

1967 **4**

technika  
lotnicza  
i astronautyczna



TREŚĆ ZESZYTU	Str.	CONTENTS	Page	СОДЕРЖАНИЕ
S. Kochański: Mikrosilniki rakietowe	1	S. Kochański: Mikrorocket engines	1	St. Kochański: Ракетные двигатели
W. Kordziński: Samolot „Concorde”. Opis samolotu, badania i próby. Budowa prototypów . . .	5	W. Kordziński: Concorde programme. Description of the aircraft. Research and test problems. Building of the prototypes	5	W. Kordziński: Самолет „Concorde”
T. Gajewski: Gazodynamika samo- regulacji dyszy naddźwiękowej z ciałem centralnym	12	T. Gajewski: The aerodynamics of self regulation of supersonic nozzle with central body	12	T. Gajewski: Газодинамика авторегу- лировки ультразвукового сопла с центральным телом
M. Makulski: Pomiar drgań w tech- nicie lotniczej	16	W. Makulski: Vibration measure- ments in aviation technics	16	W. Makulski: Измерения вибрации в авиационной технике
NOWOŚCI TECHNICZNE . . .	23	TECHNICAL NEWS	23	Технические новости
KRONIKA	27	CHRONICLE	27	Хроника
NOTATKI ZE ŚWIATA	28	INFORMATION from THE WORDL	28	Известия из света
POMOCE KONSTRUKTORSKIE		DESIGNER'S DATA SHEETS: Ma- terials used in aircraft structures		Конструкторские пособия: Материа- лы применяемые в авиационных кон- струкциях, часть IX, Медь и сплавы меди (продолжение) — обр. А. Ci- szewski и T. Radomski
TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRO- NAUTYCZNEJ: Materiały stoso- wane w konstrukcjach lotniczych. Część IX. Miedź i stopy miedzi (ciąg dalszy) oprac. A. Ciszewski i T. Radomski . . .	28	Part IX. Copper and copper alloys (continuation) — elaborated by A. Ciszewski and T. Radomski . . .	28	

# PODKOMISJA OCHRONY WŁASNOŚCI PRZEMYSŁOWEJ NOT

Zgodnie z sugestiami narady rzeczników patentowych, która miała miejsce w Katowicach w 1966 r. powołana została przez Zarząd Główny NOT Podkomisja Ochrony Własności Przemysłowej.

Celem i formami działania Podkomisji jest m.in.:

- organizowanie wymiany doświadczeń między rzecznikami patentowymi poprzez narady, seminaria, kursy, praktyki itp.,
- współdziałanie z SNT i innymi organizacjami i instytucjami zainteresowanymi rozwojem treści i form ochrony własności przemysłowej i stwarzanie odpowiednich warunków dla pracy rzeczników patentowych,
- koordynowanie na terenie SNT zasadniczych kierunków prac leżących w zakresie działania Podkomisji,
- przekazywanie Zarządowi Głównemu NOT postulatów rzeczników patentowych,
- współudział w prowadzeniu społecznego poradnictwa i pomocy w zakresie spraw patentowych.

Członkami Podkomisji mogą być rzecznicy patentowi, którzy uzyskali kwalifikacje wymienione w ustawie o rzecznikach patentowych oraz członkowie zainteresowanych SNT, o ile zadeklarują przynależność i udział w pracach Podkomisji.

Podkomisja rozpoczęła już przyjmowanie członków zainteresowanych działalnością Podkomisji.

Rzecznicy Patentowi oraz członkowie SNT mogą zgłaszać swoje kandydatury pod adresem **Działu Wynalazczości NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.**

Po otrzymaniu zgłoszeń kandydatom wysłana zostanie do wypełnienia deklaracja oraz regulamin Podkomisji.



WYDAWNICTWA  
ZASOPISEM  
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa,  
Czackiego 3/5

## KOLEGIUM REDAKCYJNE

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

## RADA PROGRAMOWA

Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. A. LEWKOWICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż. J. WOJCIECHOWSKI

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

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 74/C — D-3. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. Iv, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



Mgr inż. STANISŁAW KOCHAŃSKI

621.454

## MIKROSILNIKI RAKIETOWE

Bogactwo przedsięwzięć astronautycznych oraz specyficzne warunki ich realizacji wywołały konieczność opracowania niewielkich pokładowych urządzeń napędowych rozwijających ciąg w zakresie  $0,5 \cdot 10^{-6}$ — $0,5$  kG. Urządzenia te noszą nazwę miniaturowych silników raketowych, w skrócie MSR. Podstawowe zastosowania tych silników to:

- 1) orientowanie w przestrzeni satelitów i pojazdów kosmicznych,
- 2) utrzymywanie ich na zadanej orbicie,
- 3) korygowanie orbit i zmiany orbit,
- 4) wprawianie pojazdu w ruch obrotowy i regulowanie prędkości wirowania,
- 5) wytwarzanie przeciążeń w celu polepszania warunków podawania składników materiału pędnego ze zbiorników do komór spalania w stanie nieważkości,
- 6) przemieszczanie kosmonautów w otwartej przestrzeni kosmicznej.

W zależności od realizowanych zadań i programu lotu MSR projektuje się tak, że mogą one pracować w sposób ciągły, przerywany (pulsacyjny) lub kombinowany.

### Rodzaje MSR

Współczesne MSR można podzielić na cztery podstawowe grupy:

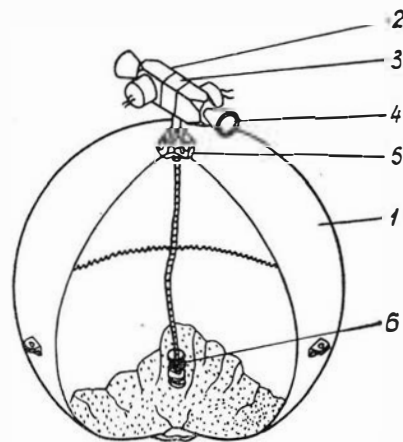
- 1) MSR na stały materiał pędny,
- 2) MSR na ciekły materiał pędny,
- 3) MSR na gazowy materiał pędny,
- 4) MSR elektryczne.

### MSR na stały materiał pędny

Mikrosilniki tej grupy dzielą się na dwie podstawowe klasy: z sublimującym stałym materiałem pędym i MSR typu pistoletowego.

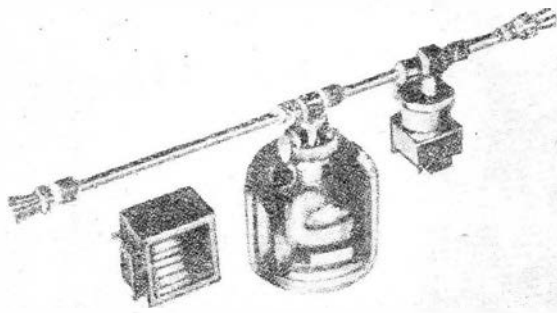
Przykładem MSR na sublimujący stały materiał pędny może być silnik pokazany na rys. 1. Materiał

pędny w postaci stałej krystalicznej masy znajduje się w zbiorniku (1). Sublimacja odbywa się pod działaniem ciepła, wydzielającego się w czasie pracy pokładowej aparatury elektronicznej i przekazywanego stamtąd do mikrosilnika. Czasami stosuje się także specjalne podgrzewacze. Pary przez zawór (5) o regulowanym przepływie w zależności od temperatury (6) przedostają się do filtra (3), przepływają przez zawór (2) i dyszą (4) uchodzą na zewnątrz. Włączenie i wyłączenie silnika realizuje się za pomocą otwiera-



1. MSR na stały sublimujący materiał pędny: 1 — zbiornik materiału pędnego; 2 — zawór; 3 — filtr; 4 — dysza; 5 — zawór o regulowanym przepływie w zależności od temperatury; 6 — czujnik temperatury

nia i zamykania zaworu (2). Rolę materiału pędnego spełnia zestalony amoniak lub suchy lód (zestalony dwutlenek węgla). Jeśli silnik ma pracować w podwyższonych temperaturach, jako materiał pędny stosuje się sole silnych kwasów, np. szczawiany lub halogenowe związki wodoru. Silnik tego typu opracowany przez firmę Rocket Research stosowany był w

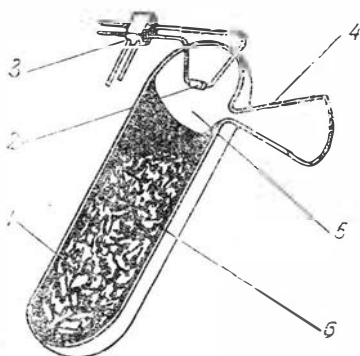


2. MSR na stały sublimujący materiał pędny dla satelity OV-2

amerykańskim satelicie OV-2 rys. 2. Blok kilku takich silników, o ciągu 4,5 grama każdy, służył do utrzymywania stałej prędkości obrotowej satelity w ciągu jednego roku. Odstęp między kolejnymi włączeniami mikrosilników wynosił 2 tygodnie.

Prostszy w budowie, bo pozbawiony całkowicie zaworów, jest mikrosilnik pokazany na rys. 3. W stanie nieroboczym ma on niską temperaturę i w związku z tym ciśnienie par jest bardzo małe. Po włączeniu źródła energii promienistej materiał pędny zostaje podgrzany, proces sublimacji przyspiesza się, co powoduje wzrost ciśnienia par, które — wypływając przez dyszę — tworzą ciąg. Materiały pędne dla takich MSR zapewniają impuls właściwy w próżni 50—80 sek. Średnia moc promieniowania potrzebna do uzyskania jednego grama ciągu wynosi 25 W. W perspektywie przewiduje się wykorzystanie laserów i energii słonecznej jako źródeł ciepła.

Prowadzi się także prace nad mikrosilnikami na dwuskładnikowy sublimujący, stały materiał pędny, gdzie jednocześnie wykorzystuje się dwie stałe substancje spełniające funkcje paliwa i utleniacza. Po wymieszaniu par następuje reakcja chemiczna i produkty spalania wypływają przez dyszę. Obliczeniowy impuls właściwy takich MSR wynosi w próżni 320—340 sek. Ciśnienie par składników w tym przypadku równa się zazwyczaj 0,07—0,7 kG/cm<sup>2</sup>. Dalszym rozwinięciem MSR na sublimujący stały materiał pędny są konstrukcje z dodatkowym podgrzewaniem gazów przed dyszą w celu podwyższenia impulsu właściwego. Podgrzewanie realizuje się przy użyciu energii elektrycznej albo za pomocą radioizotopów. W ostatnim przypadku impuls właściwy MSR (typu zaworowego lub bezzaworowego) wynosi 200 sek (przy temperaturze par 1100 °C). Podgrzewacz radioizotopowy ma mały ciężar i objętość i może korzystać



3. Bezzaworowy mikrosilnik z materiałem sublimującym:  
1 — materiał pędny; 2 — źródło energii; 3 — przełącznik; 4 — dysza; 5 — lustro; 6 — izolacja cieplna

z różnych izotopów zapewniających duży wydatek energii na jednostkę ciężaru, a stosowanie źródeł z promieniowaniem  $\alpha$  albo słabym promieniowaniem  $\beta$  gwarantuje niski poziom niebezpieczeństwa radiacyjnego. Dla otrzymania impulsu właściwego rzędu 190 sek przy ciągu 0,5 grama wymaga się źródła o mocy 9 watów.

**MSR typu pistoletowego.** Silnik tego typu składa się z ładunku materiału pędnego, zapłonika i dyszy umieszczonych w odkształcalnym kadłubie. Zestaw takich silniczków mocuje się na taśmie z tworzywa sztucznego, która wyciągana jest przez mechanizm połączony z silnikiem elektrycznym. Początkowo przy przesuwaniu taśmy silnik luźno wchodzi w gniazdo. Po odpaleniu zapłonika odkształcalny korpus pod wpływem ciśnienia gazów (140 kG/cm<sup>2</sup>) rozszerza się i ciasno przylega do ścianek gniazda. Częstość występowania impulsów ciągu określona jest prędkością przesuwania taśmy. Czas trwania każdego impulsu wynosi 75—100  $\mu$  sek, a częstość ich występowania 5, 10 lub 20 imp/sek. Średni impuls właściwy takich MSR w próżni wynosi 200 sek. Opracowany przez firmę Curtiss-Wright silniczek WSR-4 przeszedł próby na drgania i oddziaływanie promieniowania, w czasie których imitowano warunki przebywania w przestrzeni kosmicznej do 10 lat. Ciężar załadowanego silnika 9,6 grama (ciężar materiału pędnego 0,2 G), gabaryty 12,7 × 12,7 × 3,2 mm, ciąg 1,8 G, impuls całkowity 0,045 kG/sek. Przewiduje się stosowanie tego typu silników do przemieszczania obiektów w otwartej przestrzeni kosmicznej, a także do korekcji orbit i orientacji satelitów.

### MSR na ciekły materiał pędny

Istnieją trzy podstawowe podklasy MSR na ciekły materiał pędny: 1) silniczki na parującą ciecz, 2) na jednoskładnikowy ciekły materiał pędny i 3) na dwuskładnikowy ciekły materiał pędny.

**MSR na parującą ciecz.** MSR na parującą ciecz są ciekłym odpowiednikiem MSR na sublimujący stały materiał pędny. Charakterystyki MSR tego typu są na średnim poziomie, ponieważ pary materiału pędnego przed dyszą mają normalną temperaturę. W charakterze materiału pędnego stosuje się zazwyczaj wodę lub amoniak z powodu ich względnie małego ciężaru cząsteczkowego. Konstrukcyjnie MSR z parującą cieczą składa się ze zbiornika materiału pędnego, regulatora wydatku tego materiału, komory odparowywania, zaworów, przewodów i dyszy wylotowej. Do odparowywania cieczy wykorzystuje się ciepło z aparatury pokładowej lub specjalne elektropodgrzewacze. W temperaturze 21 °C teoretyczny impuls właściwy takiego MSR przy wypływie do próżni wynosi ~100 sek. Regulowanie ciągu realizuje się za pomocą zmiany temperatury podgrzewanej cieczy. Wypróbowano już między innymi silnik, w którym pary elektrycznie podgrzewanego amoniaku dają impuls właściwy 200 sek przy ciągu 0,135 grama. Opracowuje się także podgrzewacze radioizotopowe. Jednym z kłopotów, jaki napotykają konstruktorzy MSR na parującą ciecz, jest zagadnienie oddzielenia cieczy od pary. Wykorzystuje się w tym celu różne metody (np. w oparciu o siły napięcia powierzchniowego), jednakże najlepsze wyniki osiągnięto na satelitach i pojazdach stabilizowanych ruchem obrotowym, ponieważ wy-



4. MSR o ciągu 0,9 kG na jednoskładnikowy ciekły materiał pędny — hydrazynę

stępujące w tych przypadkach przeciążenia znakomicie ułatwiają rozdzielenie fazy ciekłej i gazowej.

#### **MSR na jednoskładnikowy ciekły materiał pędny.**

W tym przypadku stosuje się jednoskładnikowe ciekłe materiały pędne typu nadtlenu wodoru lub hydrazyny. Układy na nadtlenek wodoru przeszły już wielokrotne badania w locie rozwijając ciąg rzędu 0,5 kG. Opracowanie nowego silnego katalizatora Shell 405 używanego do rozkładu hydrazyny polepszyło skuteczność stosowania tego materiału pędno zapewniającego (dzięki małemu ciężarowi cząsteczkowemu i wyższej temperaturze produktów rozkładu) dużą prostotę i niezawodność działania silnika w porównaniu z nadtlakiem wodoru. W firmie Rocket Research opracowano i przebadano silnik tego typu o ciągu 9 gramów. Dzięki zastosowaniu prostego w konstrukcji układu wtryskowego pojawiła się możliwość uzyskania MSR o jeszcze mniejszym ciągu.

W doświadczalnym MSR o ciągu 450 G zastosowano nowy katalizator do rozkładu hydrazyny, dzięki czemu silnik osiąga parametry pracy przy wielokrotnym uruchamianiu w czasie krótszym niż 15  $\mu$  sek. Katalizator dobrze nadaje się do pracy długotrwałej. W czasie prób trwających 3,5 godziny strata ciężaru katalizatora wyniosła 3%. Spadek ciśnienia do poziomu 10% ciśnienia roboczego przy zamkniętym zaworze odbywał się w ciągu 44  $\mu$  sek. Temperatura rozkładu hydrazyny wynosi 980 °C, impuls właściwy w próżni 285 sek.

Firma Rocket Research opracowała również MSR o ciągu 0,9 kG (rys. 4). Ciężar silnika (z zaworem) 136 G. W trakcie prób silnik pracował w sposób pulsacyjny (przerwywany) z czasem trwania cykli 5  $\mu$  sek. Rozpoczęto już prace nad budową serii takich MSR o ciągu 0,227; 2,27; 22,7 i 45,4 kG, w których przewiduje się badanie szybko działających układów włączania i wyłączania, sprawdzanie niezawodności pracy i innych parametrów.

MSR na jednoskładnikowy ciekły materiał pędny charakteryzują się wysoką niezawodnością działania i długim czasem eksploatacji, a ponadto są tańsze niż MSR na dwuskładnikowym materiale pędnym.

Drugim rozwiązaniem konstrukcyjnym silnika na jednoskładnikowy ciekły materiał pędny jest MSR z dodatkowym zbiornikiem kulistym, w którym znajduje się reaktor z siatką katalityczną. W tym samym zbiorniku znajduje się czujnik ciśnienia połączony z elektrowyregulatorem kontrolującym otwieranie zaworu do podawania materiału pędno. W zbiorniku kulistym znajduje się sprężysta membrana oddzielająca hydrazynę od gazu o wysokim ciśnieniu wypełniającego zbiornik. W układzie tym produkty rozkładu hydrazyny znajdują się stale pod zadaniem podwyższonym ciśnieniem, co zapewnia wysokie charakterystyki MSR. Impuls właściwy MSR z dodatkowym zbiorni-

kiem wynosi 110—150 sek w zależności od średniej temperatury w zbiorniku. Obecnie przeprowadza się końcowe próby w locie takich silników przeznaczonych do układów orientacji satelitów.

#### **MSR na dwuskładnikowy ciekły materiał pędny.**

MSR na dwuskładnikowy ciekły materiał pędny o ciągu 0,45—45 kG są szeroko stosowane w układach orientacji. Ponadto przeszły już pomyślnie próby MSR o ciągu 45—225 G. Jednakże budowa takich układów napędowych o mniejszym ciągu jest skomplikowana i trudna z powodu bardzo małych wydatków cieplnych składników. Ponadto konieczne jest zapewnienie dobrego wymieszania składników i duża niezawodność działania. Do innych trudności zaliczyć należy sprawę wydłużenia czasu eksploatacji MSR i podwyższenia jego charakterystyk roboczych przy krótkotrwałym włączeniu.

Istnieje inny wariant MSR na dwuskładnikowy ciekły materiał pędny, w którym wykorzystuje się składniki parujące. W tym przypadku stosuje się samozapłonowe paliwo i utleniacz, których ciśnienie par jest wystarczająco duże, aby można je było podawać do komory spalania właśnie w postaci par. Składnikami materiału pędno może być trójfluorek chloru i monometyloamina. Najostrzejsze wymagania stawiane są szybkiemu samozapłonowi składników w fazie parowej, przy czym doświadczenia dowodzą, że wiele kombinacji ciekłych dwuskładnikowych materiałów pędnych samozapalających się w fazie ciekłej w znacznej mierze traci tę własność w fazie parowej. Stosowanie parujących ciekłych materiałów pędnych pozwala na budowę MSR o bardzo małym ciągu, ponieważ podawanie materiału pędno w postaci par umożliwia zwiększenie przekrojów przelotowych wtryskiwaczy. W MSR tego typu stosuje się urządzenie zapewniające optymalny stosunek składników materiału pędno i regulujące ciąg (regulator ciśnienia lub układ termostatowy).

#### **MSR na gazowy materiał pędny**

**MSR na zimny gaz.** W MSR na zimny gaz zazwyczaj stosuje się sprężony azot. Silniki takie stosowane w układach orientacji satków są już dobrze opracowane i względnie proste w budowie i działaniu, chociaż przechowywanie gazu pod wysokim ciśnieniem sprawia pewne kłopoty. Impuls właściwy takich MSR jest nieco mniejszy niż w silniczkach na sublimujący materiał pędny lub parującą ciecz. Z powodu wysokiego ciśnienia, pod jakim przechowywany jest sprężony gaz, MSR na zimny azot waży zazwyczaj 2 razy więcej niż MSR na sublimujący stały materiał pędny przy tym samym impulsie całkowitym ciągu.

Czynnikiem roboczym i źródłem energii w tego typu silnikach mogą być również gazy skroplone przechowywane w zbiornikach o podwyższonym ciśnieniu. Po przejściu skroplonego gazu przez parownik tworzy się gaz o względnie niskiej temperaturze (20—100 °C), który następnie płynie do dysz. Skroplony gaz powinien zapewniać maksymalny impuls właściwy przy zadanej temperaturze parownika, to znaczy mieć minimalne wartości ciężaru cząsteczkowego, wykładnika adiabaty i ciepła parowania. Ponadto gaz powinien być łatwy w magazynowaniu, nietrujący i mieć maksymalny ciężar właściwy. Łatwość magazynowania związana jest z minimalnym dopuszczalnym ciśnieniem koniecznym do utrzymywania gazu w stanie



5. MSR na metan i tlen o ciągu 0,2–4,5 grama

skroplonym przy zadanej temperaturze. W przypadku optymalnym krytyczna temperatura skroplonego gazu powinna być bliska temperaturze parnika. W celu zwiększenia stopnia rozprężania gazu w dyszy konieczne jest, aby kondensacja gazu odbywała się przy minimalnej temperaturze.

Z analizy wynika, że dla MSR pracujących w próżni optymalne ciśnienie gazu przed rozprężeniem w dyszy nie przekracza 0,14–0,21 kG/cm<sup>2</sup>. Przy niższym ciśnieniu charakterystyki dyszy pogarszają się wskutek wpływów lepkości (mała wartość liczby *Re*).

Przy początkowej (przed rozprężaniem) temperaturze 20 °C najlepszymi czynnikami roboczymi są propan i etan, natomiast dla temperatury początkowej 100 °C pierwsze miejsce zajmuje amoniak, a drugie propan z tym jednak, że jeśli w czasie lotu pojazdu kosmicznego możliwe są wahania temperatury układu w granicach 0–100 °C, wówczas zaleca się stosowanie propanu.

**MSR na gazowy dwuskładnikowy materiał pędny.** Dzięki wykorzystaniu w MSR dwuskładnikowych gazowych materiałów pędnych można podwyższyć impuls właściwy wskutek stosowania wysokoenergetycznych składników typu F<sub>2</sub>O, F<sub>2</sub> (utleniacz), CH<sub>4</sub>, C<sub>2</sub>H<sub>4</sub> i H<sub>2</sub> (paliwa). Złagodzeniu ulegają także problemy związane z zamrażaniem i wrzeniem składników oraz rozdzielaniem faz przy nieobecności siły ciężkości. Teoretyczny impuls właściwy MSR na gazowy dwuskładnikowy materiał pędny może sięgać 350–400 sek, jednakże z powodu występowania wysokich temperatur konieczne jest stosowanie materiałów żaroodpornych. Korzystanie ze składników gazowych upraszcza konstrukcję wtryskiwaczy. MSR tego typu mogą być montowane na pokładach statków kosmicznych i satelitów mających duży zapas ciekłego materiału pędny dla podstawowego układu napędowego. Wówczas gazowy utleniacz może być wykorzystywany do wypełnienia zbiornika z ciekłym utleniaczem, a gazowe paliwo do wypełniania zbiornika z ciekłym paliwem.

Możliwe również jest pobieranie składników gazowych dla MSR ze zbiorników kriogenicznych materiałów pędnych w górnych stopniach raket. Do tych celów mogą być wykorzystywane resztki ciekłego materiału pędny ze zbiorników pierwszych stopni raket. Konieczne jest jednakże zapewnienie warunków samozapłonu składników w MSR, co sprawia pewne trudności. Doświadczalnie ustalono, że w niskich temperaturach (od –18 do –73 °C) nawet ciekły H<sub>2</sub> i F<sub>2</sub> niezbyt pewnie ulegają samozapłonowi. Dlatego też konieczne są specjalne dodatki do paliwa i utleniacza gwarantujące zapłon. W firmie United Technology opracowywany jest obecnie silnik (rys. 5) pracujący na metanie i tlenie, którego ciąg można regulować w zakresie od 0,2 do 4,5 grama.

Z dużym zainteresowaniem spotykają się prace nad MSR na gazowe materiały pędne, których źródłem są hybrydowe (mieszane lub stało-ciekłe) rakielowe materiały pędne. Daje to możliwość uzyskiwania większych impulsów właściwych i uproszczenia konstrukcji MSR w porównaniu z silnikami na dwuskładnikowy ciekły materiał pędny. Układ taki składa się z utleniacza typu F<sub>2</sub>O (lub mieszaniny F<sub>2</sub>O i O<sub>2</sub>) oraz ładunku stałego paliwa. W takim rozwiązaniu łatwo jest zapewnić samozapłon oraz wymagany jest tylko jeden układ podawania gazu. Niewielkie zwiększenie ciężaru takiego silnika powodowane jest tym, że w komorze spalania znajduje się cały zapas stałego paliwa.

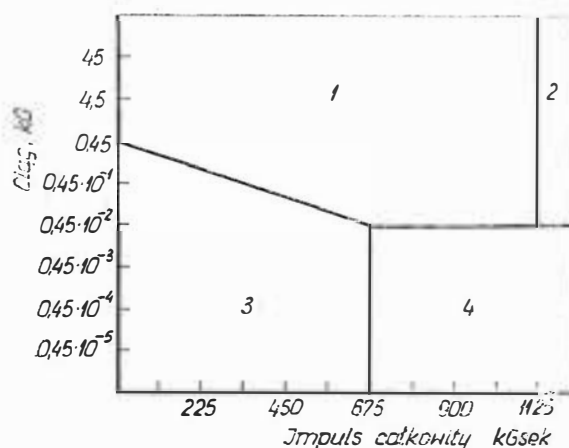
### Elektryczne MSR

**Elektrochemiczne MSR.** Silniczki elektrochemiczne zajmują pośrednią pozycję między silnikami czysto chemicznymi i układami elektrycznymi (jonowymi, magnetohydrodynamicznymi i plazmowymi). Elektrochemiczne MSR mają większy impuls właściwy niż silniki chemiczne i zużywają względnie niewielkie ilości energii elektrycznej.

