracochłonności wykonania form z modeli woskowych przez wprowadzenie jednowarstwowego pokrycia zawieszoną drobnopowłokową, ognioodpornych proszków krzemionkowych w cieczach. Opracowanie właściwych zmian pozwoliło równocześnie na podniesienie gładkości powierzchni oraz dzie-



ki cienkościennym formom na ich wzajemne zbliżenie w „choince”, a więc zwiększenie ilości elementów równocześnie zalewanych;

2. Wprowadzenie zalewania odśrodkowego, co zwiększyło zdolność wypełniania płynnym metalem nawet przestrzeni kapilarnych; a równocześnie podwyższyło jakość i strukturę samego odlewu;
3. Wprowadzenie aluminiowych form zamiast stalowych, co nie zmniejszyło ich trwałości, a pozwoliło na poważne obniżenie kosztów ich wytwarzania.

Dzięki tym innowacjom i innym mniej istotnym podwyższono wytrzymałość odlewów, ich dokładność i gładkość oraz zwiększono tak ekonomię wykonania, że przy produkcji masowej, uwzględniając możliwość wyeliminowania operacji obróbek mechanicznych, te udoskonalone metody odlewania mogą z powodzeniem konkurować z tradycyjnymi. Efektem tych zmian jest rozszerzenie zastosowań tych metod „czysto lotniczych” na przemysł maszyn tekstylnych, przemysł samochodowy, obrabiarkowy, maszyn liczących, a nawet maszyn rolniczych.

**A. G**

### MATERIAŁY OGNIODPORNE OTRZYMYWANE NA DRODZE PIROLIZY

Normalne dążenie do podwyższenia własności materiałów i trudne zadania ery „kosmicznej” doprowadziło do wprowadzenia nowej metody technologicznej wytwarzania elementów z materiałów żaroodpornych. Do wykonywania pokryć, a także pełnych konstrukcji z materiałów ogniodpornych zastosowano proces pirolizy. Jako ciekawostkę



należy podać, że pokrywanie pirolitycznym grafitem opatentował T. Edison w roku 1883. Od tego czasu jednak proces ten nie był stosowany, aż do ostatnich lat. Obecnie

metodę tę stosuje się do takich materiałów jak: grafit, bor, wolfram, cyrkon, molibden, węgiel krzemu i inne związki. Sam proces polega w zasadzie na pokrywaniu przedmiotów atomami par materiałów wytworzonych w komorze próżniowej lub inaczej substancje o zamierzonej budowie uzyskuje się przez cieplny rozpad związków gazowych (par) w zetknięciu z nagrzanym podłożem. Pary czynne zawierające żądany metal czy związki chemiczne podlegają rozpadowi w zetknięciu z rozgrzaniem podłożem. Następują połączenia międzyatomowe czy międzycząsteczkowe i stopniowe narastanie grubości warstwy pokryciowej. W razie potrzeby można usunąć podłoże i otrzymać przedmiot wyłączone z materiału powstałego w procesie pirolizy. Materiały, które mogą podlegać temu procesowi ograniczają się do związków, których temperatura parowania jest niższa od temperatury rozpadu i które wydzielają się czysto z par ich związków.

Materiały otrzymane tą drogą mają wysoką gęstość, zbliżoną do teoretycznej, i ściśle określony skład chemiczny z uwagi na możliwości precyzyjnego kontrolowania czynnego gazu.