Znane są dwa rodzaje elektrochemicznych MSR. W pierwszym z nich stosuje się elektryczny oporowy element grzejny, od którego ciepło przekazywane jest roboczej cieczy. W średnich temperaturach silnik ten w próżni daje impuls właściwy 200 sek, jeśli jako materiał pędny stosuje się amoniak. Doświadczenia dowiodły, że przy maksymalnym impulsie właściwym sprawność elementu grzejnego nie przekracza 25% wskutek strat na promieniowanie. Natomiast przy niższych temperaturach (1100 °K) sprawność wzrasta do 80%, ale rzeczywista wartość impulsu właściwego spada do 140 sek.

W innym rozwiązaniu konstrukcyjnym również stosuje się amoniak, ale element grzejny pracuje nieustannie. Pozwala to zwiększyć impuls właściwy przy jednoczesnym wzroście zużycia energii elektrycznej. Takie MSR o ciągu od 0,005 do 0,5 grama mogą być stosowane do korygowania orbit oraz w układach orientacji.

Źródłem ciepła dla nagrzewania gazu przed dyszą mogą być izotopy radioaktywne, a w charakterze materiału pędny można stosować wodór. Prace w tym kierunku prowadzi Komisja Energii Atomowej i Wojska Lotnicze Stanów Zjednoczonych. Dany układ zapewnia impuls właściwy w próżni 700–800 sek przy stosunku ciągu MSR do ciężaru równym 0,001–0,01



6. Robocze zakresy mikrosilników różnych typów: 1 – MSR na jednoskładnikowy ciekły materiał pędny; 2 – na dwuskładnikowy ciekły materiał pędny; 3 – na sublimujący stały materiał pędny; 4 – elektrochemiczne MSR

w zależności od rodzaju radioizotopów. W stadium opracowywania znajduje się MSR o ciągu 112 G, ciężarze 13,5 kG i długości 0,43 m obliczony na długotrwałą pracę ciągłą.

Drugim typem elektrochemicznego MSR jest silnik z elektrolizą wody. Produkty elektrolizy ulegają zapłonowi pod działaniem iskry i spalają się w chwili, gdy trzeba wytworzyć ciąg. W tym przypadku dla uzyskania impulsu całkowitego równego 1 kGsek potrzebna jest energia 15,5 Wh. Silniki takie zaleca się stosować na wirujących satelitach, ponieważ przy nieobecności siły ciężkości baterie elektrochemiczne są konstrukcyjnie dość złożone. Impuls właściwy takich MSR wynosi 380 sek przy ciągu 4,5—4500 G.

**Plazmowe MSR.** W firmie Rocket Research opracowano doświadczalny impulsowy plazmowy MSR z elektrodami szynowymi. Silniki takie charakteryzują się dużym impulsem właściwym i względnie niewielkim zużyciem energii elektrycznej. W celu uniknięcia strat gazowego czynnika roboczego i przyspieszanej plazmy na równoległe elektrody nakłada się szklane płytki mocowane za pomocą zacisków sprężynowych. Przyspieszanie plazmy odbywa się w płaszczyźnie ograniczonej tymi płytkami i elektrodami. W trakcie doświadczeń w komorze próżniowej ( $10^{-4}$  mm Hg) osiągnięto sprawność silnika równą 0,5—0,6 przy ciągach właściwych od 5000 do 10 000 sek. Ciąg silnika 45  $\mu$ G. Ustalono, że plazmowe MSR mogą pracować w zakresie od 1000 impulsów na sekundę, a zapewnienie trwałości elektrod nie jest trudne (przy pracy w zakresie do 500 imp/sek nie obserwowano erozji elektrod). Impulsowe plazmowe MSR są bardziej efektywne w układach orientacji sa-

telitów i aparatów kosmicznych niż silniki jonowe i elektrotermiczne ze względu na łatwą regulację ciągu za pomocą zmiany częstotliwości impulsów, podczas gdy w silnikach jonowych i elektrotermicznych pracujących w sposób ciągły regulowanie ciągu napotyka na istotne trudności. Optymalne zakresy zastosowań roboczych dla różnych rodzajów MSR pokazano na rys. 6.

Miniaturowe silniki raketowe przypominają raczej zabawki niż urządzenia techniczne, jednakże w astronautyce spełniają ważną a nieraz pierwszoplanową rolę. Zadecydują one np. o tym, jak szybko nastąpi chwila, w której kosmonauta odzepi się od liny łączącej go z macierzystym statkiem i posybuje swobodnie w przestrzeń kosmiczną. Będą także podstawowym narzędziem przy montażu wielkich stacji orbitalnych i w wielu innych zastosowaniach. Nic więc dziwnego, że pracuje się nad nimi bardzo intensywnie.

#### Literatura

1. AIAA Paper nr 65—620
2. AIAA Paper nr 65—595
3. Aviation Week, 82, nr 6, s. 26, 1965
4. Interavia Air Letter, nr 5692, s. 9, 1965
5. Flight, 87, nr 2921, 349—350, 1965
6. Missiles and Rockets, 17, nr 6, s. 25—27, 1965
7. Missiles and Rockets, 16, nr 19, s. 11, 1965
8. Flight, 87, nr 2935, s. 58, 1965
9. Astronautics and Aeronautics, 3, nr 7, s. 122—123, 1965
10. Missile Space Daily, 14, nr 11, s. 87, 1965
11. Interavia Air Letter, nr 5792, s. 6, 1965
12. Journal of the British Interplanetary Society, 20, nr 3, 72—78, 1965
13. Interavia Air Letter, nr 5614, s. 5, 1964
14. Missiles and Rockets, 15, nr 18, s. 17, 1964
15. Interavia, 20, nr 3, p. 389, 1965
16. Missiles and Rockets, 10, nr 6, 36—37, 1962
17. AIAA Paper nr 65—616
18. AIAA Paper nr 65—560

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

629.135.2

## SAMOLOT „CONCORDE“

### Opis samolotu. Badania i próby. Budowa prototypów

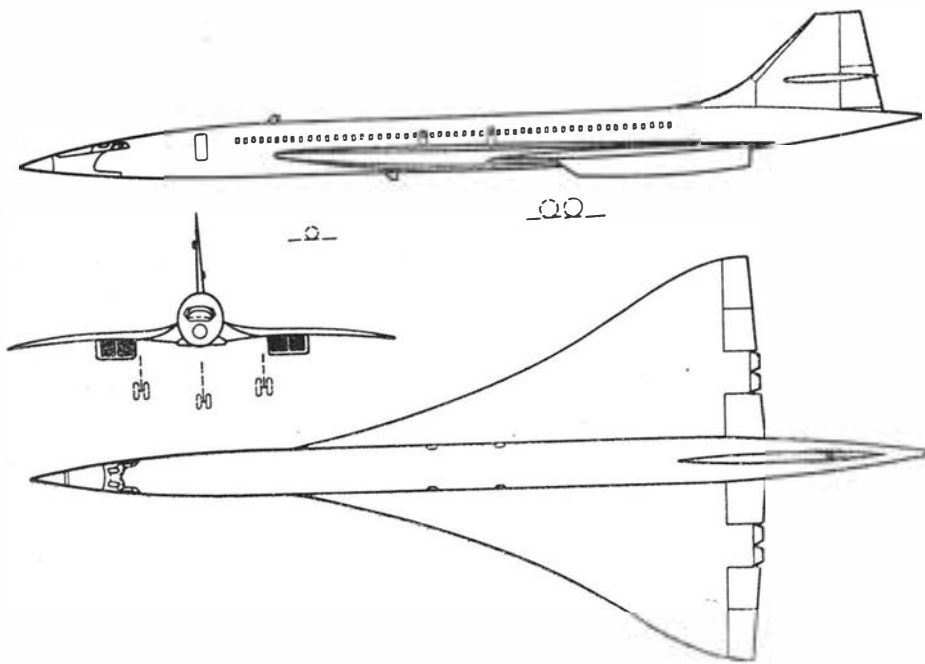
*W artykule — stanowiącym dalszy ciąg artykułu zamieszczonego w poprzednim zeszytce TLiA — opisano samolot „Concorde”, łącznie z silnikami, instalacjami płatowcowymi i wyposażeniem nawigacyjnym; omówiono badania aerodynamiczne i materiałowe, badania wytrzymałościowe fragmentów konstrukcji, próby i badania związane z układem napędowym oraz próby instalacji płatowcowych; w zakończeniu artykułu podano kilka szczegółów na temat budowy prototypów samolotu.*

#### Opis samolotu

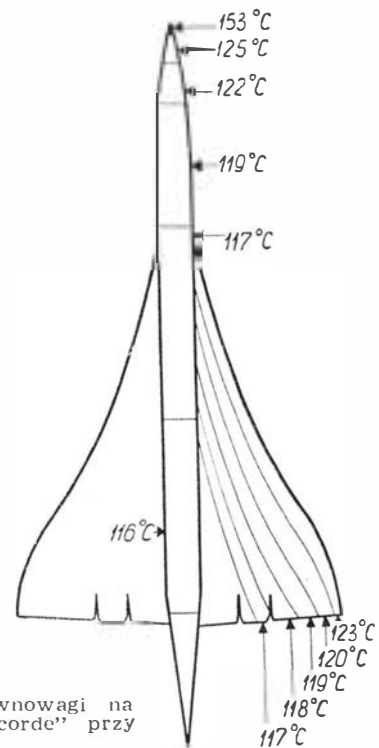
Konstrukcja naddźwiękowego samolotu pasażerskiego stwarza specyficzne problemy wynikające z kinetycznego nagrzewania elementów samolotu przy dużych prędkościach lotu oraz z naprężeń cieplnych powstających w czasie przyspieszania samolotu do prędkości naddźwiękowych i w czasie przechodzenia do lotu poddźwiękowego. Czynniki te uwzględniono w pełni przy projektowaniu samolotu „Concorde”, którego konstrukcja została opracowana na zasadach „fail-safe” i obliczona na okres pracy równy okre-

sowi pracy współczesnych odrzutowych pasażerskich samolotów poddźwiękowych. Podstawowym materiałem zastosowanym do budowy płatowca jest angielski stop aluminowy RR58 („Hiduminium”). Stal i stopy tytanu użyto w bardzo ograniczonym zakresie. Prowadzone przez szereg lat badania wykazały, że własności stopu RR58 nie ulegają pogorszeniu w temperaturach, do których będą się nagrzewać elementy samolotu „Concorde” przy naddźwiękowych prędkościach lotu (rozkład temperatur równowagi na pokroju samolotu „Concorde” przy prędkości lotu  $Ma=2,2$  pokazano na rys. 2).

Kadłub samolotu „Concorde” składa się z uszczelnionej części cylindrycznej o prawie stałym przekroju poprzecznym, z nie uszczelnionej części nosowej i nie uszczelnionej części ogonowej z usterzeniem kierunku. Jest on wykonany jako konstrukcja skorupowa z gęsto rozmieszczonymi podłużnicami wspartymi na wręgach. Skrzydło stanowi wielodźwigarową konstrukcję skrzydkową z integralnymi zbiornikami paliwa. Płyty pokrycia skrzydła i statecznika kierunku są frezowane — łącznie z usztywniaczami — z grubych płyt, podobnie jak obramowania drzwi i okien kabiny pasażer-



1. Samolot „Concorde„ w trzech rzutach



2. Rozkład temperatur równowagi na pokryciu samolotu „Concorde” przy prędkości  $Ma = 2,2$

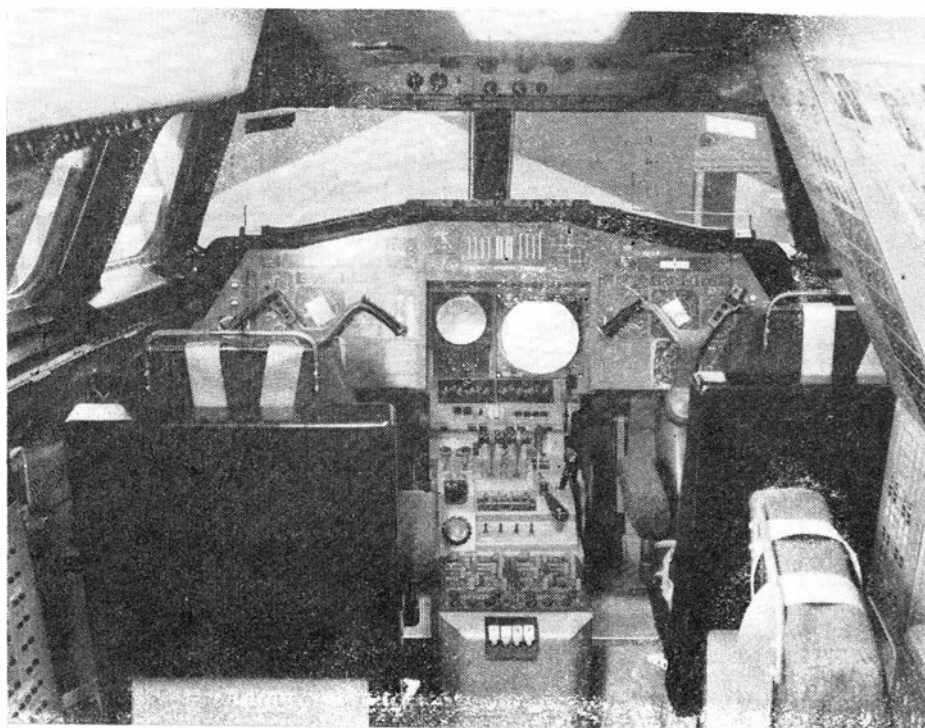
skiej oraz szereg innych silnie obciążonych elementów konstrukcji. Dwuczęściowy ster kierunku oraz stery i kłapy skrzydła są frezowane ze stali. Umieszczone pod skrzydłem dwie podwójne gondole silnikowe składają się z części wlotowej, komory silnikowej i rozbieżnej części dyszy wylotowej (część zbieżna dyszy stanowi integralną całość z silnikiem). Część wlotowa gondoli jest wykonana z walcowanego stopu RR58 (za wyjątkiem krawędzi natarcia wykonanej ze stali), na konstrukcję pozostałych części gondoli zastosowano stal.

Kabina pilotów (rys. 3) została zaprojektowana na trzy osoby załogi z możliwością pomieszczenia czwartej. Układ kabiny oraz rozmieszczenie urządzeń sterowniczych i przyrządów pokładowych jest konwencjonalne. W czasie lotu z prędkością naddźwiękową odchylana do góry specjalna osłona (rys. 4) chroni przednie okna kabiny pilotów przed nagrzewaniem kinetycznym nadając równocześnie nosowej części kadłuba kształt aerodynamiczny. Nosowa część kadłuba jest poza tym zamocowana przegubowo, co umożliwia opuszczanie jej do dołu w celu za-

pewnienia pilotowi w czasie startu i lądowania lepszej widoczności do przodu.

Kabina pasażerska ma cztery rzędy foteli, dzięki czemu uniknięto bardzo niepopularnych miejsc w środkowym rzędzie. Szerokość kabiny na wysokości poręczy foteli wynosi 2,63 m, a wysokość w osi symetrii — 1,96 m. W kabinie nie ma przegród konstrukcyjnych, a jej przekrój poprzeczny jest stały prawie na całej długości. Pozwala to na łatwe dostosowanie układu miejsc pasażerskich do różnorodnych wymagań poszczególnych linii lotniczych. Wersja prototypowa może pomieścić 126 pasażerów (jest ona przy tym wyposażona w toalety i w urządzenia kuchenne) przy podziałce foteli 0,86 m, a wersja przedprodukcyjna przy tej samej podziałce — 134 lub 138 pasażerów zależnie od układu kabiny. Instalacja klimatyzacyjna będzie utrzymywała w kabinie ciśnienie odpowiadające mniejszej wysokości lotu niż to ma miejsce w przypadku współczesnych poddźwiękowych samolotów pasażerskich — oznacza to oczywiście większy komfort podróży. Dzięki zabudowie silników w tylnej części samolotu i zastosowaniu skutecznej izolacji dźwiękochłonnej hałas w kabinie będzie utrzymany na niskim poziomie.

Jak już pisano w pierwszej części artykułu, do napędu samolotu „Concorde” służą cztery jednoorzędowe silniki „Olympus” 593, będące wynikiem współpracy firm Bristol Siddeley i SNECMA. Silnik „Olympus” 593 ma 6-stopniową sprężarkę niskiego ciśnienia (obudowa tej sprężarki jest jednoczęściowa), 7-stopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia, komorę spalania z 8 rurami żarowymi w pierścieniowej osłonie,



3. Wnętrze kabiny pilotów

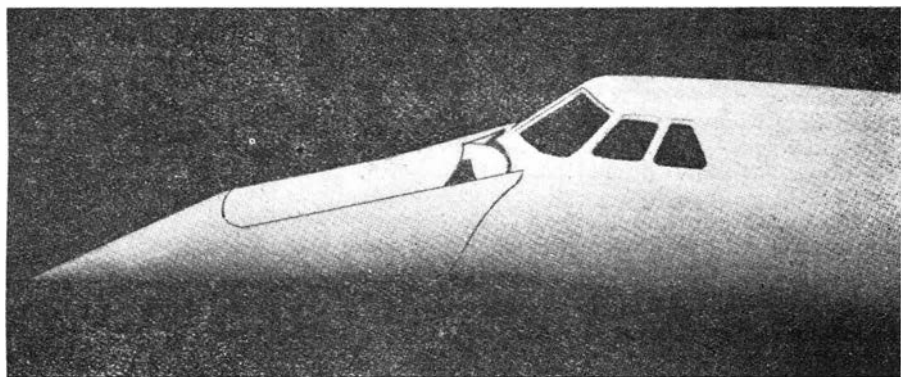
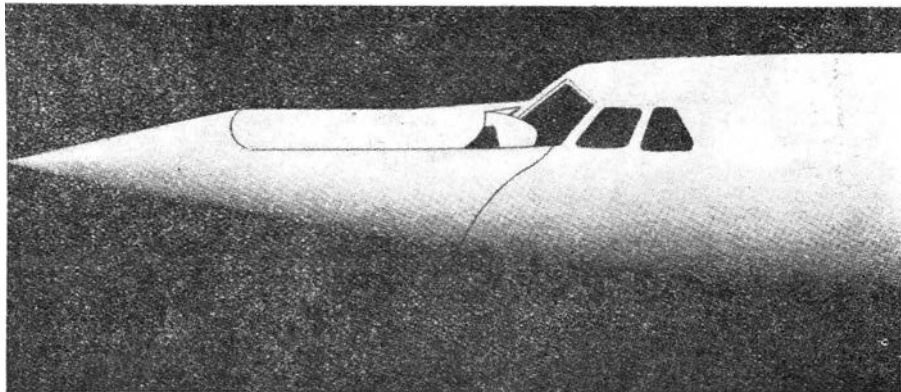
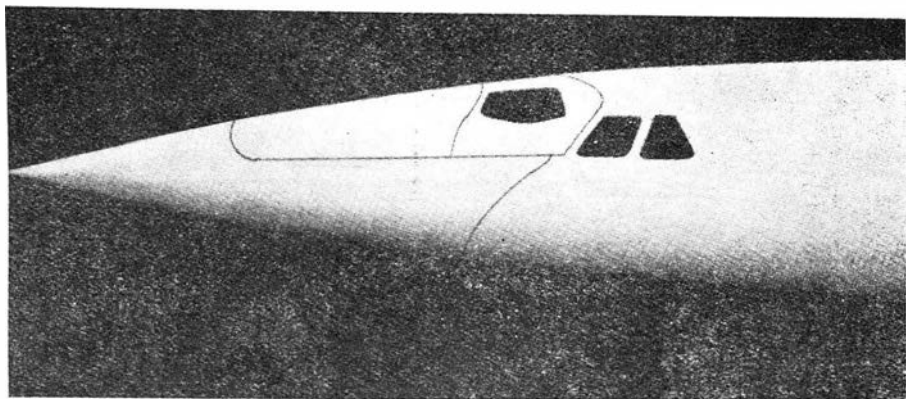


1-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia z chłodzonymi łopatkami kierowniczymi i wirnikowymi, 1-stopniową turbinę niskiego ciśnienia, odwracacz ciągu (ciąg odwrócony wynosi do 15% ciągu startowego) i pierwotną dyszę wylotową (zbieżna część dyszy) o zmiennym przekroju zaopatrzoną w tłumik typu ejektorowego, widoczny na rys. 5 (tłumik ten zmniejsza natężenie hałasu o 5 dB przy stracie ciągu nie przekraczającej 1,5% w warunkach startowych). Silniki są zabudowane parami w dwóch gondolach umieszczonych w odległości 1/4 rozpiętości skrzydła od podłużnej osi symetrii samolotu. Wloty powietrza, oddzielne dla każdego silnika, są wyposażone w rampę o zmiennym kącie ustawienia, która umożliwia sterowanie położeniem fali uderzeniowej i pracuje w powiązaniu z klapą upustową umieszczoną w dolnej ścianie gondoli. Inna klapa pozwala na doprowadzanie do wlotu dodatkowego powietrza w czasie startu. Integralną część gondoli stanowi również dysza wtórna (rozbieżna część dyszy wylotowej) o zmiennej geometrii. Do zmiany warunków pracy dyszy dodatkowo służy zasysane z zewnątrz powietrze. Konfigurację wlotu i dyszy wylotowej w różnych warunkach lotu i pracy silnika przedstawiono na rys. 6.

Silnik wejdzie do produkcji w dwóch wersjach: pierwsza — nosząca oznaczenie 593B — o ciągu startowym 14 500 kG będzie napędzać prototypy i samoloty seryjne budowane w ciągu dwóch pierwszych lat; druga, o ciągu 15 900 kG, zostanie zastosowana na samolotach produkowanych w następnych latach. Przewiduje się przy tym dalsze zwiększenie ciągu silnika. Podane wartości ciągu będą osiągnane bez dopalania (w dopalacz o małym przyroście ciągu był zaopatrzone wcześniej silnik — „Olympus” 593D — przeznaczony do pierwotnego, zmienionego później, projektu „Concorde”).

Przy projektowaniu instalacji pokładowych zwrócono szczególną uwagę na niezawodność ich pracy. Tak więc instalacja elektryczna samolotu została podzielona na dwa oddzielne układy, które w sposób niezależny zasilają urządzenia pokładowe służące do sterowania samolotem i silnikami, doprowadzania paliwa do silników, nawigacji, łączności, zapobiegania oblodzeniu itp. Podobnie, dwa niezależne układy hydrauliczne zasilają hydrauliczne urządzenia pokładowe; trzeci, dodatkowy układ zostaje włączony w przypadku uszkodzenia jednego z układów głównych. Instalacja hydrauliczna służy do uruchamiania sterów, wytwarzania sztucznej reakcji w układach sterowniczych, przestawiania nosowej części kadłuba oraz wlotów i wylotów silnikowych, chowania podwozia, włączania hamulców kół, sterowania przednim kołem oraz do napędu pomp przetłaczających paliwo z tylnego zbiornika paliwowego.

Sterowanie samolotem odbywa się za pomocą przetwarzania ruchów

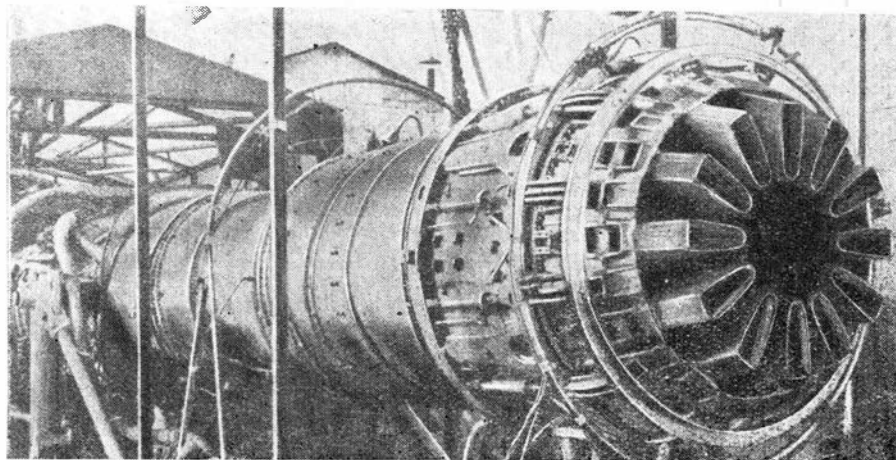


4. Konfiguracja nosowej części kadłuba dla lotu z prędkością naddźwiękową (rys. górny), dla lotu z prędkością poddźwiękową (rys. środkowy) oraz dla startu i lądowania (rys. dolny)

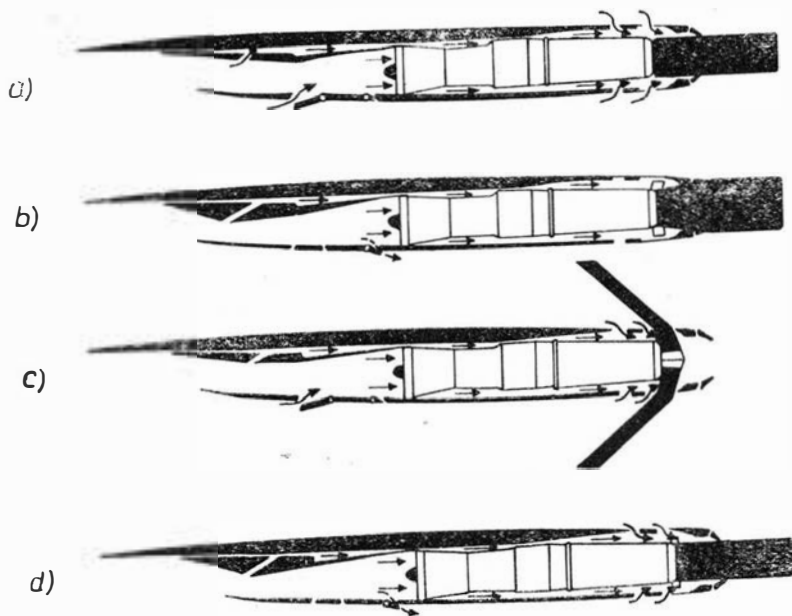
konwencjonalnego wolantu i pedałów na sygnały elektryczne, które uruchamiają hydrauliczne siłowniki bezpośrednio połączone ze sterami. Niezależny, mechaniczny układ bezpieczeństwa z hydraulicznym urządzeniem wspomagającym umożliwia sterowanie w przypadku uszko-

czenia całej instalacji elektrycznej.

Instalacja paliwowa służy nie tylko do zasilania silników, lecz również do chłodzenia instalacji oraz do wyważania samolotu. Paliwo odprowadza ciepło z instalacji klimatyzacyjnej, instalacji hydraulicznej, z prądnic i z układu olejenia silni-



5. Ejektorowy tłumik silnika „Olympus” 593



6. Konfiguracja wlotu i wylotu silnika „Olympus” 593:  
 a) start; b) lot z prędkością naddźwiękową; c) hamowanie silnikami; d) wyłączenie silnika przy prędkości naddźwiękowej

ków. Układ zbiorników paliwowych zapewnia właściwe położenie — we wszystkich warunkach lotu — środka ciężkości samolotu względem środka wyporu: w czasie przyspieszania samolotu do prędkości naddźwiękowych paliwo jest przetłaczane z przednich zbiorników wyważających do zbiornika tylnego, a podczas powrotu do prędkości poddźwiękowych — ze zbiornika tylnego do zbiorników przednich. Ilość paliwa, która ma być przetłoczona w zależności od wymaganego przesunięcia środka ciężkości, jest określana przez przelicznik cyfrowy. Niewielki błąd w ilości przetłoczonego paliwa zwiększa opory szkodliwe wskutek konieczności wyważania samolotu sterami.

Instalacja klimatyzacyjna zapewnia — poza utrzymywaniem odpowiedniego ciśnienia — ogrzewanie kabin podczas lotu poddźwiękowego i ich chłodzenie przy naddźwiękowych prędkościach lotu. Powietrze dostarczane przez sprężarki silników jest stopniowo ochładzane w wymiennikach ciepła i w turbinach schładzających. Część doprowadzanego do kabin powietrza cyrkuluje wokół ścian pod warstwą izolacji dźwiękowej chłodząc lub ogrzewając w ten sposób kabiny, pozostała część powietrza służy do wentylacji kabin, pomieszczeń ładunkowych i pomieszczeń z wyposażeniem.

Elektryczna instalacja przeciwo-blodzeniowa zapobiega w locie poddźwiękowym oblodzeniu krawędzi natarcia skrzydła, krawędzi wlotów powietrza oraz klap szczelin doprowadzających do silników dodatkowe powietrze i odprowadzających jego nadmiar. Przed oblodzeniem przedniej części ramp wlotowych, kołpaków i łopatek wlotowych silników zabezpiecza gorące powietrze ze sprężarek silnikowych.

Jak już wspomniano w pierwszej części artykułu, dla ułatwienia czynności nawigacyjnych, które prze-

zrzucono na obu pilotów, opracowano zupełnie nowe urządzenia, umożliwiające daleko posuniętą automatyzację nawigacji przy wykorzystaniu obecnych i zaplanowanych na przyszłość systemów kontroli ruchu lotniczego. Najbardziej istotnym elementem układu nawigacyjnego samolotu „Concorde” jest platforma bezwładnościowa, współpracująca z uniwersalnym przelicznikiem cyfrowym. Platforma bezwładnościowa dostarcza danych do przyrządów pilotażowych, automatycznego pilota i radaru meteorologicznego. Do obrazowego przedstawiania danych służy urządzenie z przesuwaną mapą, opracowane przez firmę Ferranti. Urządzenie to obejmuje mały projektor filmowy i 20 cm ekran — umieszczony na prawo od ekranu radarowego (patrz rys. 3) — na który rzutuje się żądaną trasę, mapy lotnisk itp. oraz pozycję samolotu określoną w oparciu o hiperboliczne systemy VOR lub DME. Obsługa urządzenia polega na tym, że pilot przesuwając mapę z trasą tak długo, aż w środku wskaźnika pojawi się żądany punkt kontrolny. Wówczas przez naciśnięcie guzika pilot przekazuje współrzędne tego punktu do przelicznika i cofa mapę w pierwotne położenie, w wyniku czego w środku ekranu pojawia się aktualna pozycja samolotu i kurs do punktu kontrolnego. Poprawki i zmiany kursu pilot przeprowadza tak, aby wskazówka kursu wskazywała punkt docelowy. Pamięć uniwersalnego przelicznika cyfrowego przechowuje plan lotu, który jest wczytywany za pomocą perforowanych taśm i może być zmieniany w czasie lotu. Wszystkie dane nawigacyjne będą umieszczone w pojedynczej kasecie filmowej, co oznacza poważny postęp w kierunku usprawnienia pracy załogi i zakończenia „walki z papierami” na pokładzie samolotu. Poza spełnianiem zadań nawigacyjnych i pilotażowych przelicznik cyfrowy dostarcza również

ważniejszych danych dotyczących samolotu, jak np. określa poziom paliwa w zbiornikach; jak już wspomniano przy opisie instalacji paliwowej, służy on poza tym do określania wymaganej ilości paliwa przetłaczanego w celu wyważenia samolotu.

### Badania i próby

Dwa prototypy samolotu „Concorde” i dwa samoloty przedprodukcyjne będą poddane najbardziej rozległemu programowi badań w locie, jakiego kiedykolwiek poddano samolot pasażerski. Każdy z samolotów będzie wyposażony w 3000 punktów pomiarowych oraz w zespolony, cyfrowy i analogowy, system rejestrujący. W obu ośrodkach badań w locie — w Bristolu i Tuluzie — instaluje się bliźniacze urządzenia do sprowadzania danych pomiarowych; dane te za pośrednictwem przelicznika będą wczytywane do uniwersalnych maszyn cyfrowych. Do wydrukowania wszystkich danych z pojedynczego lotu będzie potrzebna taśma o długości 6 km. Dane będą opracowywane automatycznie, dzięki czemu w ciągu pół godziny będą gotowe najważniejsze wyniki pomiarów.

Badania w locie mają rozpocząć się na początku 1968 r. Obecnie natomiast przeprowadza się na skalę dotychczas nie spotykaną badania laboratoryjne dotyczące zagadnień aerodynamicznych, materiałowych i wytrzymałościowych, badania układu napędowego i badania instalacji pokładowych.

Zasadniczy układ samolotu został określony już przed kilku laty w oparciu o przeprowadzone wówczas badania. Obecnie główny ciężar badań aerodynamicznych spoczywa na dmuchaniach tunelowych mających na celu określenie wpływu niewielkich zmian kształtu skrzydła i nosowej części kadłuba na charakterystyki samolotu. Badania obejmują pomiary podstawowych parametrów aerodynamicznych, jak stateczność, sterowność, czasy reakcji, siły sterownicze, momenty zawiasowe sterów oraz pomiary rozkładu ciśnienia na skrzydle i na przedniej części kadłuba w całym zakresie prędkości lotu. W programie badań wykorzystuje się ok. 50 angielskich i francuskich tuneli aerodynamicznych. Do badań przy małych prędkościach stosuje się modele w skali 1:18, do badań przy dużych prędkościach — modele w skali 1:30 i 1:60. Poza tym przeprowadza się, zarówno we Francji jak i w Anglii, naśladowane loty (za pomocą symulatorów), co ma na celu zbadanie zachowania się samolotu we wszystkich fazach lotu.

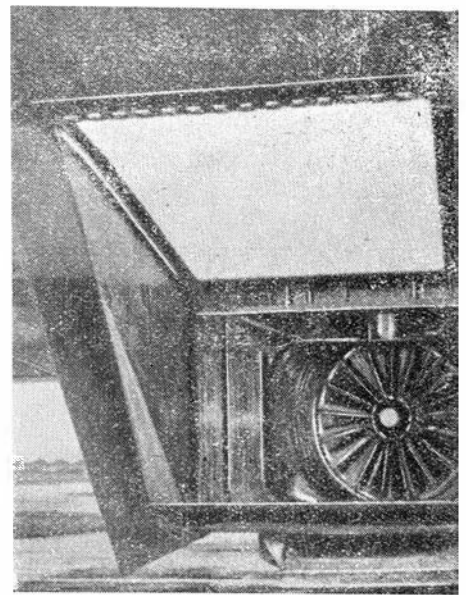
Wybór materiałów był przedmiotem badań trwających szereg lat. Głównym celem tych badań było określenie wytrzymałości zmęczeniowej i odporności na pękanie materiałów w wysokich temperaturach występujących w czasie długotrwałych lotów z prędkością  $Ma = 2,2$ . Badania wykazały przydatność do budowy samolotu „Concorde” stopu RR58 (francuski stop AU2GN).

Materiał ten, stosowany od wielu lat w budowie silników tłokowych i turbinowych, jest obecnie dostępny w postaci blach i płyt o wielkościach wymaganych w konstrukcji płatowca. Po określeniu podstawowych charakterystyk stopu RR58 przystąpiono do badań, w których próbki materiału w postaci typowych blach, płyt, elementów wyciskanych, odkuwek i elementów łączonych są poddawane kompletnym cyklom obciążeń i temperatur, typowym dla warunków przelotu. Przebadano już dużą ilość próbek w warunkach „przyspieszonych”, obecnie przeprowadza się badania w warunkach długotrwałych.

Program badań wytrzymałościowych obejmuje odbywające się obecnie w Filton i w Tuluzie próby fragmentów konstrukcji wykonanych w skali 1:1. W czasie tych prób dokonuje się pomiarów rozkładu naprężeń przy obciążeniu ciśnieniem statycznym oraz mechanicznym obciążeniu statycznym i zmęczeniowym w zmiennych warunkach cieplnych. Obciążenia mechaniczne zastępują przy tym obciążenia aerodynamiczne i obciążenia od sił bezwładności. Występujące w locie efekty zmiennych temperatur odwarza się za pomocą automatycznego cyklu nagrzewania i chłodzenia konstrukcji. Nagrzewanie konstrukcji na stoisku w Filton odbywa się za pomocą nadmuchu powietrza podgrzewanego palnikami gazowymi, natomiast na stoisku w Tuluzie (rys. 7) wykorzystano do tego celu promienniki podczerwone. Do obniżania temperatury konstrukcji — odtwarzanie warunków w czasie zmniejszania prędkości lotu do prędkości poddźwiękowych — na obu stoiskach służy strumień powietrza ochładzany ciekłym azotem. Badania przeprowadza się na fragmentach środkowej części kadłuba (m.in. na fragmencie ze szczątkowym skrzydłem i na fragmencie z kompletnym skrzydłem i komorą podwozia) oraz na ogonowej, przedniej i nosowej części kadłuba. Poza tym kompletny kadłub poddaje się próbom w zbiorniku wodnym. Trwają również próby mniejszych fragmentów konstrukcyjnych, przy czym duży nacisk kładzie się na badania zmęczenia cieplnego. Próby

pokrycia kadłuba i skrzynekowych dźwigarów skrzydła dostarczyły ważnych danych nie tylko na temat konstrukcji, lecz również na temat techniki przyspieszonych badań większych fragmentów konstrukcji. W ramach próby typu, badaniom wytrzymałościowym będą poddane dwa kompletne płatowce. Jeden z nich będzie użyty do prób statycznych w Establishment Aeronautique w Tuluzie, na drugim przeprowadzi się próby zmęczeniowe w Royal Aircraft Establishment w Farnborough.

Próby stoiskowe pierwszego prototypu silnika „Olympus” 593 rozpoczęły się w lipcu 1964 r. w ośrodku badań firmy Bristol Siddeley w Patchway. Przeprowadzono poza tym próby w komorze wysokociśnieniowej Centre d'Essais de Propulseurs w Saclay, która pozwala na odtwarzanie warunków istniejących na dużych wysokościach i przy nadźwiękowych prędkościach lotu. 16 listopada 1965 r. przeprowadzono pierwszą próbę stoiskową silnika 593B, a następnie rozpoczęto jego próby w locie — łącznie z gondolą silnikową — na samolocie „Vulcan” (rys. 8). W czasie prób stoiskowych silnik przepracował wiele godzin z podgrzewaniem powietrza wlotowego do temperatury odpowiadającej prędkości lotu  $Ma = 2$ . Dużo uwagi poświęcono również badaniom zespołów silnika. Ponad 800 godz. zajęły badania odwracacza ciągu systemu SNECMA, które przeprowadzono na silniku „Atar”. W celu wyboru optymalnego rozwiązania dyszy wylotowej przebadano na modelach i w naturalnej wielkości różne rodzaje dysz, łącznie z dyszą o rozprężaniu zewnętrznym. Ostateczne próby kompletnej dyszy przeprowadzono na stoisku w Melun-villaroche. Podobnie poddano badaniom różne rodzaje tłumików stosując do tego celu modele, a w końcu tłumik w naturalnej wielkości zainstalowany na silniku „Olympus” 301. Przeprowadzone w firmie Bristol próby układu zasilania wykazały, że przeznaczone do silników samolotu „Concorde” konwencjonalne paliwo JP-1 spełnia wymagania nakładane przez naddźwiękowe prędkości lotu. W czasie prób silni-

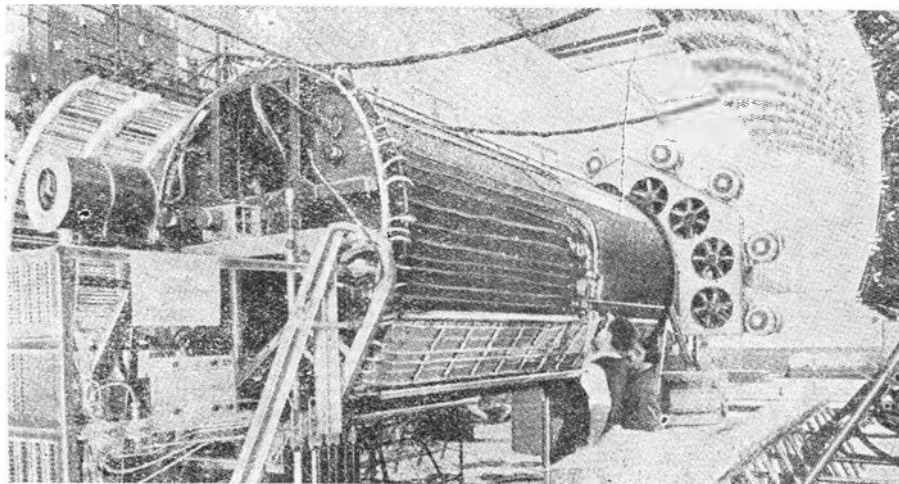


8. Silnik „Olympus” 593 zabudowany wraz z gondolą na samolocie „Vulcan”

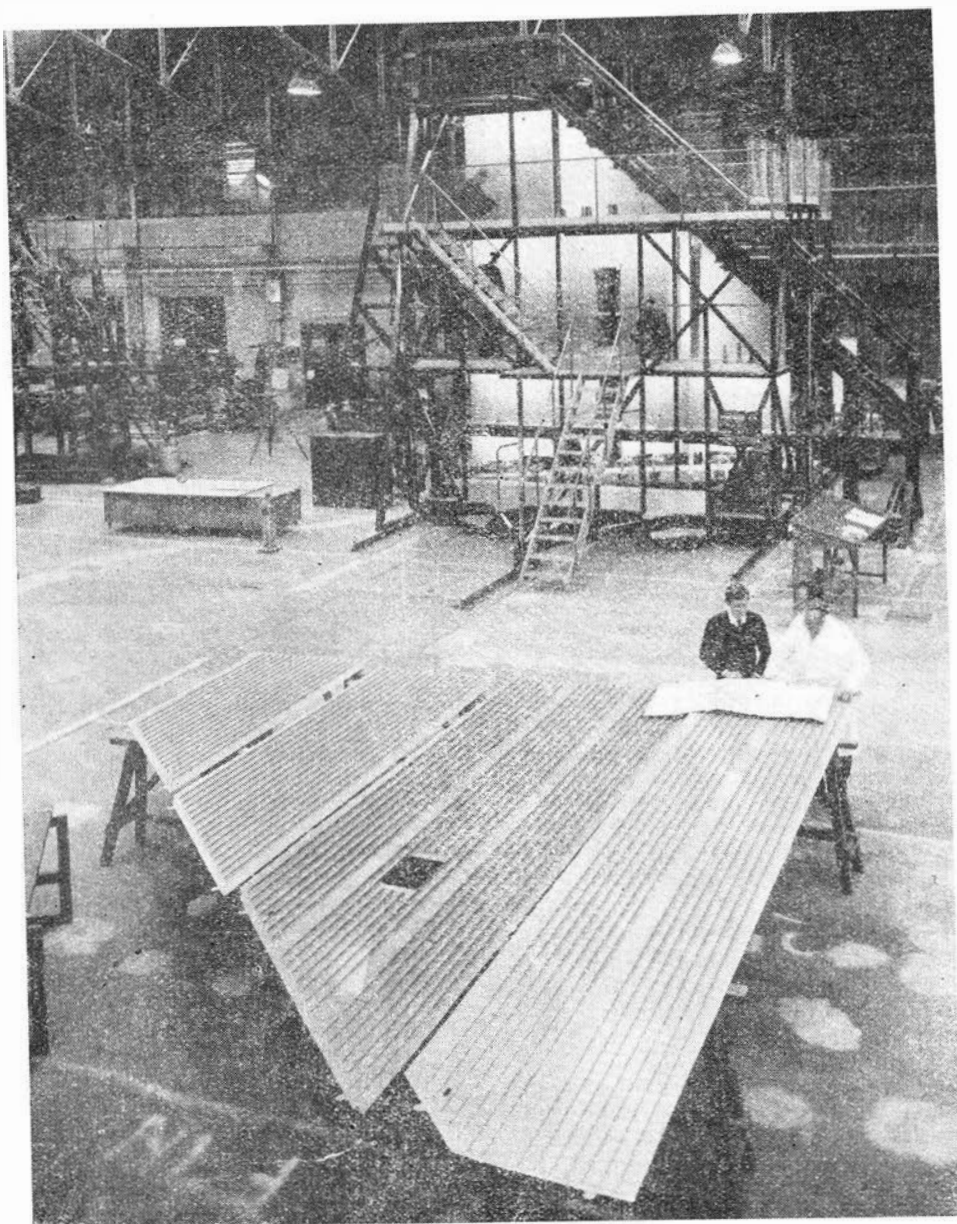
ka w symulowanych warunkach lotu stwierdzono również przydatność nowych rodzajów olejów syntetycznych.

Przedmiotem badań była poza tym gondola silnikowa, głównie jej część wlotowa. W komorze wysokociśnieniowej w Saclay poddano badaniom model podwójnego wlotu w skali 1:3 w warunkach odpowiadających przelotowi, przy czym zastosowano reprezentatywny układ sterowania wlotu. W National Gas Turbine Establishment odbyły się próby wlotu w naturalnej wielkości. Gondolę w skali 1:13 badano w tunelach Royal Aircraft Establishment w Bedford. Gondola była wyposażona w przestawialną rampę wlotową, upusty powietrza i przesuwany stożek wylotowy do zmiany wydatku powietrza. Badania miały na celu takie udoskonalenie wlotu, aby w całym zakresie prędkości, przy wszystkich kątach natarcia i w całym zakresie wydatku powietrza był on optymalny pod względem: strat ciśnienia, oporów zewnętrznych, rozkładu prędkości na wlocie do silników i zapasu stateczności wydatków upustowych. Wpływ gondoli na samolot określano za pomocą pomiarów siły nośnej i oporów modelu „Concorde” z gondolami i bez gondoli. Badano poza tym wzajemne oddziaływanie wlotów i sąsiadujących z nimi części płatowca z polem i bez pola opływu skrzydła oraz osiągi wlotów w kompletnym polu opływu skrzydła i kadłuba przy różnych kątach natarcia i przy zasytaniu przez wloty warstw przyściennych skrzydła. Jednym z wyników badań było zastosowanie w gondoli ściany działowej, czyniącej niewyraźliwym jeden kanał na dwa wloty przepływu w drugim kanale.

W zakresie badań instalacji pokładowych przeważają badania kompletnych instalacji przeprowadzane na specjalnie w tym celu zbudowanych stoiskach, często przy użyciu fragmentów konstrukcji płatowca. Stoisko w Filton, które stanowi właściwie całe laboratorium, pozwala na przeprowadzanie prób funkcjonalnych kompletnej instalacji



7. Stoisko do badania wytrzymałości konstrukcji przy wysokich temperaturach (Tuluza)



9. Część integralnego pokrycia usterzenia kierunku wykonanego w Filton

cji paliwowej. W Filton znajduje się również stoisko do badania instalacji elektrycznej — najbardziej nowoczesne ze wszystkich dużych stoisk programu „Concorde”. Stoisko to składa się z makiety kabiny załogi i z pomieszczeń wyposażenia elektronicznego, które jest zasilane prądnicami o stałej prędkości obrotowej. W Tuluzie zbudowano laboratorium do badania urządzeń hydraulicznych, a mianowicie pomp hydraulicznych, serwomechanizmów, siłowników, wymienników ciepła, zbiorników itp., oraz do prób funkcjonalnych i długotrwałych całych instalacji. W laboratorium znajduje się poza tym stoisko do badania układów sterowania wlotami silników, przestawiania nosowej części kadłuba i osłony przednich okien oraz chowania podwozia. Ze stoiskiem tym współpracuje udoskonalony symulator lotu, który w przyszłości będzie zastosowany do analizy wyników badań w locie. Laboratorium jest wyposażone w komorę wysokościową i warsztaty. Próby instalacji klimatyzacyjnej są przeprowadzane zarówno przez fir-

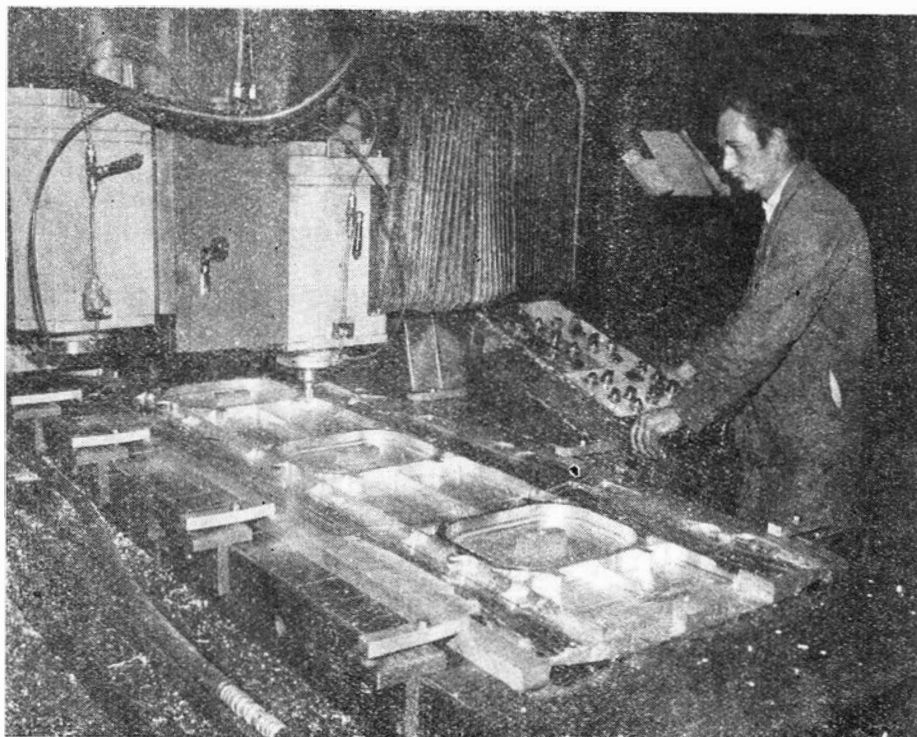
mę Sud-Aviation, jak i przez firmę BAC. W Filton służy do tego celu makieta fragmentu całkowicie wyposażonej kabiny pasażerskiej o długości 6 m, umieszczona w komorze wysokościowej Normalair Ltd. Próby, w czasie których odtwarzano nagrzewanie kinetyczne w typowych warunkach lotu, wykazały sprawne działanie układu rozprzadzającego powietrze w kabine. Podobną makieta zbudowano w Tuluzie. Początkowo była ona używana do prób układu regulacji temperatury, lecz później obie makiety miały być połączone w jedną całość i posłużyć do rozleglejszych badań całej instalacji klimatyzacyjnej. Zbudowano poza tym fragment kadłuba obejmujący cabinę załogi z jej układem klimatyzacyjnym.

W opracowywaniu wyników badań i we wprowadzaniu niezbędnych zmian oddają duże usługi, podobnie jak poprzednio w stadium projektowania samolotu, wyposażone w maszyny cyfrowe ośrodki obliczeniowe w Filton i w Blagnac (Tuluza).

### Budowa prototypów

Pierwszy lot budowanego przez firmę Sud-Aviation w Tuluzie prototypu 001 samolotu „Concorde” jest zaplanowany na 28 lutego 1968 r. W sześć miesięcy później ma wystartować prototyp 002 budowany przez firmę BAC w Filton. W 1969 r. mają być poza tym wykończone dwa samoloty przedprodukcyjne.