Materiały te dzielą się na dwie grupy zależnie od tego czy posiadają własności anizotropowe, czy izotropowe. Do pierwszej należą grafit i azotek boru. Dają one zdecydowaną anizotropię w przewodnictwie cieplnym i elektrycznym, własnościach mechanicznych i chemicznych, zależnie od kierunku tworzenia się warstw — równoległe i prostopadłe. Wielkość tej anizotropii może być zmieniana przez korygowanie parametrów w procesie nanoszenia warstw. Dla grafitu anizotropia między tymi kierunkami może zmieniać się od 100:1 do 1000:1, podczas gdy dla grafitu tradycyjnie otrzymywanego wynosi 3:1 do 4:1. Dla azotku boru stosunek ten jest jeszcze wyższy (do 1900:1). Wskutek takiej różnicy we własnościach kierunkowych ten sam materiał może równocześnie w jednym kierunku stanowić izolator, a w drugim spełniać funkcje dobrego przewodnika, np. ciepła. Zjawisko to z dużym pożytkiem zostało wykorzystane w komorach małych silników raketowych, takich jak pokazany na rysunku.

Do grupy materiałów o własnościach izotropowych należą: węgliki niobu, tantal, hafnu i metaliczny wolfram. Ten ostatni wykorzystywany jest najczęściej do pokrywania dysz dużych silników raketowych. Pirolityczne węgliki używane są głównie jako twarde osłony grafitu umożliwiające przetrwanie w warunkach spalania wysokoenergetycznych paliw raketowych. Przy temperaturze płomienia rzędu 2900 do 3200 °C erozja elementów jest zupełnie pomijalna. Tak więc nowy proces poważnie rozszerzył możliwości konstrukcyjne, zwłaszcza w budowie raket i statków kosmicznych.

**A.G.**

### CZĘŚCI ELEKTROFORMOWANE Z MAŁYMI NAPRĘŻENIAMI

Budowa pojazdów kosmicznych wymaga elementów cienkościennych (o grubości folii) i z małymi naprężeniami wewnętrznymi. Możliwość wykonania takich elementów zaistniała po opracowaniu odmiany procesu elektroformowania (pokrywania galwanicznego). W nowej odmianie wprowadzono usuwalne formy, które po nałożeniu warstwy pokryciowej zostają wytrawiane lub wytapiane. Na formy te (wzorce przedmiotów) stosuje się: aluminium (wytrawiane kwasem solnym), żywicę epoksydową lub inne masy plastyczne (mogą być usuwane za pomocą rozpuszczalników), a także stopy niskotopliwe i wosk wysokotemperaturowy. Proces ten stosowany jest do wyrobu takich elementów, jak np. precyzyjne lustra metaliczne do odbijania i skupiania promieni słonecznych jako pomocniczego źródła energii w przestrzeni kosmicznej. Najlepszym materiałem, między innymi z uwagi na niski współczynnik rozszerzalności oraz wysoką wytrzymałość, okazał się nikiel i jest on prawie powszechnie stosowany na omawiane elementy. Przy normalnym elektropokrywaniu powstają naprężenia wewnętrzne rzędu 1,4 do 3,5 kG/mm<sup>2</sup>, a przy mniejszej staranności nawet 7 do 14 kG/mm<sup>2</sup>. Takie naprężenia zniszczyłyby perforowaną konstrukcję wykonaną z folii o grubości poniżej 25 μ. Dla uniknięcia takich naprężeń przeprowadzono badania nad starannym doborem materiału na formy (podłoże pod elektropokrycie) oraz opracowano ścisłą kontrolę sterowania wszystkimi parametrami procesu, jak: stan elektrolitu, temperatura procesu, gęstość prądu, turbulencja, zanieczyszczenia elektrolitu itp. Dokładność kontroli parametrów jest bardzo wysoka i wynosi np. dla procentowości roztworu trzy do czterech milionowych, a dla temperatury w zakresie 35÷65 °C ± 0,5°C.