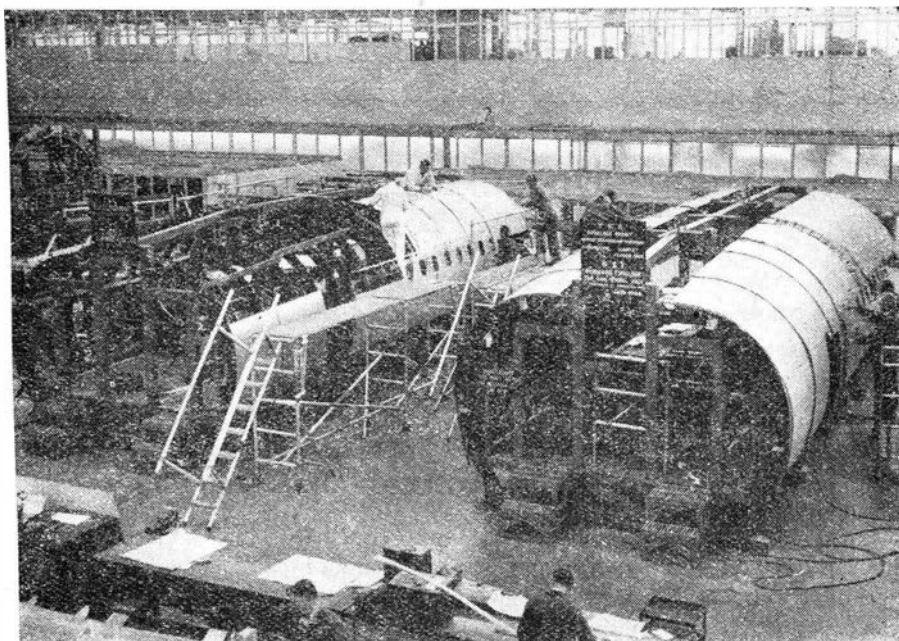
Budowa obu prototypów przebiega zgodnie z dokładnie określonym programem i według następującego podziału zadań między firmami Sud-Aviation i BAC: firma Sud-Aviation wykonuje środkową część kadłuba i skrzydło, firma BAC —



10. Obróbka integralnej płyty z ramami okien na sterowanej cyfrowo frezarce w Filton

przednią część kadłuba z kabiną pilotów, ogonową część kadłuba z usterzeniem kierunku oraz gondole silnikowe. Montaż kompletnych samolotów odbywa się na liniach montażowych obu firm (w Tuluzie i Filton). Ten sam podział zadań będzie utrzymany również w produkcji seryjnej.

Do budowy prototypów zastosowano już dziewięć głównych grup konstrukcyjnych prototypu 001 montując je w specjalnym przyrządzie w centralny węzeł płatowca. We wrześniu 1966 r. przetransportowano do Tuluzi wykonaną w Filton przednią część kadłuba z kabiną pilotów (rys. 11 przedstawia montaż tej części kadłuba), ogonową część kadłuba z usterzeniem kierunku i gondole silnikowe, umożliwiając w ten sposób zakończenie montażu ca-



11. Montaż przedniej części kadłuba w Filton

łego kadłuba. Ponieważ do końca zbliża się również budowa skrzydła, należy się spodziewać, że w ciągu najbliższych miesięcy pierwszy prototyp samolotu „Concorde” opuści halę montażową.

W połowie 1970 r. próbom eksploatacyjnym zostanie poddany pierwszy samolot seryjny, który prawdopodobnie na początku 1971 r. otrzyma świadectwo zgodności, zamykając program prób łączną liczbą 4000 wylatanych godzin.

Dotychczas linie lotnicze zamówiły ok. 65 samolotów „Concorde”. Do linii tych należą: Air France, Air India, American Airlines, BOAC, Continental, Japan Air Lines, Middle East Airlines, Pan American Airways, Quantas, Sabena i TWA.

#### Literatura

1. Prospekty firm BAC i Sud-Aviation
2. Interavia: 8, 1966, 11, 1966, 12, 1966
3. Flight 15.9.1966
4. Canadian Aeronautics and Space Journal 10.1966.

## KOMITET NAUKI I TECHNIKI oraz NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA ogłosiły: I OGÓLNOPOLSKI KONKURS TECHNOLOGICZNOŚCI KONSTRUKCJI

**I ogólnopolski konkurs na najlepsze opracowanie techniczne dotyczące poprawy technologiczności konstrukcji maszyn, urządzeń i innych wyrobów przemysłu maszynowego i elektrotechnicznego w kierunku umożliwienia rozszerzenia zastosowania wysokowydajnych procesów technologicznych, dających duże oszczędności materiałowe, podniesienie jakości lub inne efekty ekonomiczne.**

W konkursie mogą wziąć udział zarówno osoby indywidualne, jak i zespoły.

Za najlepsze prace przewidziane są następujące nagrody:

jedna	<b>I nagroda</b>	<b>100 000 zł</b>
dwie	<b>II nagrody</b> po	<b>50 000 zł</b>
dwie	<b>III nagrody</b> po	<b>30 000 zł</b>
dziesięć	<b>IV nagród</b> po	<b>20 000 zł</b>
piętnaście	<b>wyróżnień</b> po	<b>7 000 zł</b>

Regulamin konkursu opublikowany został w nrze 41/66 PRZEGLĄDU TECHNICZNEGO z dnia 9.X.1966 r. Po szczegółowe informacje na temat konkursu można się zgłaszać do kół zakładowych, oddziałów stowarzyszeń SIMP, SEP i STOP oraz do redakcji PRZEGLĄDU TECHNICZNEGO, Warszawa ul. Czackiego 3/5, tel. 26-61-31.

## Gazodynamika samoregulacji dyszy naddźwiękowej z ciałem centralnym

Duże moce, jakie są wymagane od silników raketowych, stwarzają dla współczesnych rakiet szereg problemów, które dotyczą nie tylko koncepcji konstrukcyjnej silnika, ale także jego układów zasilania i chłodzenia, komór spalania oraz dyszy wylotowej. Rozwiązanie tych problemów musi być oparte na zasadzie maksymalnego wykorzystania możliwości energetycznych poszczególnych zespołów silnika i jego czynnika roboczego, przy jednoczesnym uwzględnieniu wszystkich czynników mających wpływ na wymiary i ciężar tych zespołów.

Zespołem, którego charakterystyki dynamiczne i wymiarowo-ciężarowe wpływają w sposób zasadniczy na osiągi silnika, jest m.in. dysza wylotowa. Zwiększenie o każdy procent sprawności procesu przyspieszania czynnika roboczego w dyszy oznacza wzrost ciągu silnika. Również zmniejszenie wymiarów i ciężaru dyszy może istotnie wpływać na zasięg rakiety.

Podstawowym typem dyszy wylotowej silnika raketowego jest konwencjonalna dysza de Laval'a. Najczęściej nie ma ona regulacji zakresu pracy, bywa natomiast wyposażona w układ sterowania kierunku wektora ciągu.

Dysza wylotowa jest obliczana dla pewnej nominalnej wysokości lotu, zależnej od wymaganego zasięgu i toru lotu. Powyżej i poniżej tej wysokości dysza nie regulowana pracuje z niepełnym rozprężaniem lub z rozprężaniem poniżej ciśnienia atmosferycznego, powodując straty ciągu.

Problem ten występuje także w turbinowych silnikach odrzutowych i w silnikach strumieniowych, które przy prędkościach lotu  $Ma > 2$  rozporządzają na tyle dużymi stosunkami ciśnienia w dyszy, że nieodzowne staje się stosowanie dysz zbieżno-rozbieżnych, w miejsce dotąd stosowanych zbieżnych, i to regulowanych w zależności od warunków lotu i pracy silnika.

Regulacja dyszy de Laval'a silnika raketowego polega na zmianie pola przekroju wylotowego, a w turbinowych silnikach odrzutowych — także pola przekroju minimalnego. Wszystkie sposoby regulacji konwencjonalnej dyszy de Laval'a związane są z trudnościami konstrukcyjnymi oraz zmniejszeniem pewności jej pracy i wobec tego znaczenia nabierają dysze naddźwiękowe o własnościach samoregulacyjnych. Jedną z dysz wykazujących takie własności jest dysza z ciałem centralnym i mieszanym rozprężaniem w obszarze nadkrytycznym, tzn. zachodzącym częściowo w kanale wewnętrznym i częściowo w półswobodnym strumieniu opływającym ciało centralne. Schemat ideowy takiej dyszy przedstawia rys. 1. Wewnątrz cylindrycznego kanału umieszczone jest współosiowo wystające z niego ciało centralne. Zespół ten tworzy kanał zbieżno-rozbieżny niezbędny do uzyskania naddźwiękowej prędkości wypływu przy nadkrytycznym stosunku ciśnień w dyszy.

Podczas opływu wypukłej części ciała centralnego w obszarze nadkrytycznym występują fale rozrzedzeniowe, w których zachodzi rozprężanie, przyspieszanie i zmiana kierunku prędkości strumienia. Równanie różniczkowe potencjału tego przepływu jest równaniem typu hiperbolicznego, a jego równanie charakterystyczne ma w obszarze przestrzeni całkowej dwa różne pierwiastki rzeczywiste. W płaszczyźnie przepływu występują dwie rodziny charakterystyk, które w interpretacji fizycznej są liniami Macha. W dalszych rozważaniach będzie używane określenie charakterystyki zamiast linii Macha.

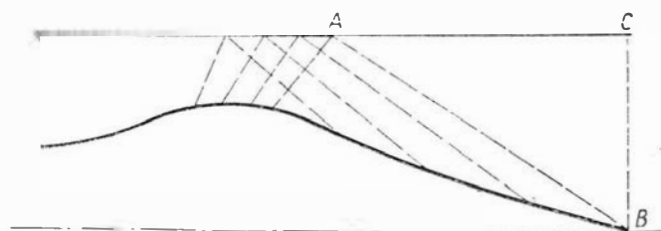
W nadkrytycznym obszarze opływu części wypukłej ciała centralnego charakterystyki padają na ściankę cylindryczną dyszy i po odbiciu się od niej trafiają na powierzchnię stożkową ciała centralnego. Powierzchnię tę profiluje się tak, aby nie następowało odbicie charakterystyk drugiej rodziny.

Po przejściu przez charakterystyki pierwszej rodziny strumień skierowuje się ku osi dyszy, po przejściu przez charakterystyki drugiej rodziny następuje przeciwne odchylenie strumienia, w wyniku czego za charakterystyką  $AB$  (rys. 1) kierunek przepływu strumienia jest równoległy do osi dyszy.

Podczas pracy dyszy przy obliczeniowym stosunku ciśnień (przyjętym dla rozprężania zupełnego) powierzchnia ograniczająca strumień jest utworzona przez linię prądu  $AC$  (rys. 1) jako tworzącą. Na powierzchni tej ciśnienie jest stałe i równe atmosferycznemu  $p_H$  na danej wysokości  $H$ .

W niniejszym artykule przedstawiono wyniki prac doświadczalnych przeprowadzonych na modelowych dyszach naddźwiękowych z ciałem centralnym. Prace te miały na celu zbadanie zachowania się dyszy podczas pracy przy charakterystycznych stosunkach ciśnień i opracowanie na tej podstawie gazodynamicznej teorii własności samoregulacyjnych dyszy.

Dysze modelowe zostały wykonane w oparciu o profil uzyskany graficzną metodą charakterystyk. Czynnikiem pracującym było zimne powietrze o parametrach początkowych  $p_0 = 6 \text{ kG/cm}^2$  i temperaturze  $345 \text{ }^\circ\text{K}$ . Mierzono ciśnienie statyczne wzdłuż tworzącej cylindra dyszy i jej ciała centralnego oraz ciśnienie na wejściu do dyszy. Oprócz tego przepro-



1. Schemat dyszy naddźwiękowej z ciałem centralnym

wadzano wizualizację gazodynamiczną strumienia metodą cieniową, w zakresie pozwalającym na jakościowe określenie struktury gazodynamicznej strumienia wylotowego. Zmianę stosunku ciśnień w dyszy uzyskiwano przez zmianę ciśnienia w przekroju wejściowym dyszy.

Stosunek ciśnień w dyszy  $\pi_D$  jest stosunkiem ciśnienia całkowitego  $p_0$  strumienia w przekroju wejściowym dyszy do ciśnienia statycznego  $p_D$  w przekroju wyjściowym dyszy. Stosunek ciśnienia  $\pi_{Dz}$  odpowiadający zupełnemu rozprężaniu strumienia w dyszy jest stosunkiem ciśnienia  $p_0$  do ciśnienia atmosferycznego  $p_H$  na danej wysokości lotu  $H$ . I wreszcie obliczeniowy stosunek ciśnień w dyszy  $\pi_{Dobl}$  jest stosunkiem ciśnienia  $p_0$  do ciśnienia atmosferycznego  $p_H$ , dla którego dysza została obliczona. Stosownie do powyższego można napisać:

$$\pi_D = p_0/p_D \quad \pi_{Dz} = p_0/p_H \quad \pi_{Dobl} = [p_0/p_H]_{obl}$$

Posługując się tymi stosunkami ciśnień można określić trzy charakterystyczne zakresy pracy dyszy:

- 1)  $p_D > p_H$                        $\pi_{Dz} > \pi_{Dobl}$
- 2)  $p_D = p_H$                        $\pi_{Dz} = \pi_{Dobl}$
- 3)  $p_D < p_H$                        $\pi_{Dz} < \pi_{Dobl}$

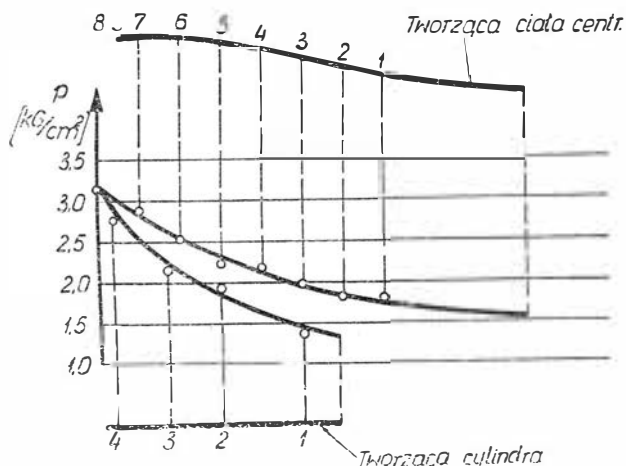
### A. Praca dyszy przy stosunku ciśnień

$$\pi_{Dz} > \pi_{Dobl}$$

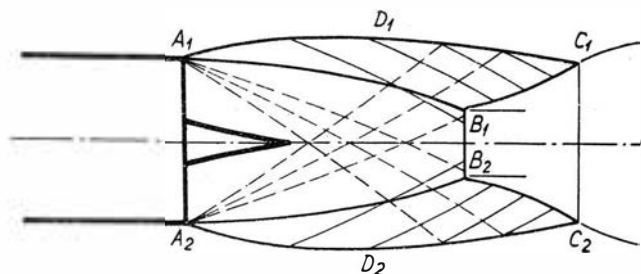
Podczas pracy dyszy na tym zakresie ciśnienia statyczne wzdłuż tworzącej ścianki cylindra i ciała centralnego maleją do wartości większych od wartości ciśnienia atmosferycznego. Rozkład tych ciśnień przedstawia wykres na rys. 2. Cyfry na schemacie ciała centralnego i cylindra dyszy oznaczają punkty pomiarowe. Na obwodzie przekroju końcowego cylindra dyszy reprezentowanego na rys. 3 przez punkty  $A_1$  i  $A_2$  ciśnienie strumienia jest wyższe od atmosferycznego. Rozprężanie się strumienia do ciśnienia atmosferycznego następuje w układzie stożkowych fal rozrzedzeniowych. Struktura gazodynamiczna strumienia wylotowego, opracowana podobnie jak pozostałe na podstawie otrzymanych fotografii wizualizacyjnych, przedstawiona jest na rys. 3.

Na rysunku tym cienkimi liniami ciągłymi przedstawione są fale zgęszczeniowe, przerywanymi — rozrzedzeniowe, a grubymi liniami — fale uderzeniowe.

W układzie fal rozrzedzeniowych następuje odchylenie linii prądu od osi strumienia, wobec czego



2. Rozkład ciśnień wzdłuż tworzącej cylindra i ciała centralnego:  $\pi_{Dz} = 4,5$ ;  $\pi_{Dobl} = 3,7$



3. Schemat struktury gazodynamicznej strumienia w obszarze ciała centralnego:  $\pi_{Dz} = 4,9$ ;  $\pi_{Dobl} = 3,7$

zachodzi odpowiednia deformacja swobodnej powierzchni strumienia na odcinku  $A_1D_1$  (rys. 3). W wyniku oddziaływania ciśnienia otoczenia deformacja ta zmienia kierunek aż do przeciwnego na odcinku  $D_1C_1$ .

Od swobodnej powierzchni strumienia wychodzą słabe fale zgęszczeniowe. Ponieważ na swobodnej powierzchni strumienia jego parametry są stałe, kąt między tą powierzchnią a falami jest jednakowy. W następstwie tego fale zgęszczeniowe schodzą ku osi strumienia przecinają się tworząc falę uderzeniową o postaci powierzchni obrotowej z tworzącą  $A_1B_1$ . Intensywność tej fali wzrasta w miarę zwiększania się odchylenia zakresu pracy dyszy od obliczeniowego. Przy dostatecznie dużym odchyleniu fala ta kończy się na osi strumienia falą prostopadłą  $B_1B_2$ , za którą strumień jest już poddźwiękowy. Fala o tworzącej krzywoliniowej  $A_1B_1$  zmienia swój kierunek na linii przecięcia się z falą prostopadłą i wychodzi na swobodną powierzchnię strumienia w punktach  $C_1$  i  $C_2$  (w jednej z płaszczyzn przepływu).

Ciało centralne znajduje się w obszarze oddziaływania strumienia o ciśnieniu podwyższonym w stosunku do ciśnienia atmosferycznego. Stąd można wysunąć wniosek, że badana dysza powoduje podczas pracy na zakresie  $\pi_{Dz} > \pi_{Dobl}$  analogiczne jakościowo straty ciągu jak konwencjonalna dysza de Laval'a wskutek niezupełnego rozprężania.

### B. Praca dyszy przy stosunku ciśnień

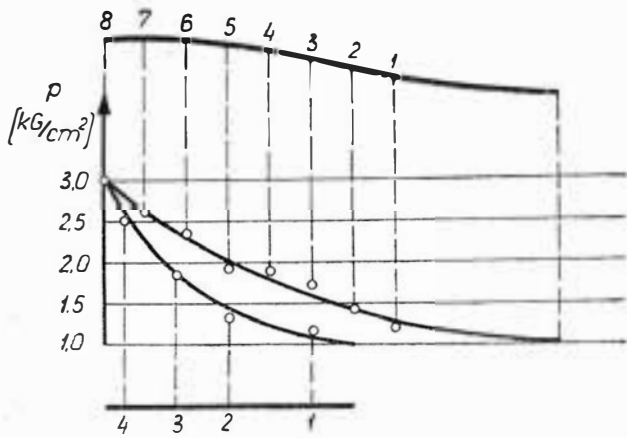
$$\pi_{Dz} = \pi_{Dobl}$$

W miarę zbliżania się stosunku ciśnień w dyszy do obliczeniowego (od strony większych od obliczeniowych) intensywność fal uderzeniowych maleje oraz znika prostopadła fala uderzeniowa, a zamiast niej pojawia się fala stożkowa wychodząca z krawędzi cylindra dyszy. Na ostatniej fali rozrzedzeniowej padającej na ostrze ciała centralnego uzyskiwane jest ciśnienie atmosferyczne. Linie prądu strumienia za tą falą są równoległe do osi dyszy (patrz rys. 1). Rozkład ciśnień wzdłuż ścianek dyszy podczas jej pracy z zupełnym rozprężeniem przedstawiony jest na rys. 4.

### C. Praca dyszy przy stosunku ciśnień

$$\pi_{Dz} < \pi_{Dobl}$$

Przy stosunkach ciśnień w dyszy niższych od obliczeniowego układ stożkowej fali uderzeniowej zbliża się do wylotu cylindra dyszy, a tym samym wchodzi w obszar oddziaływania ciała centralnego. Jak wynika z pomiarów, wzdłuż cylindra dyszy następuje



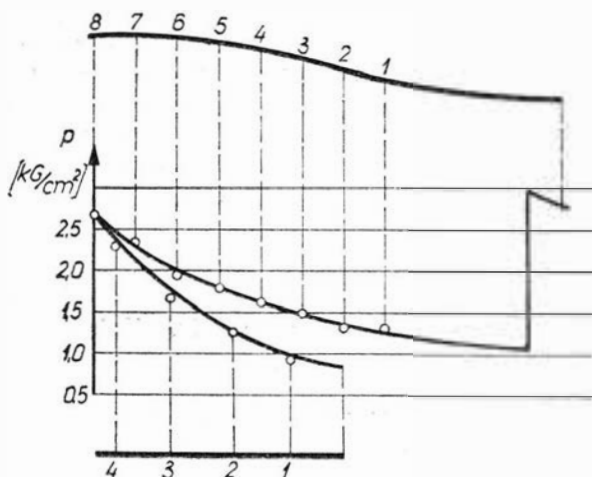
4. Rozkład ciśnienia wzdłuż tworzącej cylindra i ciała centralnego:  $\pi_{Dz} = \pi_{Dobl} = 3,7$

spadek ciśnienia statycznego strumienia do ciśnienia niższego od atmosferycznego.

Dzięki oddziaływaniu na strumień półswobodny (wylotowy, współpracujący z ciałem centralnym) ciśnienia atmosferycznego, nie może się on rozprężyć do ciśnienia niższego od atmosferycznego. W związku z tym wzdłuż ciała centralnego następuje rozprężanie do ciśnienia atmosferycznego, uzyskiwanego na obwodzie przekroju ciała centralnego. Na obwodzie tym styka się stożkowa fala uderzeniowa, wychodząca z krawędzi cylindra dyszy, z ciałem centralnym. Rozkład ciśnienia wzdłuż cylindra i ciała centralnego dyszy dla tego zakresu pracy przedstawia rys. 5. Odpowiedni schemat struktury gazodynamicznej strumienia przedstawiony jest na rys. 6.

Z krawędzi cylindra wychodzi stożkowa fala uderzeniowa o tworzącej  $A_1B_1$ , odbija się od ścianki ciała centralnego na obwodzie reprezentowanym przez punkty  $B_1$  i  $B_2$  i wychodzi na powierzchnię strumienia półswobodnego w punktach  $C_1$  i  $C_2$ . Z kolei następuje jej odbicie od powierzchni swobodnej strumienia w postaci fal rozrzedzeniowych. Na obwodzie zetknięcia się stożkowej fali uderzeniowej z ciałem centralnym następuje skok ciśnienia do ciśnienia wyższego od atmosferycznego.

Na rys. 7 przedstawiono zbadany rozkład ciśnienia wzdłuż ścianki równoważnej, konwencjonalnej dyszy de Laval, pracującej przy omawianym stosunku ciśnień. Jak widać z wykresu, na końcowy odcinek ścianki dyszy działa ciśnienie mniejsze od atmosferycznego.

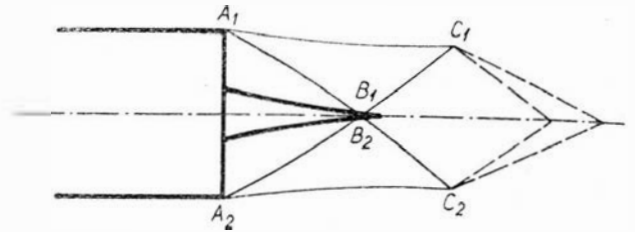


5. Rozkład ciśnienia wzdłuż tworzącej cylindra i ciała centralnego:  $\pi_{Dz} = 3,04$ ;  $\pi_{Dobl} = 3,7$

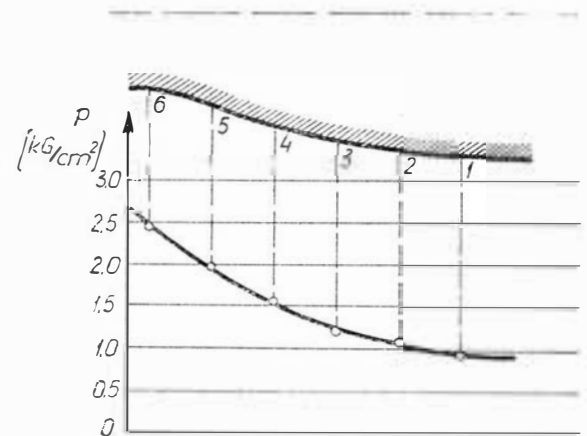
rycznego. Oznacza to stratę ciągu dyszy w stosunku do ciągu uzyskiwanego w warunkach obliczeniowych. Odcinek dyszy de Laval z działającym nań podciśnieniem dostarcza ujemnej składowej ciągu. Ilustruje to rys. 8.

W wyniku oddziaływania ciśnienia otoczenia na półswobodny strumień wylotowy dyszy z ciałem centralnym następuje w omawianym zakresie samoregulacja dyszy zmniejszająca straty ciągu w stosunku do strat, jakie występują wówczas w przypadku dyszy de Laval. Wprawdzie wzdłuż ścianki cylindra dyszy z ciałem centralnym występują podciśnienia, lecz jest to bez znaczenia dla ciągu dyszy, gdyż jej cylinder nie dostarcza składowej ciągu.

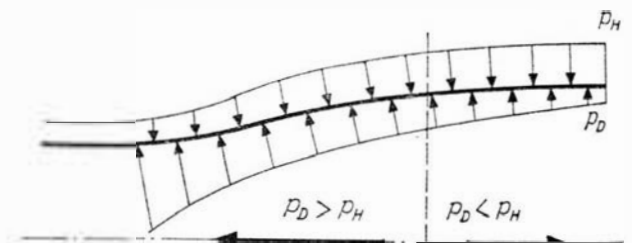
W ciągu dalszego zmniejszania się stosunku ciśnień w dyszy kąt wtórnej fali stożkowej zwiększa swą wartość ponad wartość kąta odpowiadającego maksy-



6. Schemat struktury gazodynamicznej strumienia wylotowego w obszarze ciała centralnego:  $\pi_{Dz} = 3,04$ ;  $\pi_{Dobl} = 3,7$



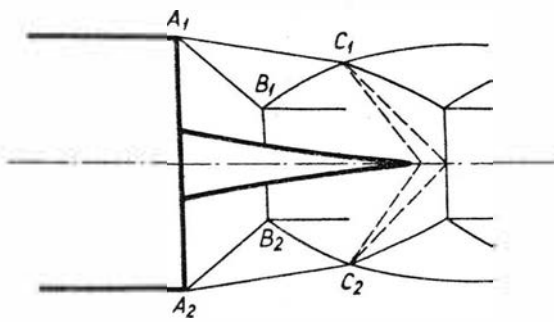
7. Rozkład ciśnienia wzdłuż ścianki konwencjonalnej dyszy de Laval:  $\pi_{Dz} = 3,04$ ;  $\pi_{Dobl} = 3,7$



8. Ciąg dyszy de Laval pracującej na niższym stosunku ciśnień od obliczeniowego (w obszarze przepływów aerodynamicznie podobnych)

malnemu kątowi odchylenia strumienia. W wyniku tego powstaje mostkowy układ fal uderzeniowych, składający się z fali stożkowej zamkniętej falą prostopadłą, z końców której wychodzi kolejna fala stożkowa. Schemat struktury gazodynamicznej strumienia wylotowego dyszy w omawianych warunkach pracy przedstawia rys. 9, a rys. 10 pokazuje odpowiedni rozkład ciśnienia wzdłuż ścianek dyszy. Me-

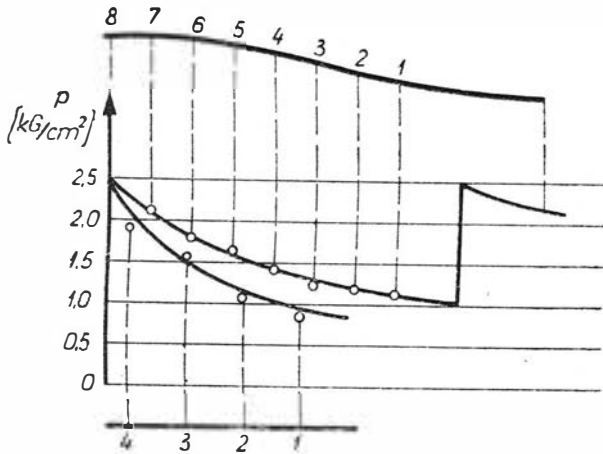




9. Schemat struktury gazodynamicznej strumienia wylotowego w obszarze ciała centralnego:  $\pi_{Dz} = 2,4$ ;  $\pi_{Dobl} = 3,7$

chanizm samoregulacji dyszy jest w zasadzie analogiczny do opisanego poprzednio.

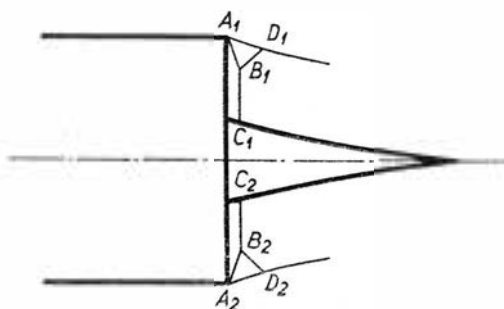
Gdy następuje dalszy spadek stosunku ciśnień w dyszy, strefa strumienia poddźwiękowego za prostopadłą falą opierającą się o ciało centralne rozszerza się, natomiast strefa naddźwiękowa zmniejsza się. Jednocześnie prostopadła fala uderzeniowa przybliży się coraz bardziej do przekroju wylotowego cylindra. Przy dostatecznie małym stosunku ciśnień prostopadła fala uderzeniowa zajmuje prawie cały przekrój przepływowy, a układ fal, w skład którego



10. Rozkład ciśnienia wzdłuż ścianki cylindra i ciała centralnego:  $\pi_{Dz} = 2,4$ ;  $\pi_{Dobl} = 3,7$

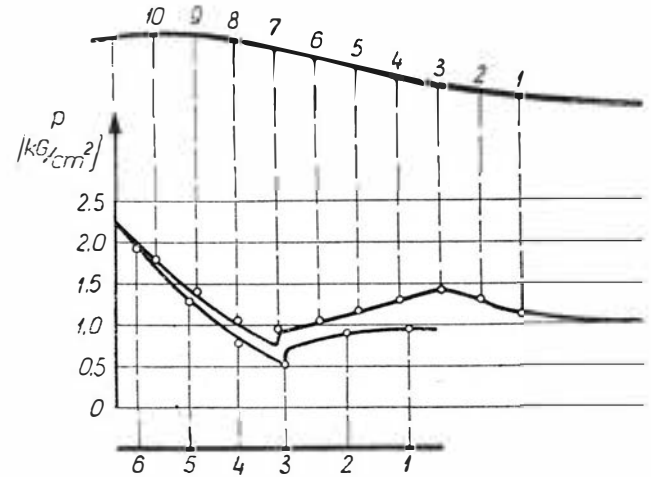
ona wchodzi, znajduje się w pobliżu przekroju wylotowego cylindra. Schemat takiej struktury gazodynamicznej strumienia wylotowego przedstawia rys. 11.

Kolejne zmniejszanie stosunku ciśnień w dyszy powoduje przesuwanie się fali prostopadłej w głąb dyszy. Za falą prostopadłą strumień jest oczywiście



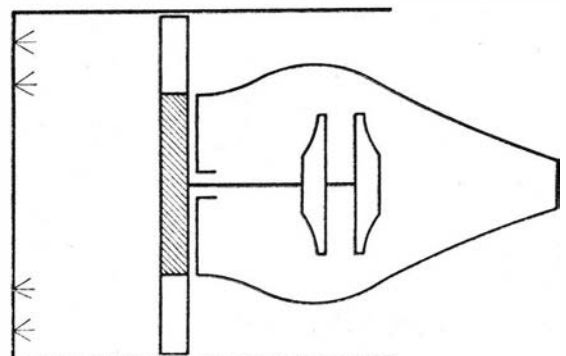
11. Schemat struktury gazodynamicznej strumienia wylotowego w obszarze ciała centralnego:  $\pi_{Dz} = 2,5$ ;  $\pi_{Dobl} = 8$

poddźwiękowy i wobec tego za nią następuje jego sprężanie wskutek zwiększających się pól przekrojów przepływowych. Półswobodny strumień poddźwiękowy wypływający z cylindra dyszy ulega rozprężeniu do ciśnienia atmosferycznego. Na odcinku między przekrojem minimalnym a przekrojem, w którym występuje prostopadła fala uderzeniowa, strumień rozpręża się do ciśnienia niższego od atmosferycznego. Oznacza to pogorszenie się osiągow dyszy w takim stopniu, jak to ma miejsce w przypadku konwencjonalnej dyszy de Laval'a. Rozkład ciśnień wzdłuż ścianek dyszy w omawianym przypadku przedstawia rys. 12.



12. Rozkład ciśnienia wzdłuż ścianki cylindra i ciała centralnego:  $\pi_{Dz} = 2,4$ ;  $\pi_{Dobl} = 8$

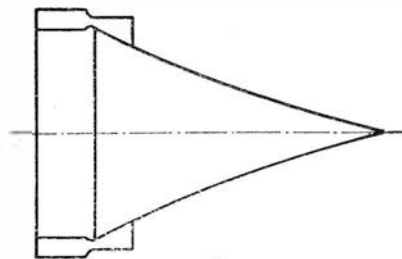
Podstawowy zakres pracy dyszy z samoregulacją trwa więc aż do chwili zbliżenia się prostopadłej fali uderzeniowej do przekroju wyjściowego cylindra dyszy. W przypadku jednej z badanych dysz nastąpiło to przy stosunku ciśnień wynoszącym 2,4, podczas gdy obliczeniowy stosunek ciśnień wynosił 7,8. Oznacza to, że samoregulacja dyszy w obszarze swobodnym ciała centralnego tej dyszy zanika dopiero wtedy, gdy ciśnienie otoczenia zmniejszy się 3,25 razy. Odpowiadałoby to wysokości obliczeniowej rzędu 10 km i oznaczałoby szybszy wzrost ciągu silnika odrzutowego z omawianą dyszą, aniżeli silnika z konwencjonalną dyszą de Laval'a. Pułap ten można efektywnie zwiększyć, jeżeli weźmie się pod uwagę fakt, że zawsze sprawność dyszy początkowo nieznacznie maleje po przekroczeniu obliczeniowego stosunku ciśnień w kierunku stosunków większych od obliczeniowych.



13. Schemat koncepcji jednokomorowego silnika rakietowego z ciałem centralnym

Przedstawiona teoria samoregulacji dyszy z ciałem centralnym i rozprężaniem kombinowanym jest słuszną także dla dyszy z ciałem centralnym i rozprężaniem zewnętrznym. Dzięki temu stanowi ona podstawę do dalszych badań dysz z ciałem centralnym.

Rys. 13 przedstawia schemat konstrukcyjny koncepcji silnika raketowego z ciałem centralnym,



14. Schemat koncepcji wielokomorowego silnika raketowego z ciałem centralnym

w którym turbina wykorzystująca energię spalin z komory spalania napędza pompy układu zasilania, umieszczone wewnątrz ciała centralnego.

Rys. 14 przedstawia schemat silnika raketowego wielokomorowego z ciałem centralnym. Pracujące równolegle komory spalania rozmieszczone są dokoła ciała centralnego. Ciało centralne opływane jest przez spaliny wypływające ze wszystkich komór spalania. Zaletą takiego rozwiązania jest możliwość wyłączenia grup komór dla sterowania kierunku wektora ciągu. Zaletą silnika wielokomorowego jest także możliwość projektowania silnika o dowolnie dużym ciągu w oparciu o jeden powtarzalny silnik. Dzięki temu unika się problemów niestateczności spalania występujących przy proporcjonalnym zwiększaniu (w celu zwiększenia ciągu) silników jednokomorowych.

Do wad silników raketowych z dyszami z rozprężaniem zewnętrznym lub mieszanym można zaliczyć trudności związane z chłodzeniem ciała centralnego. Istnieje też niebezpieczeństwo pojawienia się składowej promieniowej ciągu w przypadku osiowo-niesymetrycznego opływu ciała centralnego spowodowanego np. nierównomiernością strumieni wypływających z komór spalania silnika wielokomorowego.

W rozważaniach koncepcji silnika odrzutowego z omawianą dyszą przewiduje się możliwość wykonania ciała centralnego z uciętym końcem. Ucięcie takie może być uzasadnione szeregiem przyczyn. Końcowa część ciała centralnego nie dostarcza istotnych wartości ciągu z powodu małej powierzchni oddziaływania strumienia. Strata tego ciągu może być zresztą kompensowana ciśnieniem dennym uciętego ciała centralnego. To ucięcie jest także korzystne ze względów ciężarowych oraz zmniejsza trudności chłodzenia małej powierzchni znacznie obciążonej cieplnie.

Zastosowań dysz z ciałem centralnym należy spodziewać się także w turbinowych silnikach odrzutowych\*) i w silnikach strumieniowych.

\*) Dyszę taką zastosowano w turbinowym silniku odrzutowym Pratt and Whitney J52 napędzającym pocisk powietrze-ziemia „Hound Dog” (przyp. redakcji).

#### Literatura

1. P. Kramer: „Charakteristik u. Vergleich von Entspannungs-düsen”, Raketentechnik u. Raumfahrtforschung, Heft 4, 1961.
2. G. V. R. Rao: „Recent developments in rocket nozzle configuration”, ARS-Journal — November 1961.
3. Berman: „The plug nozzle — a new approach to engine design”, Astronautics, April 1960.
4. W. H. Krasse: „Performance analysis of plug nozzles for turbojet and rocket exhaust”, Papers of ASME Nr 58-A/248.
5. W. E. Alemasow: „Teoriya raketnykh dwigatielej”. Oborongiz, 1962.

WALDEMAR MAKULSKI

629.13:681.892

## Pomiary drgań w technice lotniczej

### Ciąg dalszy

#### Czujniki drgań

Czujniki drgań są to przyrządy, które przetwarzają ruch drgający elementu mierzonego na sygnał optyczny, mechaniczny lub najczęściej sygnał elektryczny, który jest proporcjonalny do jednego z fizycznych parametrów ruchu—przemieszczenia, prędkości lub przyspieszenia. W zależności od tego, do którego z wyżej wymienionych parametrów proporcjonalny jest sygnał wyjściowy czujnika, rozróżnia się:

- 1) czujniki przemieszczeń (amplitudomierze),
- 2) czujniki prędkości (prędkościomierze),
- 3) czujniki przyspieszeń (przyspieszeniomierze).

W zasadzie pomiary drgań przeprowadza się względem stałego punktu w przestrzeni. Pomiary takie zrealizować można za pomocą dwóch zasadniczo różnych typów czujników:

a. *Czujników drgań bezwzględnych* lub tzw. *czujników sejsmicznych*. Mocowane one są wprost na elemencie drgającym, punkt stałego odniesienia zaś w przestrzeni zrealizowany jest przez wewnętrzny układ czujnika, masa-sprężyna.

b. *Czujników drgań względnych*. Mocowane one są do elementów nieruchomych i mierzą drgania względne elementów ruchomych. Mogą one być typu dotykowego lub zbliżeniowego w zależności od

rodzaju przetwornika, zmieniającego przemieszczenie na wielkości elektryczne.

#### Czujniki drgań bezwzględnych — sejsmiczne

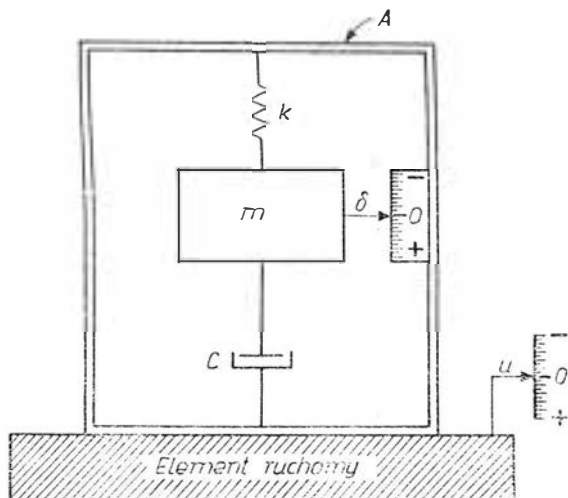
Czujniki te używane są w tych wszystkich przypadkach, w których ustalenie stałego punktu odniesienia, względem którego można by mierzyć drgania, nastęrcza trudności, jak np. w przypadku pomiarów drgań ruchomego pojazdu, samolotu lub rakiety w locie\*).

Czujniki z masą sejsmiczną dzięki swym zaletom są bardzo roz-

\*) Stosuje się również do pomiarów drgań silników na stoisku (przyp. red.).

pow szechnione i konstruowane w różnych wersjach, z których dwie zostaną omówione. Czujnik typu sejsmicznego przedstawiony jest schematycznie na rys. 10. Składa się on z masy sejsmicznej  $m$  zamocowanej do obudowy  $A$  za pośrednictwem sprężyny o sztywności  $k$ . Ruch masy  $m$  względem obudowy może być tłumiony viskoznie lub elektrycznie, co symbolizuje tłumik o współczynni-

być duża, zaś sprężystość układu  $k$  mała. Współczynnik tłumienia drgań własnych układu  $\zeta = \frac{c}{2\sqrt{km}}$  ma dość istotne znaczenie. Właściwie dobrana jego wartość umożliwia zredukowanie przewyższenia rezonansowego, a tym samym dalsze rozszerzenie zakresu pomiarowego w stronę małych częstości. Optymalną wartością, jak to wi-



10. Schematyczny układ czujnika sejsmicznego [4]

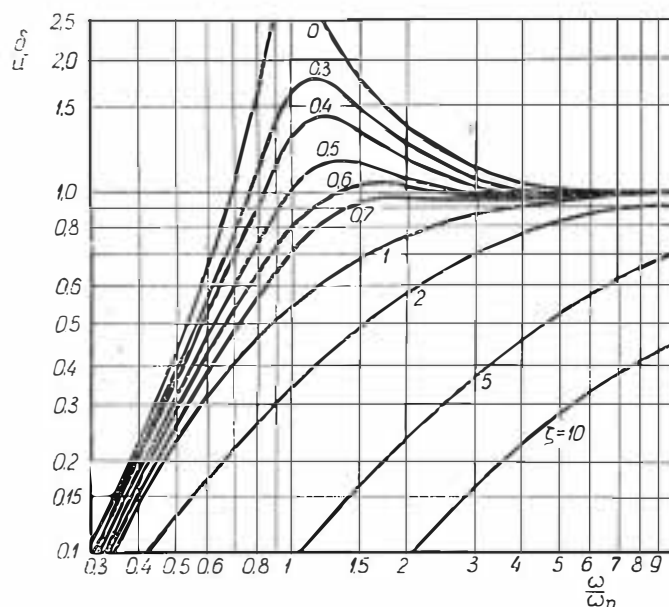
ku  $c$ . Pomierzyć należy przemieszczenie elementu ruchomego względem stałego punktu przestrzeni  $O$  wskazywanego przez wskaźnik  $u$ . Jeżeli obudowę czujnika przy mocowuje się do elementu mierzonego, to jej przemieszczenie będzie takie samo jak elementu mierzonego. Oczywiście, przy spełnieniu warunku, że masa czujnika jest pomijalnie mała w porównaniu z masą elementu mierzonego, tzn., że umocowanie czujnika nie zmienia w istotny sposób ruchu elementu. Stały punkt odniesienia w przestrzeni, jak wspomniano, realizować ma układ masa-sprężyna, od którego wymaga się, aby pozostawał nieruchomy względem drgającej obudowy. Warunek ten będzie spełniony zgodnie z tym, co było powiedziane w poprzednim artykule (TL i A, nr 3 z 1966 r.), gdy częstość drgań mierzonych będzie znacznie większa od częstości drgań własnych układu wewnętrznego czujnika. Aby zapewnić czujnikowi możliwie jak największy zakres pomiarowy, szczególnie dla małych częstości, częstość drgań własnych czuj-

nika  $f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}}$  musi być bardzo mała, rzędu kilku lub kilkunastu Hz. Stąd wynika, że masa  $m$  musi

dać z wykresu na rys. 11, jest wartość krytyczna  $\zeta_{kr} = 0,65$  [1].

Jeżeli obudowa czujnika (rys. 10) naśladując ruch elementu mierzonego zostanie przemieszczona o odciinek drogi  $u$ , to przemieszczenie masy  $m$  względem obudowy czujnika wyniesie  $\delta$ . Wypadkowe prze-

11. Zależność przemieszczenia względnego w funkcji stosunku  $\omega/\omega_n$  dla różnych współczynników tłumienia [1]



mieszczenie masy  $m$  względem stałego punktu przestrzeni  $O$  będzie zatem  $u + \delta$ , siła nadająca jej przyspieszenie zaś wyrazi się wzorem [4]:

$$F'(t) = m \frac{d^2(u + \delta)}{dt^2}$$

Zatem ruch układu czujnika opisuje równanie:

$$-m \frac{d^2(u + \delta)}{dt^2} - c \frac{d\delta}{dt} - k\delta = 0 \quad (17)$$

Równanie to przekształcić można w następującą postać:

$$m \frac{d^2\delta}{dt^2} + c \frac{d\delta}{dt} + k\delta = -m \frac{d^2u}{dt^2} \quad (18)$$

gdzie:

$$m \frac{d^2u}{dt^2} \text{ stanowi siłę wymuszającą.}$$

Wyznaczając z równania (18) funkcję przejścia  $G(t) = \delta/u$  układu mechanicznego czujnika, w którym wielkością wejściową jest przemieszczenie  $u$ , a wielkością wyjściową przemieszczenie względne  $\delta$ , przy uwzględnieniu powyższych stwierdzeń odnośnie masy, sprężystości i tłumienia, otrzymuje się wynik  $G(t) = -1$ , czyli  $\delta = -u$ . Oznacza to, że przemieszczenie względne masy  $m$  naśladuje wiernie ruch elementu mierzonego, a więc jej przemieszczenie względem obudowy jest miarą przemieszczenia elementu mierzonego. Znak minus oznacza, że nastąpiło odwrócenie fazy o  $180^\circ$  kierunku przemieszczenia. Gdy przemieszczenie  $u$  ma charakter ruchu okresowego, np. sinusoidalnego  $u = u_0 \sin \omega t$ , to i przemieszczenie względne będzie mieć ten charakter, z tym że opóźniać się będzie w zależności od częstości drgań o

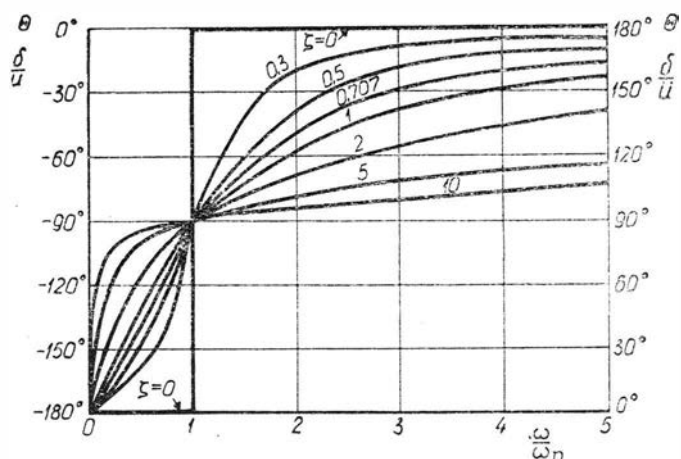
o pewien kąt  $\varphi$  i kąt  $\pi$  wynikający ze znaku  $-$ . A zatem  $\delta = \delta_0 \sin(\omega t - \varphi - \pi) = \delta_0 \sin(\omega t - \Theta)$ . Kąt  $\varphi$  określony jest wzorem:

$$\operatorname{tg} \varphi = \frac{\frac{e}{m}}{\frac{k}{m} - \omega^2} \quad (19)$$

przyjmuje odpowiednio wartości: gdy  $\omega = 0$   $\varphi = 0^\circ$  i  $\Theta = -180^\circ$  gdy  $\omega = \omega_n$   $\varphi = 90^\circ$  i  $\Theta = -90^\circ$  gdy  $\omega \rightarrow \infty$   $\varphi \rightarrow 180^\circ$  i  $\Theta \rightarrow 0^\circ$

Wykresy omówionych przebiegów przedstawiają rysunki 11 i 12.

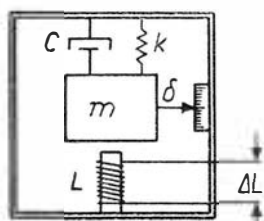
Powyższe rozważania miały na celu wykazanie, że układ czujnika z rys. 10 zdolny jest do zamiany ruchu okresowego dowolnego elementu na ruch względny masy  $m$  w odniesieniu do obudowy.



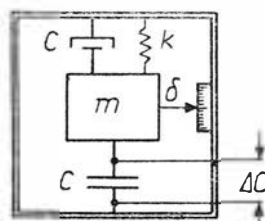
12. Przebieg zmian kąta fazowego w funkcji stosunku  $\omega/\omega_n$  dla przemieszczenia i przyspieszenia [1]

Aby przejść do praktycznego wykorzystania tej własności, należy już tylko zaopatrzyć masę  $m$  w przetwornik, który ten względny jej ruch zamieni na sygnał elektryczny, dający się łatwo pomierzyć metodami stosowanymi w miernictwie elektronicznym. Znany jest cały szereg takich przetworników, kilka z nich przedstawiają schematycznie

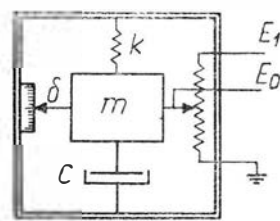
z cewki sztywno połączonej z masą sejsmiczną, która z obudową czujnika łączy się poprzez dwie sprężyny typu membranowego oraz magnesu stałego o dużej indukcji. Elektrodynamiczny czujnik drgań można przedstawić schematycznie, jak na rys. 19. W schemacie zastępczym czujnika wyróżnić można dwa zasadnicze obwody: elektryczny i



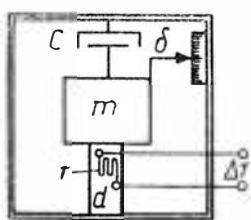
13. Czujnik sejsmiczny z przetwornikiem indukcyjnym



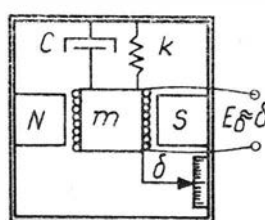
14. Czujnik sejsmiczny z przetwornikiem pojemnościowym [1]



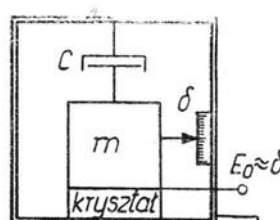
15. Czujnik sejsmiczny z przetwornikiem potencjometrycznym [1]



16. Czujnik sejsmiczny z przetwornikiem tensometrycznym [1]



17. Czujnik sejsmiczny z przetwornikiem elektrodynamicznym [1]



18. Czujnik sejsmiczny z przetwornikiem piezoelektrycznym [1]

rysunki od 13 do 18. Spośród czujników przedstawionych na rysunkach dwa będą omówione.