Wynikiem tych zabiegów są konstrukcje z folii niklowej prawie bez naprężeń wewnętrznych, przy czym sam nikiel wykazuje wytrzymałość 42 do 49 kG/mm<sup>2</sup>, a niektóre próbki osiągają nawet 140 kG/mm<sup>2</sup>. Tolerancje grubości folii utrzymuje się do ± 2,5 μ. Dzięki tej metodzie udało się wyprodukować rozwijalne lustra o średnicy 13,5 m i powierzchni 120 m<sup>2</sup>, przy dokładności krzywizn parabolicznych 0,25÷0,30 mm na całej długości, falistości powierzchni do 10 minut i ciężarze 1 kG/m<sup>2</sup> powierzchni. Metoda tworzenia warstw metali metodami galwanicznymi z minimalnymi naprężeniami jest ciągle w rozwoju i wyniki stale ulegają poprawie

**A.G.**

Branżowy Ośrodek Informacji Technicznej i Ekonomicznej Instytutu Lotnictwa rozpoczął wydawanie nowego periodyka (dwutygodnika) informacyjnego pn. „Aktualności lotnicze”. Periodyk zamieszcza wiadomości najbardziej przydatne z punktu widzenia problematyki naszego przemysłu z dziedzin: sprzętu lotniczego, produkcji, ekspozycji, eksportu i in. To pożyteczne wydawnictwo przeznaczone jest do użytku wewnętrznego, zeszyt obejmuje 4 strony maszynopisu powielane na kserografie.

Z. W związku z XX-leciem pracy Instytutu Lotnictwa redakcja „Biuletynu Informacyjnego Instytutu Lotnictwa” wydała zeszyt jubileuszowy. Zeszyt nr 13 odznacza się nie tylko interesującą treścią, lecz również piękną szatą zewnętrzną (okładka z tworzywa sztucznego). Treść obejmuje m. in. następujące materiały redakcyjne: rys historyczny Instytutu (od przedwojennego WCBL i IBTL do powojennego ITL, GIL, i IL), omówienie prowadzonych prac naukowo-badawczych oraz artykuły na temat prób w locie (A. Abłamowicza) i konstruowania samolotów (T. Sołtyka). Numer otwierają liczne depesze nadesłane z okazji XX-lecia. Do życzeń pomysłowego rozwoju Instytutu dla polskiego lotnictwa dołącza się kolegium redakcyjne TLIA.

Z. Plon naukowy konferencji technicznej pn. „Konstrukcje lekkie”, która odbyła się w Instytucie Lotnictwa w dniach 30.V—1.VI.1966 r., został opublikowany w starannie opracowanym wydawnictwie Branżowego Ośrodka Informacji T i E Instytutu. Broszura w formacie A4, na 297 stronach zawiera 16 referatów z dziedziny zagadnień wytrzymałości konstrukcji i własności materiałów oraz 12 opracowań obejmujących zagadnienia konstrukcyjno-technologiczne. Dziś, gdy postęp techniczny zmierza m.in. do zmniejszenia ciężaru konstrukcji wyrobów — zapoznanie się z zagadnieniami materiałowymi, technologicznymi i wytrzymałościowymi konstrukcji skorupowych i przekładkowych jest szczególnie ważne. Broszura ukazała się w marcu 1965 r., cena egzemplarza 150 zł.

Z. Wł. Araszkiewicz: „Zagadnienia z dziedziny urządzeń i służb lotniskowych”, PWN, Warszawa—Łódź, 1966 r., str. 204, rysunki i ilustracje, cena 16 zł. Jest to skrypt dla studentów wyższych szkół technicznych obejmujący następujące zagadnienia: zaopatrzenie lotnisk w wodę, urządzenia kanalizacyjne, ciepłe, transportu wewnętrznego i zewnętrznego na lotniskach oraz urządzenia elektroenergetyczne. Ponadto autor omawia radionawigację, bezpieczeństwo i higienę pracy na lotniskach, utrzymywanie pól wzlotów i budowli oraz osłonę meteorologiczną, wreszcie walkę z pożarami i działania poszukiwawczo-ratownicze.