### Czujnik sejsmiczny z przetwornikiem elektrodynamicznym

Zasada działania czujnika elektrodynamicznego wykorzystuje zjawisko fizyczne indukowania się siły elektromotorycznej w przewodniku poruszającym się w polu magnetycznym. Elektrodynamiczny przetwornik czujnika przetwarza drgania mechaniczne na napięcie prądu zmiennego o częstotliwości odpowiadającej wiernie częstości drgań mechanicznych. System składa się

mechaniczny. Obwody te opisać można następującymi równaniami dla wartości chwilowych prądów, napięć i sił:

$$e_L = Bl \frac{d\delta}{dt} \cdot 10^{-8} + L \frac{di_L}{dt} + Ri_L \quad (20)$$

$$-m \frac{d^2 u}{dt^2} = m \frac{d^2 \delta}{dt^2} + c \frac{d\delta}{dt} + k\delta \quad (21)$$

gdzie:

- $e_L$  — napięcie na zaciskach wyjściowych czujnika,
- $B$  — indukcja magnetyczna,
- $l$  — długość przewodu, którym nawinięto cewkę,
- $L$  — indukcyjność cewki,
- $R$  — oporność rzeczywista cewki,
- $i_L$  — prąd wyjściowy czujnika.

Rozwiązanie łączne równań (20 i 21) określające wielkość napięcia wyjściowego  $e_L$  w zależności od przemieszczenia bezwzględnego  $u$  przyjmuje postać:

$$e_L = Bl \cdot 10^{-8} \frac{du}{dt} \quad (22)$$

Jeżeli przemieszczenie  $u$  zmienia się według ruchu harmonicznego, np.  $u = u_0 \sin \omega t$ , to

$$du = u_0 \omega \cos \omega t$$

a stąd:

$$e_L = e_{L0} \cos \omega t$$

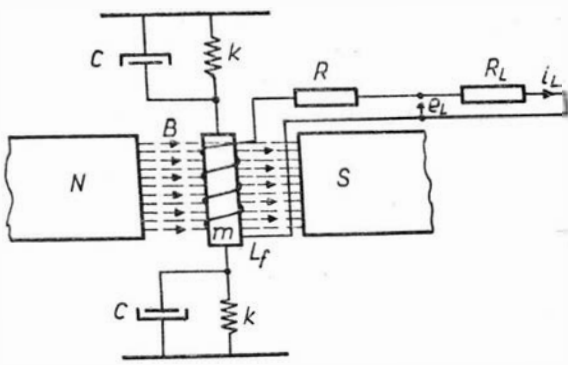
gdzie:

$$e_{L0} = Bl \cdot 10^{-8} u_0 \omega.$$

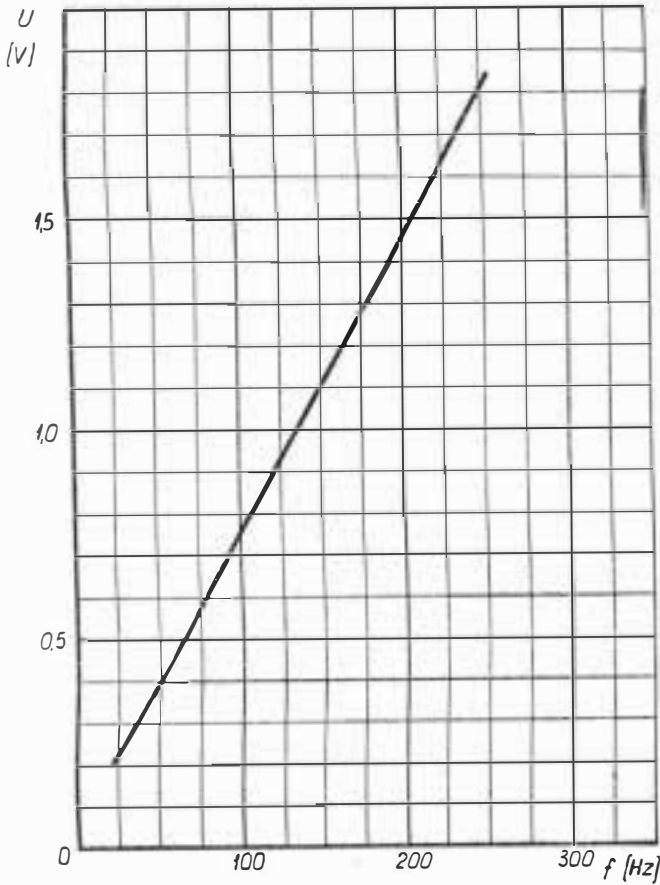
Z wzoru (22) wynika, że napięcie wyjściowe czujnika  $e_L$  jest proporcjonalne do pierwszej pochodnej przemieszczenia  $u$ , a więc do prędkości ruchu. Czujnik elektrodynamiczny jest czujnikiem prędkości. Aby za jego pomocą mierzyć amplitudę przemieszczenia, napięcie wyjściowe czujnika poddać należy jednokrotnemu całkowaniu lub różniczkowaniu, jeśli pomierzyć należy przyspieszenie ruchu. Przykładowe charakterystyki czujnika elektrodynamicznego produkowanego w Instytucie Lotnictwa przedstawiają rys. 20 i 21.

### Czujnik z przetwornikiem transformatorowym [2]

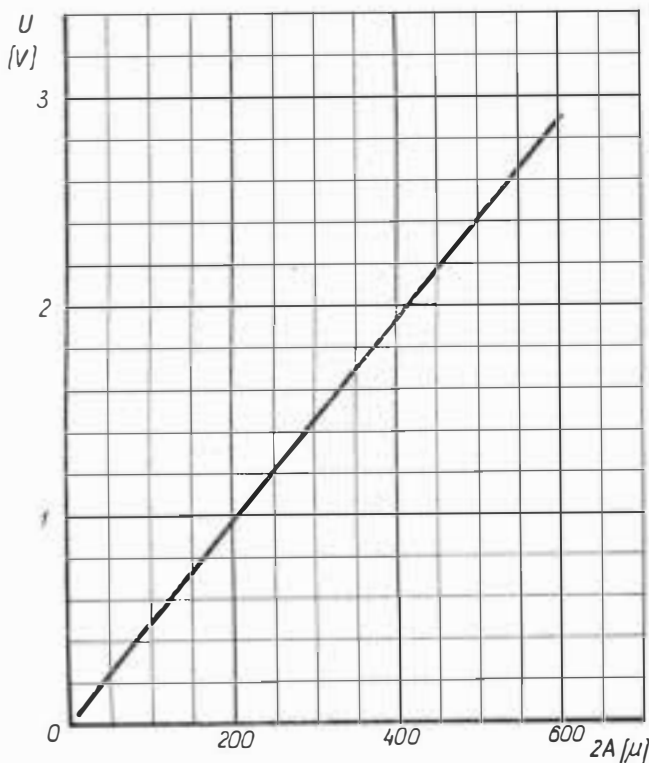
Czujniki transformatorowe najczęściej wykonywane są w oparciu o zasadę transformatora różnicowego, w którym indukcyjność wzajemna między uzwojeniami zmienia się w zależności od położenia ruchomego rdzenia. Transformator ma dwa uzwojenia wtórne połączone przeciwobnie. Napięcie indu-



19. Schematyczny układ czujnika elektrodynamicznego [4]



20.



21.

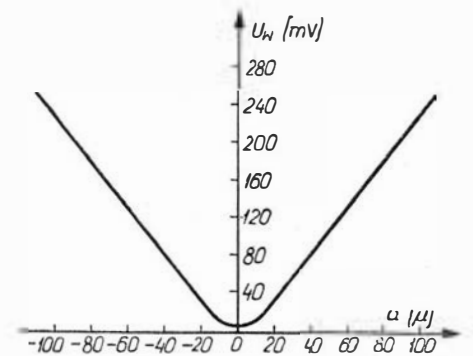
kwane w każdym z uzwojeń określone jest zależnością:

$$e = M i_p \Omega \quad (23)$$

gdzie:

- $M$  — indukcyjność wzajemna,
- $\Omega$  — częstotliwość kołowa prądu zasilającego transformator,
- $i_p$  — prąd zasilający uzwojenie pierwotne.

Kiedy rdzeń ustawiony jest symetrycznie względem obu uzwojeń wtórnych, wtedy napięcia z nich indukowane są równe, lecz przeciwnie skierowane wskutek przeciwnego połączenia i znoszą się wzajemnie. Wypadkowa więc wartość napięcia wynosi zero. Gdy rdzeń zmieni położenie, następuje zakłócenie stanu równowagi, gdyż napięcie w jednym uzwojeniu wzrasta, gdy w drugim maleje. Przebieg zmian wypadkowego napięcia wyjściowego czujnika ilustruje rys. 22. Kiedy rdzeń zostanie

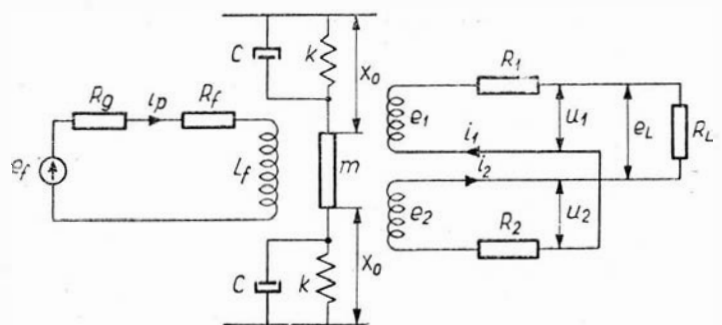


22. Charakterystyka przetwornika transformatorowego czujnika OT-12 [2]

pobudzony do drgań, napięcie wyjściowe jest napięciem fali nośnej modulowanej amplitudowo częstotliwością odpowiadającą ruchowi rdzenia względem uzwojeń. W związku z tym miernik współpracujący z czujnikiem musi mieć detektor fazoczuły w celu wydzielenia obwiedni modulacyjnej.

Schemat zastępczy czujnika przedstawiony jest na rys. 23.

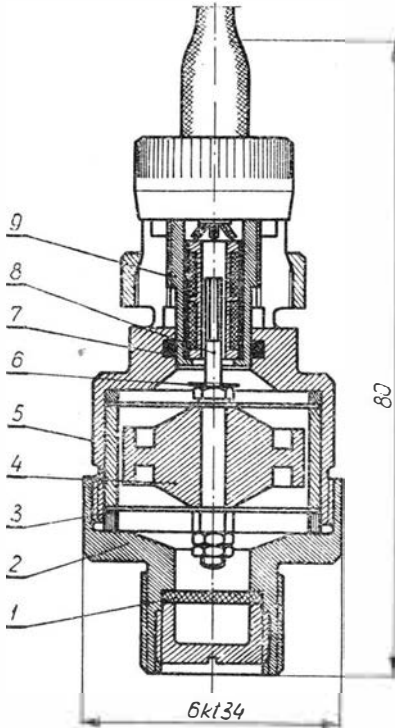
Napięcie wyjściowe  $e_L$  wydzielone na oporności  $R_L$  określa wzór  $e_L = \Omega M i_p u$ . Jeżeli przemieszczenie



23. Schemat zastępczy sejsmicznego czujnika drgań z przetwornikiem — transformatorem różnicowym [4]

$u$  zmienia się według ruchu harmonicznego; np.  $u = u_0 \sin \omega t$ , to  $e_L = e_{L0} \sin \omega t$ , gdzie  $e_{L0} = \Omega M i_p u_0$ .

Dużą zaletą czujnika z przetwornikiem transformatorowym jest to, że może on być statycznie skalowany. Na rys. 24 pokazany jest przekrój czujnika opracowanego w Instytucie Lotnictwa przez mgra inż. J. Fórmaniaka (część elektryczna) i mgra inż. Z. Michałowskiego (część mechaniczna).



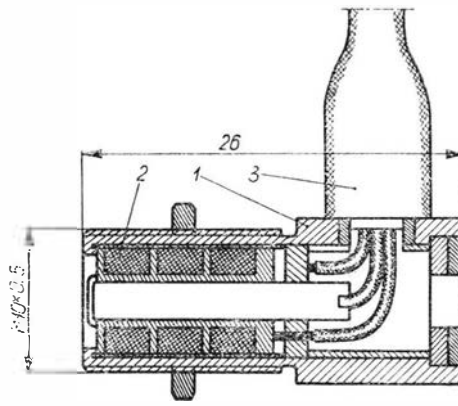
24. Czujnik amplitud przemieszczeń drgań OT-25: 1 — zderzak, 2 — nakrętka, 3 — sprężyna, 4 — masa sejsmiczna, 5 — korpus, 6 — zderzak, 7 — uszczelka, 8 — trzpień z rdzeniem ferrytowym, 9 — zespół transformatora różnicowego [2]

### Czujniki drgań względnych

Czujniki drgań względnych podzielić należy na dwie grupy:

- czujniki dotykowe z ruchomym trzpieniem,
- czujniki bezdotykowe lub zbliżeniowe.

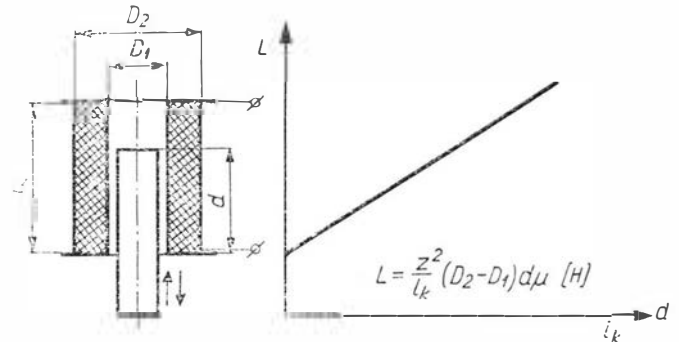
Typowym przedstawicielem czujników dotykowych jest czujnik OT-12 pokazany na rys. 6 (patrz nr 3 TLiA z 1966 r.). Masa ruchomego trzpienia jest możliwie mała, sprężyna zaś sztywna, dzięki czemu uzyskuje się odpowiednio dużą częstość drgań własnych. Przetwornik czujnika jest typu transformatora różnicowego, a więc ma te same charakterystyczne cechy co przetwornik omówionego wyżej czujnika drgań bezwzględnych typu OT-25. Rysunek 25 przedstawia schemat konstrukcyjny bezdotykowego czujnika małych przemiesz-



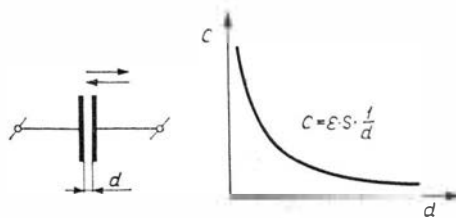
25. Bezdotykowy czujnik drgań względnych lub małych przemieszczeń OT-18: 1 — korpus, 2 — zespół transformatora różnicowego, 3 — wyprowadzenie przewodów [2]

czeń OT-18, zbudowanego na zasadzie transformatora różnicowego (zrównoważonego) z nieruchomym rdzeniem. Zbliżając czujnik na odpowiednią odległość do mierzonego obiektu magnetycznego, transformator różnicowy czujnika równoważy się. Każda zmiana tej odległości w zakresie  $\pm 0,15$  mm powoduje liniową zmianę napięcia wyjściowego czujnika [2]. Zasadniczą zaletą tego czujnika jest brak ru-

26. Czujnik indukcyjny działający na zasadzie przemieszczenia rdzenia. We wzorze oznaczono:  $z$  — liczba zwojów cewki,  $l_k$  — długość uzwojenia,  $D_1, D_2$  — średnica wewnętrzna i zewnętrzna cewki,  $\mu$  — przenikalność magnetyczna rdzenia [1]



chomych części, które ograniczałyby zakres mierzonych częstości. Czujnik ten praktycznie pracować może do częstości rzędu 2000 Hz. W oparciu o podobne zasady, jak omówio-



27. Czujnik pojemnościowy działający na zasadzie zmian odległości między okładzinami. We wzorze oznaczono:  $C$  — pojemność,  $\epsilon$  — stała dielektryczna,  $s$  — powierzchnia okładzin,  $d$  — odległość między okładzinami [3]

ne wyżej czujniki drgań względnych, konstruowane są czujniki wykorzystujące inne przetworniki elektryczne, jak np. przetworniki indukcyjne, pojemnościowe, potencjometryczne itp.

W czujnikach tych ruch względny obiektu mierzonego zostaje zamieniony odpowiednio na zmiany indukcyjności, pojemności, napięcia itp. Działanie czujników indukcyjnego i pojemnościowego wyjaśniają rys. 26 i 27.

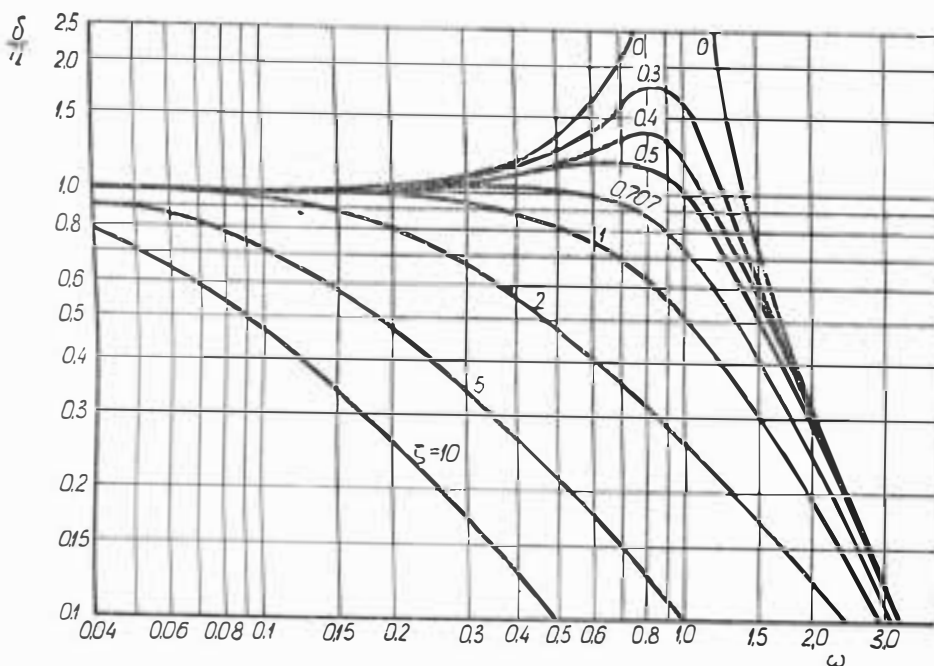
### Czujniki prędkości

Ten rodzaj czujników jest stosunkowo najmniej rozpowszechniony. Przyczyna tego faktu tkwi w tym, że mało jest przypadków, w których prędkość stanowi istotny parametr nieodzowny dla badającego określony obiekt. Po drugie, jak to było wskazane w poprzednim artykule, układ mechaniczny czujnika prędkości może pracować poprawnie tylko w wąskim zakresie częstości drgań własnych. Ogranicza to jego uniwersalność i zastosowanie. Nie bez znaczenia jest też fakt, że stosując bardziej uniwersalny czujnik przemieszczeń, można otrzymać pomiar prędkości przez różniczkowanie jego sygnału wyjściowego. Dlatego też rzadko kon-

struuje się czujniki prędkości w oparciu o zasady wynikające ze wzoru (15). Aby uzyskać czujnik prędkości bez wady ograniczonego zakresu częstości, wystarczy do czujnika przemieszczeń zastosować przetwornik różniczkujący, jak ma to miejsce w przypadku rozpatrywanego wyżej czujnika drgań bezwzględnych z przetwornikiem elektrodynamicznym, który w swej zasadzie jest czujnikiem prędkości, chociaż wykorzystywany jest do pomiaru przemieszczenia.

### Czujniki przyspieszeń

Aby przemieszczenie względne masy sejsmicznej  $m$  w czujniku drgań bezwzględnych było proporcjonalne do drugiej pochodnej przemieszczenia  $u$ , czyli do przyspieszenia, spełnione muszą być warunki: mała masa  $m$ , twarda sprężyna  $K$ . Spełnienie tych warunków



28. Przebieg zależności między względnym przemieszczeniem  $\delta$  a wywołującym go przyspieszeniem  $\ddot{u}$  w czujniku drgań bezwzględnych [1]

zapewnia jednocześnie uzyskanie wysokiej częstości drgań własnych  $f_n$  systemu czujnika. Jak pokazano na rys. 28, amplituda względnego przemieszczenia  $\delta$  jest wprost proporcjonalna do amplitudy przyspieszenia  $\ddot{u} = u\omega^2$  drgania harmonicznego, które należy pomierzyć w zakresie częstości mniejszym od  $f_n$  [1].

Jeśli czujnik jest nie tłumiony, użyteczny zakres częstości ograniczony jest do wartości  $f/f_n \leq 0,2$ . Oznacza to, że czujnik taki może mierzyć poprawnie drgania jedynie w zakresie częstości nie większym niż 20% częstości drgań własnych czujnika. Pomiarowy zakres częstości wzrasta, jeśli wzrasta tłumienie do pewnej optymalnej wartości. Kiedy współczynnik tłumienia  $\zeta$  przyjmuje wartość krytyczną równą około 0,65, użyteczny zakres pomiarowy rozszerza się do około 60% częstości drgań własnych. Użyteczny zakres pomiarowy rozszerza się także, gdy wzrasta częstość czujnika.

Ponieważ odkształcenie sprężyn w czujniku przyspieszeń jest odwrotnie proporcjonalne do kwadratu częstości drgań własnych, względne przemieszczenie jest wprost proporcjonalne do  $1/\omega_n^2$ .

W konsekwencji sygnał z przetwornika jest tym mniejszy, im wyższa jest częstość  $f_n$ . W związku z tym urządzenie pomiarowe musi zapewniać bardzo wysokie wzmocnienie, co nie zawsze jest pożądane. Dlatego też należy wybierać kompromis pomiędzy dużą czułością urządzenia pomiarowego a dużą

ności kryształu jest wprost proporcjonalna do nacisku. Ta właściwość materiałów piezoelektrycznych wykorzystana została przy budowie czujników przyspieszeń ze względu na specjalne zalety, jak mała masa czujników i szeroki zakres częstości do rzędu kilkudziesięciu kHz.

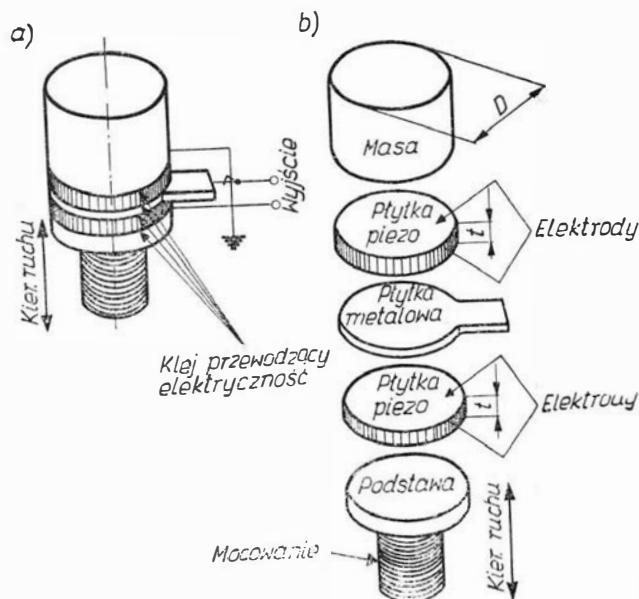
Schematyczną konstrukcję przyspieszeniomierza piezoelektrycznego pokazuje rys. 29. Częstość własna czujnika jest określona zależnością [1]:

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{k}{m}} \quad [\text{Hz}]$$

gdzie  $k$  stanowi kombinację sztywności obu płytek piezoelektrycznych określoną wzorem:

$$k = \frac{E\pi D^2}{8t} \quad [\text{kG/m}^2]$$

$E$  — moduł elastyczności w kG na  $\text{m}^2$ ,



29. Piezoelektryczny czujnik przyspieszeń:  
a — zespół zmontowany  
b — części składowe

częstością drgań własnych czujnika. W przypadku czujników przyspieszeń stosowane mogą być wszystkie omówione już wcześniej przetworniki elektryczne, nie wymagają więc ponownego omawiania. Jedynie ze względu na specjalne własności i zalety omówiony zostanie dodatkowo czujnik przyspieszeń z przetwornikiem piezoelektrycznym.

Jak wiadomo, niektóre kryształy naturalne, np. kwarc lub syntetyczne: sól Rochelle'a i inne cechują się tzw. efektem piezoelektrycznym, polegającym na powstawaniu na przeciwległych ściankach kryształu ładunku elektrycznego pod wpływem przyłożonego nacisku. Ilość ładunków w liniowym zakresie elastycz-

$D$  — średnica płytki w m,  
 $t$  — grubość każdej płytki.

Całkowity ładunek  $q$  generowany przez obie płytki w wyniku drgań przy częstościach znacznie mniejszych od  $f_n$ , wyraża zależność:

$$q = 2\psi F = 2\psi m \ddot{u} \quad [\text{C}]$$

gdzie  $\psi$  jest stałą piezoelektryczną materiału, a  $F$  siłą działającą na kryształ w wyniku przyspieszenia.

Pojemność elektryczną  $C_E$  czujnika określa zależność:

$$C_E = \frac{\epsilon D^2}{2t} \quad [\text{F}]$$

gdzie  $\epsilon$  jest stałą dielektryczną kryształu.