Z. J. Lipski: „Urządzenia zabezpieczające loty wysokościowe i kosmiczne człowieka”, WKiŁ, Warszawa, 1965 r., str. 196, liczne rysunki i tablice, cena 25 zł. W książce omówiono budowę, działanie oraz metody sprawdzania aparatury użytkowanej podczas lotów na dużych wysokościach. Autor zapoznaje czytelnika z aparaturą tlenową, regulatorami ciśnienia (w kabine), temperatury, wilgotności i składu powietrza. Opisuje odzież ochronną, omawia urządzenia umożliwiające opuszczanie statku w czasie lotu oraz zapoznaje z eksploatacją wyposażenia wysokościowego.

Z. A. Pazio, J. Winczo: „Zasady pilotażu”, WKiŁ, Warszawa, 1966 r., str. 208, ilustracje, cena 18 zł.

Książka zawiera cały materiał dotyczący nauki podstawowego pilotażu szybowcowego. Autorzy omawiają w niej wszystkie podstawowe elementy lotu szybowcowego: lot prosty i zakręty, starty za wyciągarką i za samolotem, lądowania, loty termiczne, przeloty szybowcowe, loty bez widoczności oraz akrobację podstawową. Praca została dostosowana do wymagań programowych szkolenia szybowcowego.

Książka przeznaczona jest dla kandydatów na pilotów szybowcowych oraz instruktorów.

Z. A. Moldenhauer: „Poduszkowce”, WKiŁ, Warszawa, 1966 r., str. 213, liczne rysunki.

Autor omawia teorię poduszki powietrznej, charakterystyczne cechy pojazdów poruszających się na poduszce powietrznej oraz ich konstrukcję. Porusza również zagadnienie ekonomii tej grupy pojazdów w porównaniu z innymi środkami transportu. Podany został przegląd istniejących i projektowanych poduszkowców. Książka jest przeznaczona dla inżynierów i techników oraz dla wszystkich interesujących się zagadnieniami techniki transportu.

Z. A. Jarczyk, J. Perłbiński: „Pionowzloty”, Wydawnictwa MON (seria „Sowa”), Warszawa, 1966 r., str. 214, rys. 90, tablic 4, cena 12 zł.

Choć autorzy używają nowego i nie przyjętego jeszcze w słownictwie lotniczym terminu „pionowzlot”, omawiają jednak na początku swej książki zagadnienie aerodynamiki pionowego startu i lądowania (APSL) oraz aerodynamiki krótkiego startu i lądowania (AKSL). Książka traktuje w ujęciu popularnym o wszystkich aparatach wymienionych typów z wyjątkiem śmigłowców. Autorzy omawiają fazy lotu, zespoły napędowe oraz cywilne i wojskowe zastosowanie sprzętu. Na 50 stronach broszury podano przegląd istniejących konstrukcji i projektów APSL.

Z. Jankiewicz: „Giganty przestworzy”, Wydawnictwa MON (seria „Sowa”), Warszawa, 1966 r., str. 224, rys. 88, tablic 5, cena 12 zł.

Po wyjaśnieniu koncepcji wielkich samolotów autor zaznacza, że latającymi olbrzymami okresu międzywojennego, od latającego skrzydła Junkersa Ju-G-38 „Deutschland” do latającej fortcey „Boeing B-17”. Z kolei po opisanu wielkich samolotów II wojny światowej zostały omówione jednostki współczesnego lot-

nictwa wojskowego o wielkim tonażu. Książka kończy się rozdziałem poświęconym przyszłym gigantom przestworzy oraz zestawieniami porównawczymi. Niestety, informacje o konstrukcjach perspektywicznych ograniczają się do „Concorde”, „Tu-144” i wzmianek o projektach naddźwiękowych „Boeing” i „Lockheed”.

Z. T. Uszyński: „Polskie prawo lotnicze”, WKiŁ, Warszawa, 1966 r., str. 142, cena 15 zł.

Książka stanowi przegląd przepisów i zasad obowiązujących w dziedzinie polskiego lotnictwa cywilnego. Zawiera ona również tekst ustawy z dn. 31 maja 1962 r., pt. „Prawo lotnicze” oraz komentarze do poszczególnych artykułów.

Książka przeznaczona jest dla personelu latającego i naziemnego, przydatna przy składaniu lotniczych egzaminów państwowych.

Z. Redakcja dwumiesięcznika „Przegląd Polskiej Techniki”, zeszyt 6 z 1965 r. poświęca tematyce lotniczej i motoryzacyjnej. Z dziedziny lotnictwa ukazały się tu następujące artykuły: T. Sołtyka o „Iskrze”, W. Nowakowskiego o produkcji szybowców, S. Sulikowskiego o przyrządach pokładowych, wreszcie — redakcyjny o eksporcie wyrobów polskiego przemysłu lotniczego i motoryzacyjnego. Przypominamy, że „Przegląd Polskiej Techniki” jest periodykiem „Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT” ukazującym się w wersjach językowych: angielskiej, francuskiej, niemieckiej i rosyjskiej. Czasopismo przeznaczone jest dla inżynierów, techników i ekonomistów interesujących się nauką, techniczną i gospodarczą współpracą z Polską. „Przegląd Polskiej Techniki” oprócz artykułów podstawowych i informacji zamieszcza nowości, przegląd patentów i książek oraz fotoreportaże. Poszczególne zeszyty są do nabycia w Zakładzie Kolportażu WCT NOT, Warszawa, ul. Mazowiecka 12, cena zeszytu 27 zł. Adres redakcji: Warszawa, ul. Marszałkowska 140.

Z.

Tablica 14. Własności mechaniczne mosiężnych wyrobów kształtowych

Lp.	Postać	Cecha mosiądzu	Stan obróbki cieplnej lub utwardzenia	Własności mechaniczne		Uwagi
				$R_m$ kG/mm <sup>2</sup> min.	$A_{10}$ % min.	
1	Kształtowniki wyciskane (tłoczone)	M58, M59	wyciskany	33,0	15,0	wg PN-59 H-93624
		M60	wyciskany	31,0	20,0	
		M63	wyciskany	29,0	30,0	
		MA58	wyciskany	50,0	$g > 5 \text{ mm} — 10,0$ $g < 5 \text{ mm} — 8,0$	
2	Rury wyciskane (tłoczone)	MM57	wyciskany	44,0	28,0	wg PN-59 H-74598
		MM59	wyciskany	40,0	25,0	
		M59	wyciskany	38,0	20,0	
		M63	wyciskany	30,0	38,0	
		MK80A	wyciskany	45,0	15,0	
		MK70	wyciskany	40,0	20,0	
3	Rury ciągnione	M63	wyżarzony	30,0	38,0	wg PN-53 H-74600
			półtwardy	34,0	30,0	
4	Rury ciągnione kształtowe	M63	twardy	41,0	15,0	wg ZN-59 MPC-MN-01518
			wyżarzony	30,0	35,0	
			półtwardy	34,0	25,0	
			twardy	40,0	10,0	
5	Rury ciągnione cienkościennie	M63	wyżarzony	30,0	38,0	wg PN-59 H-74596
			twardy	41,0	15,0	
			wyżarzony	25,0	35,0	
			twardy	35,0	—	
6	Drut na nity	M63	sprężysty	45,0	—	wg PN-59 H-93833
			utwardzony zgięciem 8—12%	38,0	18,0	



# POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ

## Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

Część IX

### Miedź i stopy miedzi

(ciąg dalszy)

Opracowali:

mgr inż. Andrzej Ciszewski i mgr inż. Tadeusz Radomski

W bieżącym zestawie tablic podano dane techniczne dotyczące polskich stopów miedzi.

W tablicy 10 podano własności mechaniczne blach i pasów mosiężnych, w tablicy 11 — własności mechaniczne mosiężnych taśm zimno walcowanych, w tablicy 12 — tłoźność próbek z tych taśm, w tablicy 13 — własności mechaniczne mosiężnych prętów, a w tablicy 14 — własności mechaniczne mosiężnych wyrobów kształtowych.