Wytwórca	Model	Przetwornik	Maksymalna nierozona amplituda w mm	Czułość w mV/mm	Zakres temperatur
Crescent Engineering Research USA	MA-4c-0,3	transformator różnicowy	±4	80	-70° do +150°C
Minneapolis Honeywell USA	MOD 2	„ „	±2,5	70	-55° do +120°C
Philips Holandia	PR-9310	„ „	±1	125	-60° do +70°C
Instytut Lotnictwa Polska	OT-05	„ „	±2,5	440	-60° do +150°C
„ „ „	OT-06	„ „	±10	440	-60° do +150°C
„ „ „	OT-08	„ „	±15	440	-60° do +150°C
„ „ „	OT-12	„ „	±1	440	-60° do +150°C
„ „ „	OT-14	„ „	±5	440	-60° do +150°C
„ „ „	OT-18	transformator różnicowy bezdotykowy	±0,15	880	-60° do +150°C

Typowe dane charakterystyczne sejsmicznych czujników drgań

Tablica 2

Wytwórca	Model	Przetwornik	Czułość w mV/mm/sek	f <sub>n</sub> w Hz	Zakres pomiar. częstotl. w Hz	Zakres pomiar. ampl. w mm	Zakres temperatury w °C	Ciężar w G	Tłumienie	
									ζ	Rodzaj
Texas Instruments USA	S-36	elektrodynamiczny	5000	2	powyżej 1	3,8	—	800	0,5	prąd. wirowe
Electro Mechanism Ltd. Anglia	9/131	„	88	8	powyżej 10	3	—	140	—	—
Electro-Technical Lab. USA	EVS-4	„	710	7,5	—	—	—	300	0,1	prąd. wirowe
MB Electronics Co. USA	125	„	96,4	4,75	10 ÷ 2000	12	-45°C ÷ +120°C	300	0	—
Philips Holandia	PR-9260	„	765	12	powyżej 5	2	-50°C ÷ +120°C	600	0,5	prąd. wirowe
Instytut Lotnictwa Polska	OT-1	„	500	12,5	powyżej 12	1	-10°C ÷ +50°C	600	0,65	prąd. wirowe
Instytut Lotnictwa Polska	OT-25	transformator różnicowy	440 mV/mm	15	12 ÷ 500	±1,5	-60°C ÷ +150°C	150	0,7	powietrzne

Typowe dane charakterystyczne czujników przyspieszeń

Tablica 3

Wytwórca	Model	Przetwornik	Czułość w mV/g	f <sub>n</sub> w Hz	Zakres mierzonych przyspieszeń w g	Zakres temperatur C°	Tłumienie		Ciężar w G
							ζ	Rodzaj	
Gulton Industries Inc. USA	ADT-910-5	transformator różnicowy	26	30	5	-55° do +120°C	0,65	prądy wirowe	850
Schaevitz Engineering USA	VG-700	„	0,1	620	700	—	0,6—0,7	olejowe	120
Electro Mechanism Ltd. Anglia	IT1-22F-31	magnetyczny transformator różnicowy	—	300	90	-20° do +70°C	0,6	olejowe	85
Instytut Lotnictwa Polska	OT-09	„	0,8—4	200—600	20—100	-60° do +150°C	0,7	olej silikonowy	100
Instytut Lotnictwa Polska	OT-20	„	0,8—8	400—1200	2—100	-60° do +150°C	0,7	„ „	100
Instytut Lotnictwa Polska	RF170000	indukcyjny	—	205	10	—	0,7	„ „	150
Naval Research Laboratory USA	C-4	piezoelektryczny	100	14 000	500	-40° do +75°C	—	—	—
Brüel & Kjaer Dania	4308	„	35—70	25 000	500	do +100°C	—	—	—
„	4311	„	6—12	50 000	2000	do +260°C	—	—	—

Napięcie generowane na rozwar- tych zaciskach czujnika w zakresie częstotliwości mniejszych od f<sub>n</sub> opisuje zależność [1]:

$$e = \frac{q}{C_E} = - \frac{4 \psi mt \ddot{u}}{\epsilon D^2} = K \ddot{u} \text{ (V)} \quad (24)$$

gdzie K jest stałą czujnika.

Dla ilustracji poniżej przytoczone zostały dane czujnika Naval Research Laboratory typu C-4 [1]:

średnica D = 2,03 cm,

grubość t = 0,76 cm,

ψ = 2,45 · 10<sup>-5</sup> C/kg,

ε = 7,95 · 10<sup>-9</sup> F/m,

czułość = 100 mV/g,

zakres przyspieszeń = 1 do 500 g,

częstotliwość własna f<sub>n</sub> = 14 000 Hz,

użyteczny zakres f od 10 do 4000 Hz,

zakres temperatur od -40° do +75°C.

Dotychczasowe omówienie proble- matyki czujników drgań nie wy- czerpuje tego bogatego zagadnienia, jednakże ramy niniejszego artyku- łu nie pozwalają autorowi na szer- sze potraktowanie tematu. Bardziej wnikliwe i obszernie informacje znajdzie czytelnik w literaturze.

Literatura

1. Harris C. M., Crede Ch. E.: „Shock and vibration handbook”, Vol. 1, Mc Graw-Hill Book Comp., New York, 1961.
2. Michałowski Z. i Frączek A.: „Czuj- niki indukcyjne do pomiarów wielko- ści nieelektrycznych”, Instytut Lot- nictwa — Materiały z Konferencji Nau- kowo-Technicznej, Warszawa, 1964.
3. Szumielewicz B.: „Czujniki współpra- cujące z aparaturą działającą na za- sadzie modulacji częstotliwości”, In- stytut Lotnictwa — Materiały z Kon- ferencji Naukowo-Technicznej, War- szawa, 1964.
4. Makulski W.: „Miernik drgań z czuj- nikiem elektrodynamicznym”, Praca dyplomowa, Politechnika Warszawska, 1964.



## SAMOŁOT DO ZWALCZANIA POŻARÓW CANADAIR CL-215

W Kanadzie i Stanach Zjednoczonych stosowanie samolotów do zwalczania pożarów lasów jest dosyć powszechne, a w ostatnich latach zostało znacznie udoskonalone zapewniając skuteczne wsparcie naziemnym jednostkom straży pożarnej. Początki używania samolotów w akcjach zwalczania pożarów lasów sięgają lat trzydziestych, gdy zaczęto posługiwać się samolotami obserwacyjnymi w patrolowaniu terenów zalesionych. Pierwszy zarejestrowany wypadek aktywnego udziału lotnictwa w zwalczaniu pożarów miał miejsce w 1950 r., gdy załoga samolotu De Havilland „Beaver” zrzuciła 1270 l wody na płonące lasy w Ontario lokalizując w ten sposób pożar i umożliwiając oddziałom straży pożarnej jego ostateczne ugaszenie. W kilka lat później zaczęto badać możliwości zastosowania znacznie większych „bomb wodnych”. Bodźcem do tego stało się przypadkowe zrzucenie w 1953 r. przez załogę prototypu samolotu Douglas DC-7 balastu wodnego wynoszącego 4920 l. Zasadniczym czynnikiem przemawiającym za zwalczaniem pożarów za pomocą „bomb wodnych” jest duża skuteczność tej metody przyczyniająca się do zmniejszenia strat powodowanych przez pożary; oczywiście, skuteczność ta jest tym większa, im większa „bomba wodna”. Skuteczność zwalczania pożarów przy użyciu samolotów najlepiej ilustruje następujący fakt: w prowincji Manitoba w Kanadzie w latach 1952—1963 przeciętnie na rok wybuchały 334 pożary lasów wywołując straty w drzewostanie średnio na obszarze 6,228 km<sup>2</sup>. Gdy w 1963 roku zastosowano do gaszenia pożarów czarterowy samolot Consolidated PB5-5A „Canso”, straty wywołane 414 pożarami zmniejszyły się do 0,486 km<sup>2</sup>.

W Kanadzie i Stanach Zjednoczonych stosowano dotychczas do zwalczania pożarów lasów i terenów trawiastych samoloty Boeing B-17, Grumman TBM „Avenger”, Martin JRM-3 „Mars” i wspomniany już Consolidated PB5-5A „Canso”. Cztery samoloty „Canso” znalazły do tych celów zastosowanie również we Francji. Okazało się jednak, że samoloty przestarzałych typów nastroczają poważne trudności z powodu niedostatecznej gotowości do lotu, mającej tak istotne znaczenie w okresie pożarów lasów. W związku z tym w Kanadzie zbudowano nowoczesny i ekonomiczny samolot, od początku projektowany z myślą zastosowania go do zwalczania pożarów — Canadair CL-215.

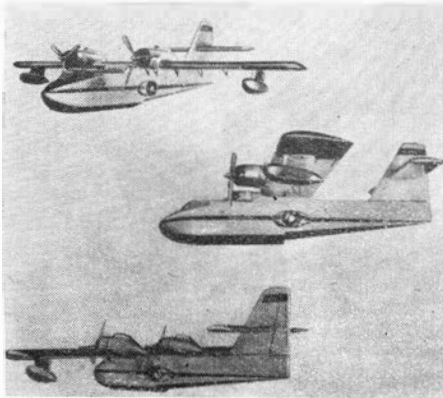
Jest to amfibia o prostej konstrukcji, mocnym kadłubie, napędzana dwoma silnikami tłokowymi (w układzie gwiazdowym) Pratt and Whitney R-2800-51M4 o mocy 2120 KM. Samolot odznacza się dobrymi własnościami przy małych prędkościach lotu (prędkość przeciętna 118 km/h przy ciężarze całkowitym 18 800 kG), wyważeniem sterów w całym zakresie prędkości lotu oraz łatwością obsługi. Koszty rozwoju i budowy samolotu są niskie dzięki zastosowaniu możliwie najprostszymi rozwiązań konstrukcyjnych i wypróbowanych silników. W środkowej części kadłuba samolot ma wbudowany zbiornik wodny o pojemności 5455 l.

Przy wykonywaniu typowego zadania przeciwpożarowego samolot startuje z bazy z pustym zbiornikiem wodnym, leci nad jezioro leżące najbliżej miejsca pożaru, opada nad zwierciadło wody i za po-

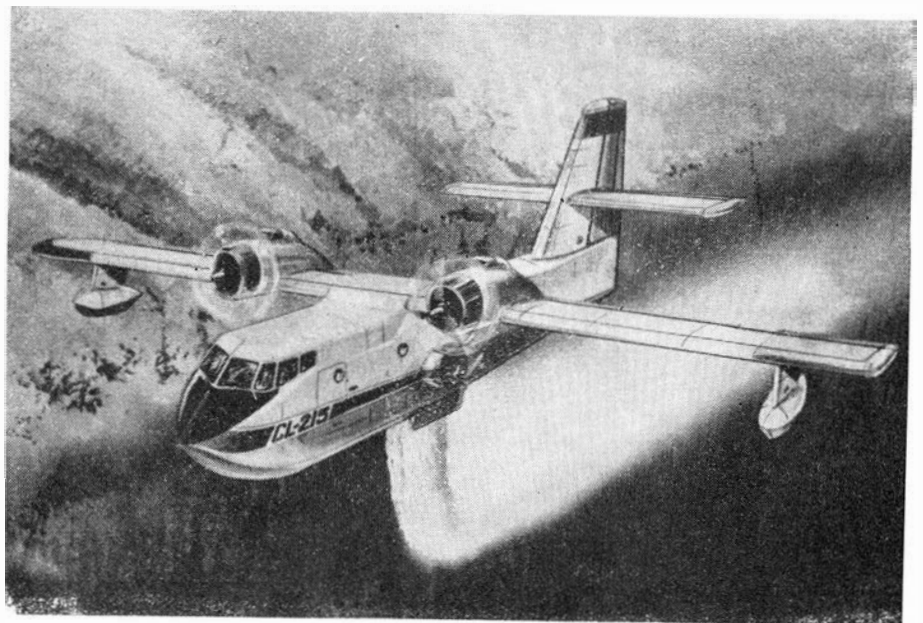
mością wysuwanych czerpaków napełnia wodą zbiornik. Następnie wznosi się na wysokość 30 m i leci z prędkością 175 km/h do miejsca pożaru, opróżnia zbiornik okrążając płonący obszar w celu zlokalizowania pożaru i powraca nad jezioro po nowy ładunek wody. Operację taką samolot może powtórzyć 34 razy, przy czym każda operacja (napełnianie zbiornika, opróżnianie go nad miejscem pożaru, powrót nad jezioro) trwa 6 min. Następnie samolot musi powrócić do bazy, w celu napełnienia zbiorników paliwowych.

Przy projektowaniu płatowca musiano uwzględnić duże dynamiczne obciążenia konstrukcji, które powstają przy napełnianiu zbiornika wodnego oraz w czasie lotu nad miejscem pożaru wskutek istnienia tam silnej turbulencji powietrza. Badania hydrodynamiczne modelu wykazały dużą stateczność i sterowność samolotu na falach sięgających 1,2 m (w przypadku samolotu „Canso” dopuszczalna wysokość fali wynosi 0,6 m), co jest bardzo ważne w przypadku, gdy morze jest najbliżej pożaru leżącym zbiornikiem wody. Zbiornik wodny samolotu można również napełniać w sposób konwencjonalny.

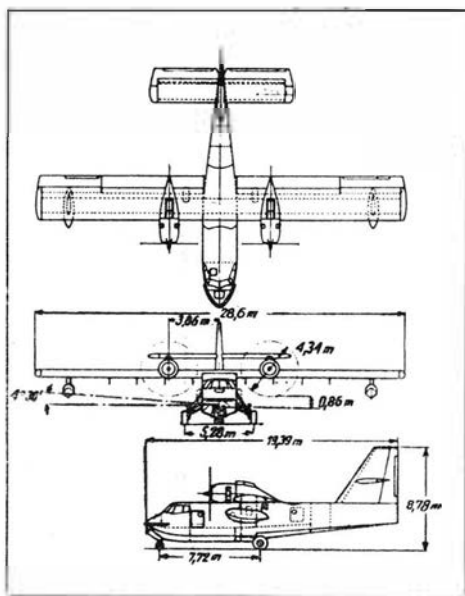
Oprócz zasadniczego swego przeznaczenia, jakim jest gaszenie pożarów, samolot CL-215 będzie także stosowany w wersji transportowej (30 pasażerów lub 3538 kG towaru) o zasięgu 520 km, w wersjach wojskowych (rozpoznanie, patrolowanie, loty towarzyszące, zwalczanie



1



2



3

łodzi podwodnych, transport ludzi i sprzętu, służba ratownicza, trening w nawigacji) o promieniu

działania 925 km z ładunkiem 2810 kG i o długości lotu w czasie patrolowania 5 godz. plus 1 godz. rezerwy oraz w wersji gospodarczej. Ekonomiczna prędkość przelotowa samolotu wynosi 290 km/h, a na maksymalnej mocy trwałej — 344 km/h.

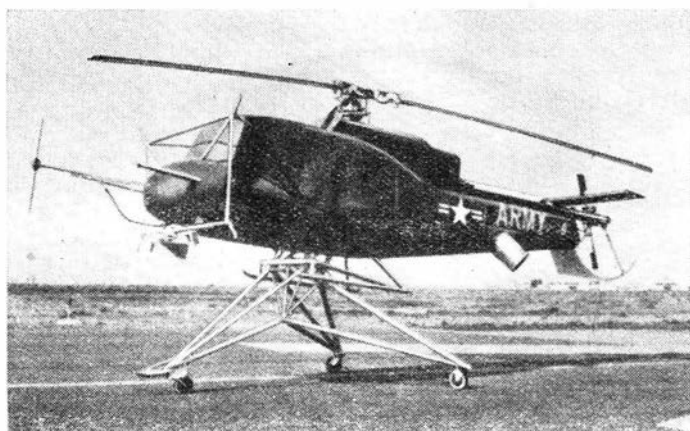
Samolot CL-215 ma być pokazany na wystawie paryskiej w 1967 r.

*Dane samolotu w wersji przeciwpożarowej*

Rozpiętość	28,60 m
Długość	19,38 m
Wysokość	8,28 m
Rozstaw kół	5,28 m
Powierzchnia skrzydła	100,33 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	8,15
Ciężka skrzydła	3,56 m
Ciężar własny	11 300 kG
Maks. udźwig	5440 kG
Ciężar paliwa	2040 kG
Maks. ciężar całkowity	18 780 kG
Maksymalny ciężar przy lądowaniu	15 160 kG.

W.K.

**ŚMIGŁOWIEC JAKO LATAJĄCY CEL**



Armia amerykańska (Combat Development Command) stosuje do badania wrażliwości śmigłowców na ostrzał z ziemi w czasie wspierania oddziałów lądowych bezzałogowy śmigłowiec-cel Del Mar DH-2C. Stanowi on odwzorowanie w skali 7:16 śmigłowca UH-1B, jest napędzany silnikiem turbinowym, rozwija prędkość maksymalną 135

km/h i ma zasięg 145 km. Dzięki zastosowaniu na śmigłowcu specjalnego pokrycia i urządzenia pomiarowego możliwa jest rejestracja pocisków trafiających i pocisków przechodzących obok celu w odległości do 30 m oraz przekazywanie wyników do stacji naziemnych.

W.K.

**DALSZE SZCZEGÓŁY NA TEMAT ŚMIGŁOWCA SA-340**

Firma Sud-Aviation podała dalsze szczegóły odnośnie projektowanego śmigłowca SA-340. Wywodzi się on z lekkiego śmigłowca wielozadaniowego „Alouette” 2 i ma być wyposażony w sztywny, bezprzegubowy wirnik (opracowany wspólnie z firmą Bölkow) z łopatomy z tworzywa sztucznego wzmocnionego włóknem szklanym. Śmigło ogonowe jest zabudowane w stateczniku pionowym. Napęd stanowi silnik Turbomeca „Astazou” 2N o mocy 530 KM. Kabina mieści 5 osób. Przy

maksymalnym ciężarze całkowitym 1600 kG prędkość maksymalna wynosi 250 km/h, maksymalna prędkość przelotowa 237 km/h przy zużyciu paliwa 0,54 kG/km, ekonomiczna prędkość przelotowa 215 km/h przy zużyciu paliwa 0,52 kG/km, zasięg — z ładunkiem 400 kG i 30 min rezerwy paliwa — 400 km, prędkość wznoszenia 8,9 m/sek przy wznoszeniu skośnym i 4,5 m/sek przy wznoszeniu pionowym, pułap praktyczny 5100 m, pułap zawisu bez wpływu ziemi 1700 m.

Typowe zastosowania śmigłowca SA-340: przeprowadzanie rozpoznania — 2 osoby załogi, długość lotu 3 godz; transport — 4 osoby śmigłowiec przewozi w ciągu 2 godz i 45 min na odległość 600 km, przy czym start zgodny z FAA jest możliwy do wysokości 760 m i w temperaturze otoczenia do 32 °C; transport chorych — 1 chory na noszach i 1 sanitariusz, czas transportu na odległość 240 km 1 godz i 5 min; transport ładunków — ładunek o ciężarze 450 kG umieszczony w kabine jest przewożony w ciągu 1 godz. 45 min na odległość 375 km z pozostawieniem 15 min rezerwy paliwa (w przypadku 600 kG ładunku zawieszono na zewnątrz zasięg wynosi 55 km).

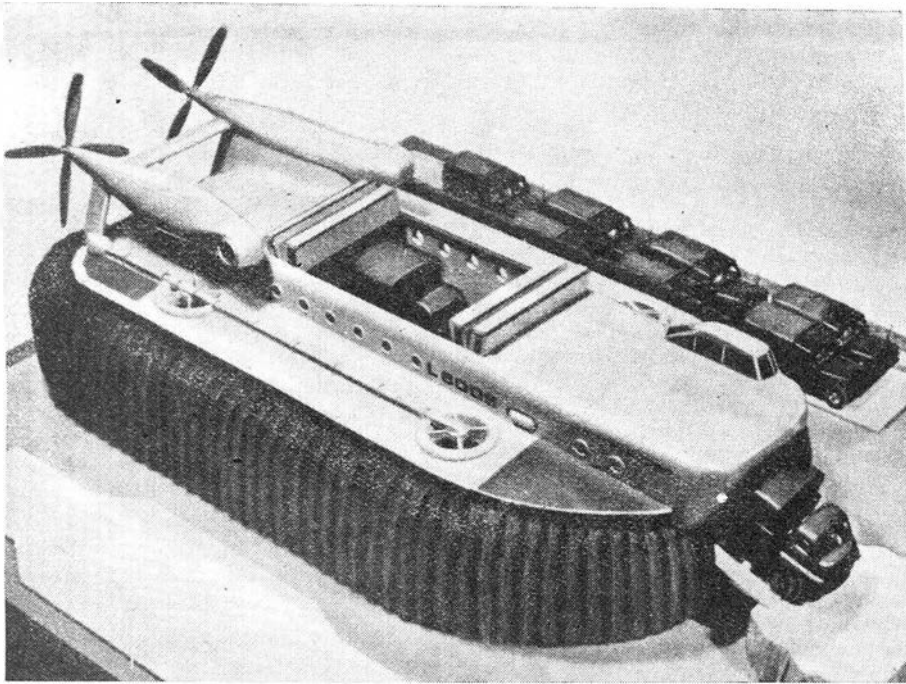
W.K.

**BADANIE MOŻLIWOŚCI WOJSKOWYCH ZASTOSowań PODUSZKOWCÓW**

Pewne wnioski na temat przyszłych wojskowych zastosowań poduszkowców można już wyciągnąć opierając się na dotychczasowych doświadczeniach z eksploatacji poduszkowców różnej konstrukcji i wielkości. Zostały poza tym przeprowadzone próby przydatności do celów wojskowych szeregu poduszkowców. I tak poduszkowiec Vickers VA.2 przeszedł badania na pustyni libijskiej i na pokrytym lodem morzu, poduszkowiec Vickers VA.3 wykonywał próbne zadania w operacji desantowej przeprowadzanej na Long Island przez US Navy, poduszkowiec Westland SR.N5 wykazał swą przydatność na rzekach o silnym prądzie na Borneo oraz na bagniskach i moczarach Dalekiego Wschodu, a poduszkowiec Westland SR.N3 poddany został przez armię angielską gruntownym badaniom na kanale Solent, przy czym brał on udział w ćwiczeniach sił morskich i lotniczych w zwalczaniu łodzi podwodnych.

Perspektywy przyszłych wojskowych zastosowań poduszkowców wynikają z ich właściwości, z których najważniejszą jest możliwość poruszania się nad wodą i lądem, duża prędkość w porównaniu z innymi pojazdami naziemnymi lub wodnymi, duża ładowność w porównaniu ze śmigłowcami i samolotami o tej samej mocy lub cenie, a w końcu niezależność od portów, lotnisk i dróg, oraz z zadań, jakie przypadają poduszkowcom w ramach doktryny strategicznej (sa to przede wszystkim zadania transportowe). Poduszkowce zapewniają oddziałom dużą ruchliwość i małą wrażliwość na ostrzał na drodze od punktów zaopatrzenia do przyczółków mostowych.

W porównaniu ze zwykłymi pojazdami desantowymi poduszkowce wykazują następujące zalety: prędkość powyżej 110 km/h zamiast 13—15 km/h, zasięg kilkaset km zamiast kilkudziesięciu, możliwość poruszania się po najpiętych wo-



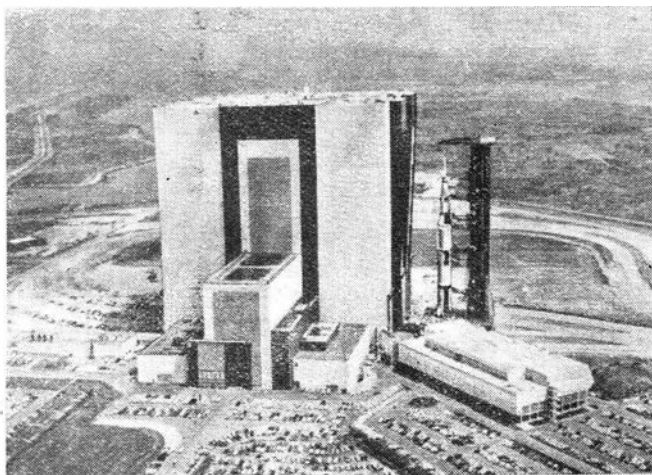
dach, niezależnie od odpływów i przypływów morza, możliwość pokonywania wysokich fal (o ile nie są one wyższe od fartuchów zamykających poduszkę powietrzną) i możliwość przenikania w głąb ładu. Z drugiej strony poduszki są droższe w eksploatacji od statków desantowych i nie mogą transportować tak dużych ładunków.

Poduszki o ciężarze 60–80 T będą mogły transportować ładunki o ciężarze do 30 T, pokonywać przeszkody o wysokości do 4,5 m i wykazywać duży zasięg bez ładunku, pozwalający na osiągnięcie każdego punktu na teatrze wojennym. Model takiego poduszki przedstawia załączona fotografia. Mniejsze poduszki będą transportowane przez statki lub okręty. Celowa wydaje się również budowa podu-

szkowców desantowych o ciężarze rzędu 2000 T lub poduszki pełnomorskich, spełniających np. rolę lotniskowców.

Obok tego projektuje się zastosowanie poduszki jako szybkiej łodzi patrolowych uzbrojonych w karabiny maszynowe, pociski kierowane, torpedy lub miny. Mogą one spełniać zadania rozpoznawcze i patrolowe oraz mogą być użyte do zagrożenia nieprzyjacielskich dróg morskich i do obrony przed nieprzyjacielskimi statkami desantowymi. Większe jednostki będą osłaniać zamiast korwet i fregat konwoje morskie, zespoły okrętów lub lotniskowce, przy czym na spotkanie nieprzyjacielskich łodzi podwodnych będą poruszać się z prędkością 150 km/h.

W.K.



**RAKIETA „SATURN” 5**

Stany Zjednoczone wydały do- tychczas 10 miliardów dolarów na największy ze swoich programów kosmicznych — na program „Apollo”, którego celem jest lądowanie ludzi na Księżycu. Połowę tej sumy wykorzystano do końca 1966 r.