Tablica 10 na II str. okładki, tablica 14 na str. 28.

Tablica 11. Własności mechaniczne mosiężnych taśm zimno walcowanych (wg PN-60/H-92816)

Lp.	Cecha mosiądzu wg PN	Stan obróbki cieplnej lub utwardzenia	Grubość mm	Własności mechaniczne	
				$R_m$ kG/mm <sup>2</sup> min.	$A_{10}$ % min.
1	M58	miękki	0,5—2,0	35,0	25,0
		półtwardy		40,0	10,0
2	M59	twardy	0,5—2,0	45,0	5,0
		sprężysto twardy		60,0	2,5
3	MM59	miękki	0,5—2,0	39,0	30,0
		półtwardy		45,0	25,0
4	M60	twardy	0,5—2,0	60,0	3,0
		miękki		34,0	30,0
4	M60	półtwardy	0,5—2,0	40,0	15,0
		twardy		45,0	10,0
5	M63	sprężysto twardy	0,5—2,0	55,0	3,0
		miękki		30,0	35,0
5	M63	półtwardy	0,5—2,0	36,0	20,0
		twardy		42,0	10,0
6	M68	sprężysto twardy	0,5—2,0	60,0	3,0
		miękki		30,0	40,0
7	M70	półtwardy	0,5—2,0	35,0	25,0
		twardy		40,0	15,0
8	M80	sprężysto twardy	0,5—2,0	50,0	4,0
		miękki		30,0	40,0
8	M80	półtwardy	0,5—2,0	38,0	17,0
		twardy		43,0	8,0
9	M85	sprężysto twardy	0,5—2,0	55,0	3,0
		miękki		27,0	36,0
9	M85	półtwardy	0,5—2,0	32,0	15,0
		twardy		38,0	5,0
10	M90	sprężysto twardy	0,5—2,0	48,0	3,0
		miękki		26,0	38,0
10	M90	półtwardy	0,5—2,0	33,0	16,0
		twardy		35,0	5,0
11	MC90	miękki	0,5—2,0	27,0	35,0
		półtwardy		34,0	10,0
12	M96	twardy	0,5—2,0	40,0	3,0
		miękki		23,0	40,0
12	M96	półtwardy	0,5—2,0	28,0	18,0
		twardy		33,0	6,0

Tablica 12. Tłoźność próbek z mosiężnych taśm zimno walcowanych (wg PN-60/H-92816)

Lp.	Cecha mosiądzu wg PN	Stan obróbki cieplnej lub utwardzenia	Grubość mm				
			0,10—0,25	0,30—0,57	0,60—1,1	1,2—1,6	1,7—2,0
			Głębokość wytłoczenia mm (min.)				
1	M63	miękki	7,5	9,5	10,0	10,5	11,0
		półtwardy	5,0	7,0	8,0	8,5	9,5
		twardy	3,0	4,0	6,0	nie bada się	
2	M68	miękki	9,0	10,5	11,5	12,0	12,5
		półtwardy	7,0	8,0	9,0	9,5	10,0
3	M70	twardy	5,0	6,0	7,0	nie bada się	
		miękki	8,5	9,5	10,5	11,0	11,5
4	M80	półtwardy	6,5	7,5	8,5	9,0	9,5
		twardy	4,0	5,0	6,0	nie bada się	
		miękki	7,5	8,5	9,5	10,5	11,5
5	M85	półtwardy	5,5	6,5	7,5	8,5	9,0
		twardy	3,5	4,5	5,5	nie bada się	
		miękki	8,0	9,0	10,0	10,5	11,0
6	M90	półtwardy	6,0	7,0	8,0	8,5	9,0
		twardy	4,0	5,0	6,0	nie bada się	
7	MC90	miękki	8,0	9,0	10,0	10,5	10,5
		półtwardy	6,0	7,0	8,0	8,5	9,5
8	M96	twardy	4,0	5,0	6,0	nie bada się	
		miękki	8,5	9,5	10,5	11,0	11,5
8	M96	półtwardy	6,5	7,5	8,5	9,5	9,5
		twardy	4,5	5,5	6,5	nie bada się	

Tablica 13. Własności mechaniczne mosiężnych prętów

Lp.	Cecha mosiądzu	Stan obróbki cieplnej lub utwardzenia	Średnica lub grubość mm	Własności mechaniczne		Uwagi
				$R_m$ kG/mm <sup>2</sup> min.	$A_{10}$ % min.	
1	MA58	wyciskany	10—100	50,0	10,0	wg PN-59/H-03640
2	M58	wyciskany	10—100	37,0	18,0	
		miękki	2—50	35,0	25,0	
3	M59	półtwardy	2—50	40,0	12,0	
		twardy	2—13	45,0	5,0	
4	M60	wyciskany	10—100	35,0	30,0	
		miękki	2—50	34,0	30,0	
		półtwardy	2—50	40,0	18,0	
5	M63	twardy	2—13	48,0	10,0	
		wyciskany	10—60	28,0	35,0	
		miękki	2—50	30,0	35,0	
6	MO63	półtwardy	2—50	38,0	15,0	
		twardy	2—13	40,0	10,0	
7	MM56	wyciskany	10—60	30,0	20,0	
		półtwardy	2—50	35,0	15,0	
8	MM59	twardy	2—13	50,0	5,0	
		wyciskany	10—100	45,0	20,0	
9	MK80	miękki	2—50	45,0	25,0	
		półtwardy	2—50	55,0	10,0	
10	MA60	twardy	2—13	65,0	3,0	
		wyciskany	10—100	40,0	25,0	
11	MM57	miękki	2—50	40,0	30,0	
		półtwardy	2—50	45,0	25,0	
12	MO64	twardy	2—13	55,0	10,0	
		wyciskany	10—160	44,0	28,0	
13	MC62	miękki	2—50	60,0	1,0	
		półtwardy	10—14	55,0	1,0	
14	MŻ57	twardy	15—20	50,0	1,0	
		wyciskany	10—160	37,0	20,0	
14	MŻ57	miękki	2—50	40,0	15,0	
		półtwardy	2—50	45,0	10,0	
14	MŻ57	twardy	2—50	45,0	10,0	
		wyciskany	10—160	30,0	20,0	

wg RN-61/MPC-MN-3 23



## DLA PRZEMYSŁU I PRAC NAUKOWO-BADAWCZYCH

laboratoryjne stacje  
prób — prace roz-  
wojowe — badanie  
materiałów

## Typ VKO7/340

Wysokosprawne badawcze urządzenie klimatyzacyjne

Zakres temperatur  $-70$  do  $+100$  °C

Zakres wilgotności 10 do 98% wilgotności wzgl.

Pojemność użytkowa 340 litrów

Gotowe do bezpośredniego przyłączenia — chłodzone wodą, ze sterowaniem programowym temperatury i klimatu oraz z piaskiem barwnym.

Do istotnych cech naszego urządzenia klimatyzacyjnego należy zaliczyć:

- wysoką sprawność ujawniającą się w krótkich czasach chłodzenia i nagrzewania przy wszystkich wielkościach przestrzeni użytkowej i zakresach temperatur
- bezstopniowe regulatory mocy mogą określoną moc dławić w ciągu dowolnego czasu
- przestrzeń użytkowa wykonana w materiale V2A
- odpowiadające normom dwupunktowe sterowanie programowe temperatury i wilgotności.

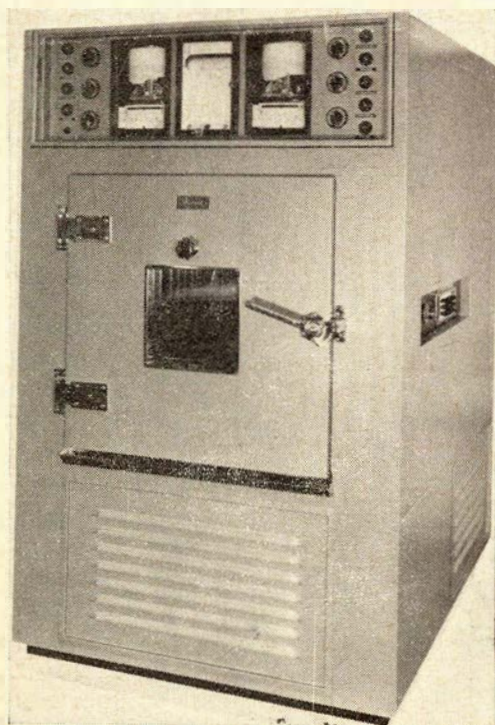
Wysokosprawne badawcze urządzenia klimatyzacyjne są dzięki swej konstrukcji przystosowane szczególnie do badania materiałów ciężkich, materiałów wywiązujących wiele ciepła własnego oraz materiałów silnie higroskopijnych.

Rozwiązanie konstrukcyjne umożliwia w dodatku wbudowanie urządzenia do ciągłego sterowania programowego oraz piasków dwubarwnych i wielobarwnych.

**Ponadto można zgodnie z normami wbudować następujące urządzenia dodatkowe:**

- urządzenie do napromieniowania nadfioletem i podczerwienią
- przestawialne wzdłuż pionu wkładki rusztowe
- tablicę zaciskową z 21 gniazdami wtyczkowymi
- przepust napędu obrotowego 1500 obr/min
- przepust na rękę  $\varnothing$  120 mm
- przepust wielkiej częstotliwości
- przepust wysokiego napięcia
- przepust powietrza sprężonego
- gładkie przepusty rurowe  $\varnothing$  10, 20, 30, 40, 50, 60, 70, 80, 90, 100 mm
- specjalne urządzenia dodatkowe odpowiednio do życzeń indywidualnych.

Urządzenie dostarcza się w 5 zakresach temperatury:  $-40$ ,  $-60$ ,  $-70$ ,  $-80$  i  $-90$  °C oraz w 8 wielkościach, z pojemnością użytkową: 180, 250, 340, 450, 600, 800, 1000 i 1500 litrów.



JUŻ OD 35 LAT WYROBY FIRMY VÖTSCH SŁUŻĄ PRZEMYSŁOWI I PRACOM BADAWCZYM

Największy i najwszechstronniejszy program produkcyjny badawczych urządzeń do odtwarzania warunków otoczenia sporządzony został dla Was. Urządzenia te są na nowo sprawdzane, unowocześniane i poprawiane. Urządzenia badawcze VÖTSCH są normalizowane i sporządzane w formie odpowiadającej każdemu wymaganiu. Mogą być przy tym uwzględnione szczególne życzenia indywidualne. W Niemczech, w Europie i innych częściach świata zainstalowane urządzenia badawcze, skonstruowane przez inżynierów

firmy VÖTSCH, świadczą o dużej zdolności produkcyjnej.

Urządzenia badawcze VÖTSCH służą do badań w przemyśle, do prac rozwojowych nad materiałami i gotowymi wyrobami oraz do ich sprawdzania, jak również do bieżącej kontroli produkcji wg optymalnych warunków.

W Niemczech, w Europie i innych częściach świata służą radą nasi wyszkoleni i doświadczeni inżynierowie - specjaliści.

Żądacie wyczerpujących materiałów informacyjnych pod adresem:

**ERNST VÖTSCH KÄLTE & KLIMATECHNIK KG**

7462 Frommern/Württemberg

NIEMIECKA REPUBLIKA FEDERALNA