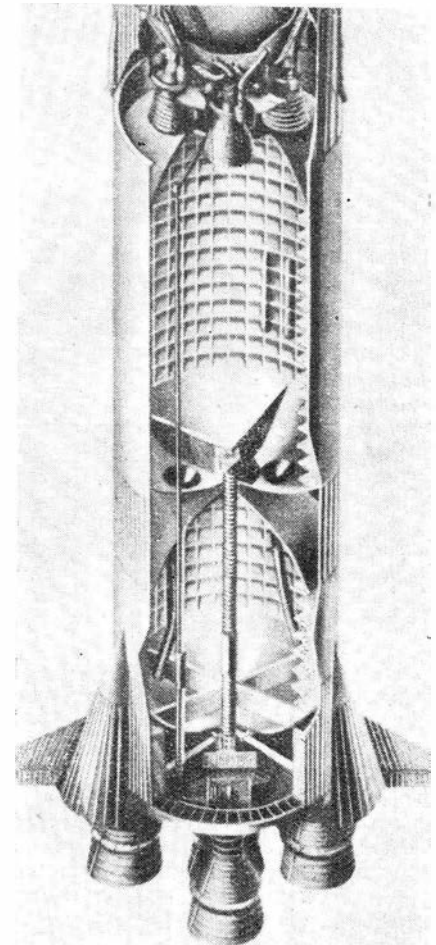
na rozwój rakiet nośnych serii „Saturn”, przy czym rozwój silników do tych rakiet pochłonął dodatkowo 821 milionów dolarów. W ten sposób koszty budowy rakiet nośnych programu „Apollo” wyniosły trzecią część funduszy wydatkowanych

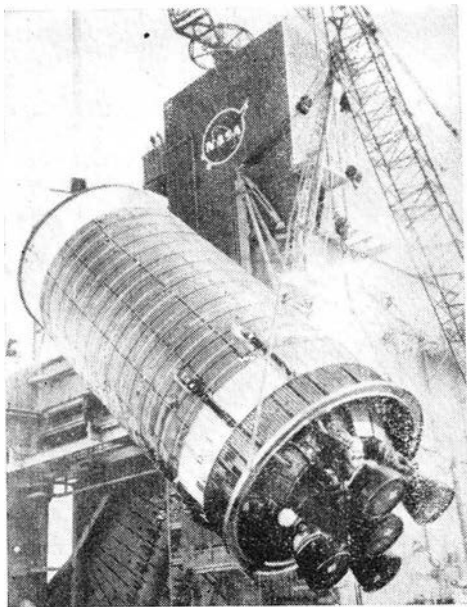
przez USA na cele kosmiczne w okresie 1958—1966 i sięgających 17,5 miliarda dolarów.

Pierwsza rakiet programu „Apollo” — rakiet „Saturn” 1 — była pomyślana jako rakiet doświadczalna i służyła głównie do wykazania, że przez łączenie silników w wiązki możliwa jest budowa coraz potężniejszych rakiet. Konstrukcja jej pierwszego stopnia była oparta na doświadczeniach zdobytych przy budowie rakiety „Jupiter”, a jako napęd zastosowano silniki typu wypróbowanego w rakietach wojskowych (8 silników Rocketdyne H-1 o łącznym ciągu 680 000 kG). Natomiast jako napęd drugiego stopnia zastosowano 6 silników na ciekły wodór i ciekły tlen o łącznym ciągu 40 800 kG.

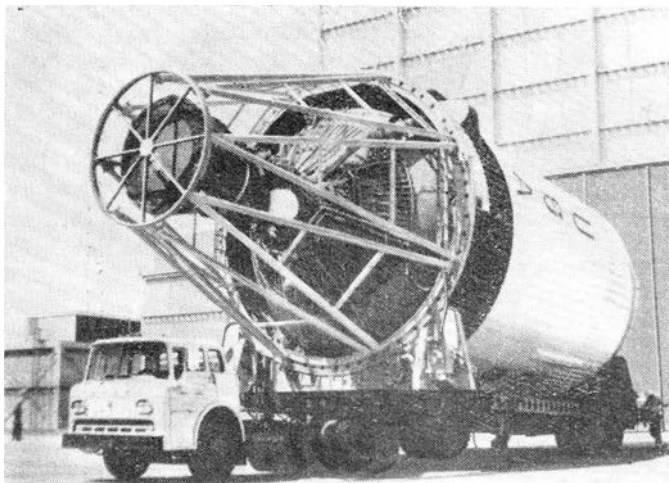
Ponieważ rakiet „Saturn” 1 nie nadawała się do prób z kabiną „Apollo” połączoną z pojazdem księżycowym LEM, zbudowano jej powiększoną wersję „Uprated Saturn” 1 (dawne oznaczenie „Saturn” 1B). Ciąg silników pierwszego stopnia zwiększono do 725 000 kG, a do napędu drugiego stopnia S-4B zastosowano pojedynczy silnik na ciekły wodór i ciekły tlen Rocketdyne J-2 o ciągu 91 000 kG. Stopień S-4B ma stanowić równocześnie trzeci stopień rakiety „Saturn” 5.

Ostatnia z serii — rakiet „Saturn” 5 — jest właściwą rakietą





3



4

nośną statku „Apollo”. Łącznie ze statkiem kosmicznym wysokość rakiety wynosi 111 m, ciężar 2700 T, a łączny ciąg silników 3900 T. Na orbicie ziemskiej może ona umieścić ciężar 113 000 kG, a na torze do Księżyca — 42 000 kG. Do końca 1966 r. wydatkowano 3,3 miliarda dolarów na rozwój rakiety „Saturn” 5, przy czym w rozwoju tym uczestniczyło ok. 20 000 firm z 50 stanów USA.

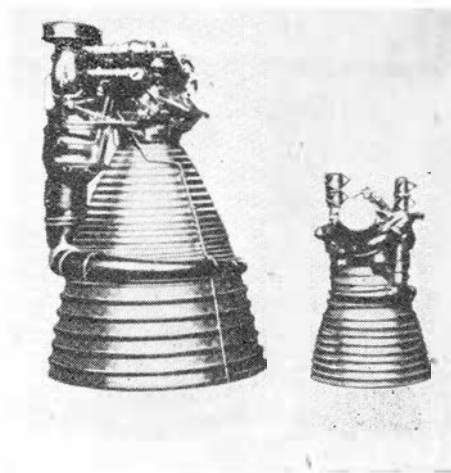
Pierwszy stopień S-1C został opracowany wspólnie przez Marshall Space Flight Center (MSFC) i firmę Boeing. Dwa egzemplarze do prób naziemnych S-1C-S i S-1C-T (do próby wytrzymałościowej i próby stoiskowej) oraz dwa pierwsze egzemplarze do prób w locie S-1C-1 i S-1C-2 zbudowano w MSFC przy współpracy Boeing, produkcja dwóch następnych egzemplarzy do prób naziemnych S-1C-D i S-1C-F (badania dynamiczne i próby urządzeń montażowych, transportowych i wyrzutni) i pozostałych egzemplarzy do prób w locie została przeniesiona do zakładów NASA w Michoud pod kierownictwem firmy Boeing. W sierpniu 1965 r. zakończono w Huntsville pierwszą decydującą fazę prób egzemplarza S-1C-T — próbę

stoiskową wszystkich pięciu silników Rocketdyne F-1, które pracowały w ciągu 2 min 30 sek. Na początku 1966 r. przekazano na Przylądek Kennedy’ego pierwszy egzemplarz do badań w locie. Równocześnie dostarczono do Huntsville egzemplarz do prób naziemnych S-1C-D, który po próbach dynamicznych został połączony z drugim i trzecim stopniem w celu przeprowadzenia prób dynamicznych całej rakiety łącznie ze statkiem „Apollo”. Służy do tego stoisko do odtwarzania wszystkich ruchów rakiety, przy czym zawieszenie rakiety na stoisku zostało tak wykonane, że ruch ręki wystarczy do jej przechylenia.

Mniej pomyślnie przebiegały próby egzemplarza do prób stoiskowych drugiego stopnia S-2, wykonanego przez North American. Gdy po raz pierwszy pięć silników Roc-

ketdyne J-2 (o łącznym ciągu 465 000 kG) egzemplarza S-2-T miało pracować przez pełny okres wynoszący 6 min 30 sek, nastąpiło zniszczenie stopnia wskutek nadmiernego wzrostu ciśnienia. Do ukończenia programu prób służy obecnie pierwszy egzemplarz do prób w locie S-2-1. Drugi egzemplarz do prób w locie S-2-2 miał być w końcu 1966 r. dostarczony do Mississippi Test Facility (MTF).

Opracowany przez firmę Douglas



5

trzeci stopień S-4B służy również, jak już wspomniano, jako drugi stopień rakiety „Uprated Saturn” 1 i dzięki temu jego próby odbiorcze zostały przeprowadzone już wcześniej. Urządzenia stoiskowe do jego prób są obecnie stosowane, po pewnych modyfikacjach, do prób w ramach programu „Saturn” 5.

Pierwsza próba wystrzelenia rakiety „Saturn” 5 miała się odbyć w marcu 1967 r., druga w lecie, a trzecia w końcu 1967 r. Podczas trzeciej próby ma być symulowany na orbicie ziemskiej lot do Księżyca. Księżyc ma być celem próby na początku 1968 r.

### Dane rakiety „Saturn” 5

#### Pierwszy stopień S-1C

Długość	42,06 m
Średnica	10,06 m
Ciężar własny	130 200 kG
Ciężar startowy	2 126 000 kG
Ciężar paliwa	1 995 000 kG
Ciąg	3 400 000 kG

#### Drugi stopień S-2

Długość	24,84 m
Średnica	10,06 m
Ciężar własny	37 700 kG
Ciężar startowy	465 000 kG
Ciężar paliwa	427 000 kG
Ciąg	465 000 kG

#### Trzeci stopień S-4B

Długość	17,91 m
Średnica	6,55 m
Ciężar własny	9950 kG
Ciężar startowy	114 000 kG
Ciężar paliwa	104 000 kG
Ciąg	93 000 kG

Rys. 1 przedstawia halę montażową, obok której widać platformę startową umieszczoną na transporterze łącznie z makiętą rakiety „Saturn” 5 i wieżą obsługi. Na rys. 2 pokazano pierwszy stopień S-1C, na rys. 3 — drugi stopień S-2, na rys. 4 — trzeci stopień S-4B, a na rys. 5 — silniki F-1 i J-2.

W.K.

### STEROWANIE PROCESEM SPAWANIA

Rosnące wymagania zwłaszcza przy budowie pojazdów kosmicznych zmuszają do podwyższenia jakości procesów technologicznych. Najczęściej sprowadza się to do wyeliminowania subiektywnego wpływu wykonawcy — głównego źródła błędów — i zastąpienia go układami mechanicznymi, elektrycznymi lub logicznymi. Procesem, z którego nie udało się dotychczas wyeliminować koordynującej działalności wykonawcy, jest spawanie. Człowiek steruje bezpośrednio procesem, korygując parametry, a zwłaszcza prędkość spawania, zależnie od chwilowego stanu. Podjęto próby zastąpienia działalności człowieka

przez automatyczny układ korekcyjny. Podstawowym założeniem do przejścia sterowania przez automat było stwierdzenie istnienia zależności między równomiernym przetopem a gradientem temperatury w sąsiedztwie jeziorka ciekłego metalu. Opracowano więc czujnik w formie termopary do pomiaru tej temperatury. Istotną różnicą tego czujnika w stosunku do normalnych termopar jest to, że jedna gałąź została wykonana ze stopu konstantan-rod, a drugą stanowi sam spawany materiał.

Przeprowadzone badania wykazały, że na wskazania czujnika nie ma wpływu promieniowanie zewnętrzne, jakość powierzchni (tlenki) i inne czynniki. Wprowadzenie impulsów temperatury do układu sterowania umożliwiło utrzymanie ustalonych warunków w procesie spawania. Dotychczasowe wyniki rokusują pełny sukces tym poczynaniom, jednakże wymagane są dalsze badania dla ustalenia optymalnych warunków sterowania. Należy zwłaszcza określić optymalne położenie punktu styku czujnika z metalem w stosunku do punktu łączenia, określić ilość i rozmieszczenie czujników, ustalić zależność funkcjonalną między wartością podawaną przez termoparę a przetopem i wreszcie ustalić przydatność sterowania prędkością ewentualnie prądem spawania.

A.G.

## METALOGRAFIA TRÓJWYMIAROWA

Metalografowie zawsze pragnęli uzyskać informacje o mikrostrukturze przestrzennej, jaka w rzeczywistości występuje w materiałach. Dotychczasowe płaskie, jednopłaszczyznowe zdjęcia nie dawały pełni obrazu i pełnej wierności z rzeczywistością.

W celu uzyskania obrazu przestrzennego zastosowano dotychczasową technikę tworzenia obrazu mikrostruktury, tylko wielokrotnie powtórzoną. Po dokonaniu zdjęcia w jednej płaszczyźnie, usuwa się określoną warstwę materiału, polewowaniem lub trawieniem, i wykonuje następne zdjęcie zachowując tę samą lokalizację próbki. Następnie powtarza się ten zabieg żadaną ilość razy zachowując każdorazowo stałość położenia próbki i jednakową grubość zdejmowanej warstwy materiału między kolejnymi zdjęciami. Obrazy pozytywowe lub negatywowe nakłada się jedno na drugie we właściwej kolejności rozdzielając je przezroczystymi przekładkami o jednakowej grubości (patrz rysunek). W ten sposób uzyskuje się trójwymiarowy obraz mikrostruktury materiału. Dzięki nowej technice uzyskano znacznie pełniejsze informacje o strukturze materiału, zmianach zachodzących po procesach obróbki cieplnej i cieplno-chemicz-



nej, zmianach po długotrwałej pracy w warunkach zmęczeniowych itp. Nowa metoda badania okazała się szczególnie przydatna w rozpoznawaniu i badaniu nowych materiałów stosowanych do budowy statków kosmicznych, wyników łączenia przy użyciu spawania strumieniem elektronów, lutowania dyfuzyjnego i łączenia lutami reakcyjnymi itd. Dalszy rozwój tej metody rokuje duże nadzieje jako narzędzia w bliższym poznaniu struktur i zjawisk zachodzących w metalach.

A.G.

## KRONIKA

● Premier J. Cyrankiewicz — jako honorowy prezes APRL — przyjął w dn. 18. III delegację Zarządu Głównego tej organizacji, w osobach prezesa S. Antosiewicza, wiceprezesa min. J. Olszewskiego i sekretarza generalnego p.k. A. Junitera. Delegacja poinformowała premiera o działalności i planach Aeroklubu.

● Minister ON odznaczył 112 działaczy i pracowników APRL brązowymi medalami „Za Zasługi dla Obronności Kraju”. Po dekoracji otwarta została w Klubie Oficerskim w Warszawie wystawa lotnicza, obrazująca dorobek APRL.

● W dniu 19 marca odbył się w Warszawie VIII Krajowy Zjazd Aeroklubu PRL. Wzięło w nim udział 111 delegatów z aeroklubów regionalnych i Klubu Seniorów Lotnictwa oraz zaproszeni na zjazd prezesi i przewodniczący komisji rewizyjnych aeroklubów, czołowi sportowcy lotniczy, a także działacze społeczni lotnictwa sportowego. Na zjazd przybyli m.in.: Główny Inspektor Lotnictwa gen. Raczkowski, min. Olszewski, wiceministrowie Mroczek i Szkop oraz dyrektor PLL „LOT” inż. Zwierzyński. Zebrani uczcili minutą ciszy pamięć Popiela, Powsińskiego i Skrzydlewskiego, po czym nastąpiło wręczenie dyplomów Tissandiera min. Olszewskiemu, gen. C. Mankiewiczowi i mgrowi inż. Z. Regule. Medal Tańskiego za 1966 rok otrzymał S. Józefczak. Na Zjeździe uchwalono kierunki dalszej działalności APRL. W skład wybranego Zarządu Głównego weszli: St. Antosiewicz (prezes) J. Olszewski i C. Mankiewicz (wiceprezesi), A. Juniter (sekretny sekretarz), W. Leja (skarbnik), J. R. Konieczny (z-ca skarbnika) oraz 13 działaczy lotniczych (jako członkowie Zarządu).

● Działalność Sekcji Lotniczej SIMP musi się już liczyć jako pozytyw w życiu lotniczym naszego Kraju. Wybrany przed 10 miesiącami nowy Zarząd SL — pracując według założonego programu — włącza się do spraw zakładowych kół SIMP oraz do polityki i problemów lotniczych. Dla zacieśnienia więzi z kołami lotniczymi Zarząd Sekcji odbył sesje wyjazdowe w WSK Rzeszów i SZD w Bielsku-Białej.

Przypomnijmy, że w skład Zarządu Sekcji Lotniczej wchodzi kolejdy: Kostia (W-wa, przewodniczący), Mikluszka (Rzeszów, z-ca przewodn.), Zaremba (W-wa, sekretarz), Staszek (W-wa), Orczykowski (Mielec) oraz Borodziak, Łaziński, Sulikowski i Winecki (z Warszawy).

Na Walny Zjazd Delegatów SIMP Zarząd Sekcji Lotniczej zgłasza następujące wnioski:

1. Walny Zjazd widzi konieczność przeprowadzenia przez przemysł analizy ekonomicznie uzasadnionej perspektywy produkcji lotniczej, która odpowiadałaby potrzebom Kraju i stała we właściwej proporcji do obiektywnych możliwości produkcyjnych.
2. Podjąć działania w sprawie zahamowania odpływu, ustabilizowania, należytego wykorzystania, nauczania i szkolenia fachowców lotniczych, w celu zabezpieczenia możliwości: podjęcia nowych opracowań, produkcji, eksploatacji i remontów sprzętu lotniczego
3. Postuluje się utworzenie Centralnego Ośrodka Kompleksowej Koordynacji polityki lotniczej w Kraju w zakresie planowania i realizacji wszelkich zamierzeń w tej dziedzinie oraz wytwarzania, zbytu i eksploatacji sprzętu lotniczego.
4. Postuluje się obracowanie i realizację programu nauczania specjalistów z dziedziny śmigłowcowej — na wyższym i średnim poziomie — w celu zabezpieczenia wykonania zadań planowych, eksploatacji i remontów sprzętu.
5. Postuluje się konieczność stworzenia formalnych i finansowych warunków umożliwiających wyjazdy zagraniczne z ramienia SIMP fachowcom z przed-

siębiorstw przemysłowych i instytucji w celu podwyższenia kwalifikacji i zdobycia postępowych doświadczeń.

● W dniu 29.III — z inicjatywy Zarządu Głównego APRL i Ministerstwa Rolnictwa — odbyła się w Warszawie I Krajowa Konferencja Lotnictwa Gospodarczego, Rolnictwa i Leśnictwa. Podstawowy referat opracowany przez Przedsiębiorstwo Usług i Produkcji APRL wygłosił prezes Aeroklubu St. Antosiewicz. Referat obejmował zagadnienia rozwoju, usprawnień i ekonomiki lotniczych usług dla rolnictwa i leśnictwa. W konferencji wzięło udział 130 osób, w prezydium zasiadli przedstawiciele resortów rolnictwa, leśnictwa i chemii. Obecni otrzymali tezy referatu oraz zestawienie wniosków. Po referacie odbyła się dyskusja, w której m.in. omówiono małe wykorzystanie lotnictwa w polskiej gospodarce rolniczo-leśnej w porównaniu z krajami socjalistycznymi, kładąc szczególny nacisk na nikłe stosowanie nawożenia lotniczego.

● Zaczyna się pomyślnie wyjaśniać problem zabezpieczenia w sprzęt naszych pilotów akrobacyjnych. Rozmowy przeprowadzone w Czechosłowacji przez przedstawicieli „Motoimportu” i APRL dają podstawę do żywienia nadziei, że w I kwartale 1968 r. APRL otrzyma 10 samolotów „Zlin-52B”.

● Z inicjatywy Komisji Samolotowej APRL zorganizowane zostały Okręgowe Ośrodki Doskonalenia Akrobacji w Świdniku, Gliwicach, Inowrocławiu i Zielonej Górze. Cenna ta inicjatywa pozwoli na podniesienie poziomu wyszkolenia naszych pilotów samolotowych.

● W bieżącym roku odbędą się po raz pierwszy w kraju zawody śmigłowcowe w Świdniku koło Lublina.

● Kolegium Redakcyjne zastużonego dla lotnictwa miesięcznika „Wojskowy Przegląd Lotniczy” obchodziło jubileusz 20-lecia działalności. Z tej okazji redakcja TL i A składa serdeczne powinszowania oraz życzenia pomyślnego rozwoju.

# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ“

## MATERIAŁY STOSOWANE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

Cześć IX

### MIEDŹ I STOPY MIEDZI

ciąg dalszy

oprac. mgr inż. A. Ciszewski i  
mgr inż. T. Radomski

Kolejna tablica 15 zawiera skład chemiczny specjalnych stopów miedzi, ta-

blica 16 — orientacyjne własności i główne zastosowanie tych stopów, a ta-

blica 17 — niektóre własności oporowych stopów miedzi.

(dc. na III i IV okł.)

## NOTATKI ZE WIATA

■ Na ostatnim plenum Federacji Sportu Lotniczego ZSRR ostro krytykowano poziom tej dyscypliny w Związku Radzieckim i nikłe sukcesy międzynarodowe. Krytyka ta uzupełniła decyzję władz w sprawie reorganizacji sportu lotniczego. Komitety poszczególnych rodzajów sportu lotniczego przekształcone zostają obecnie w samodzielne federacje.

■ Samoloty SAS kursujące na trasie Kopenhaga—Sztokholm—Tokio będą miały prawo przelotu nad Syberią dopiero za 2 lata. W myśl zawartej umowy — linery SAS w przelotach do Afganistanu, Pakistanu, Indii i Cejlonu lądować będą w Moskwie i Tbilisi, natomiast samoloty „Aeroflotu” przelatywać będą nad krajami skandynawskimi realizując połączenie z Nowym Jorkiem i Kanadą.

■ 17 przedsiębiorstw komunikacji lotniczej zakupiło już 129 samolotów krótkiego zasięgu Boeing-737. Samolot tego typu — mieszczący 84 pasażerów, 2 pilotów i 2 stewardessy — został po raz pierwszy pokazany publicznie w końcu stycznia br.

■ Przedstawiciele pięciu największych towarzystw lotniczych Europy zachodniej „Air France”, BEA, „Deutsche Luft-hansa” SAS i „Swissair” zorganizowali naradę wszystkich zachodnioeuropejskich

towarzystw lotniczych w sprawie rozpoczęcia w Europie produkcji autobusów powietrznych na 250—300 osób.

■ Konstruktorzy angielscy — w oparciu o zdobyte doświadczenia podczas 20 tys. godzin eksploatacji poduszkowców — projektują pasażerski poduszkowiec typu SR-N4 o ciężarze całkowitym 188 ton. Poduszkowiec o prędkości maks. 140 km/h i zasięgu 325 km będzie zabierał 174 pasażerów i 34 samochody (lub tylko 670 osób); poruszać się będzie przy fali o wysokości 3,5 m. Sprzęt ten wejdzie na linie w 1968 roku.

■ Wytwornie zachodniemieckie Junkers i Messerschmitt przy współpracy zakładów ECA w Charleroi i SNECMA (Francja), BAC w Stevenage (Anglia) i konsultacji amerykańskiej (Lockheed) budują satelitę badawczego HEOS-A. Satelita ten przewidziany jest do startu w połowie 1968 r.

■ Jeszcze w tym roku zapowiadane są starty dwóch pierwszych niewielkich satelitów europejskiej organizacji ESRO. Po roku 1973 przewiduje się budowę dużego satelity „europejskiego” o masie 700 kg.

■ „Zlin-526” (z silnikiem Walter Minor-6-III o mocy 160 KM) jest produk-

wany w fabryce „Motoravan” w Ostro-kowicach w wersji dwumiejscowej jako samolot szkolno-treningowy i w wersji jednomiejscowej — jako akrobacyjny. Samolot ten jest tani (cena 14 600 rubli, co wynosi około 700 tys. zł), ekonomiczny i prosty w obsłudze i eksploatacji. Resurs płatowca do pierwszej naprawy wynosi 1200 godzin, resurs silnika — 600 godzin. Zużycie paliwa — 36 litrów na godzinę.

■ Austriacka firma „Agrarflug Glück” prowadzi prace agrolotnicze w szeregu krajów Europy oraz w Północnej Afryce. Do prac tych firma zakupiła partię samolotów „Gawron”.

■ Przedsiębiorstwo „Air France” wykazało w ub.r. zysk 2,1 mld franków, tj. o 15% więcej niż w 1965 r. W 1966 r. przewieziono 4,5 mln pasażerów.

■ Czechosłowackie linie lotnicze obsługują trasy długości 130 tys. km. W ubiegłym roku CSA przewiozły 1,35 mln pasażerów (dla porównania PLL „LOT” — 498 tys.).

■ Obserwuje się — groźny dla brytyjskiego przemysłu lotniczego — odpływ fachowców do pracy w Stanach Zjednoczonych. W 1965 r. emigrowało do USA 182 specjalistów, tzn. o 80% więcej — niż w 1964 r.

**Chcesz mieć w domu**

**materiały do pracy naukowej?**

**Zamów odpowiednie odbitki kserograficzne z czasopism krajowych czy zagranicznych.**

**Zamówienia przyjmuje Biblioteka Główna NOT w Warszawie, ul. Czackiego 3/5 w godz. 9—20.**

**Koszt wykonania pojedynczej odbitki 10 zł.**

Tabela 15. Skład chemiczny specjalnych stopów miedzi produkcji polskiej

Rodzaj stopu	Oznaczenie stopu			Skład chemiczny w %								Uwagi	
	nazwa	znak	cecha	Cu	Ni + Co	Zn	Mn	Fe	Ni	Inne	Suma zanieczyszczeń maks.		
Nowe srebra	—	CuZn25Ni18	MZN18	55,0—58,0	17,0—20,0	reszta	—	—	—	—	0,5	wg PN-61/H-87027	
	—	CuZn20Ni15	MZN15	63,0—67,0	13,5—16,5	reszta	—	—	—	—	0,9		
	—	CuZn24Ni12	MZN12	62,0—66,0	10,0—13,0	reszta	—	—	—	—	0,9		
Miedziotniki	podwójne	CuNi5	MN5	reszta	4,4—5,0	—	—	—	—	—	0,2	wg PN-61/H-87052	
		CuNi19	MN19	reszta	18,0—20,0	—	—	—	—	—	1,5		
	krzemowy	CuNi3Si	MNK31	reszta	2,4—3,4	—	0,1—0,4	—	—	0,6—1,1 Si	0,4		
	alumiiniowy	CuNi6Al2	MNA62	reszta	5,5—6,5	—	—	—	—	1,2—1,8 Al	1,0		
	manganowe (konstantan)	CuNi40Mn	MNM401	reszta	39,0—41,0	—	—	0,75—1,5	—	—	—		1,0
		żelazowe	CuNi5FeMn	MNF51	reszta	4,0—6,0	—	0,3—0,8	0,9—1,5	—	—		0,1
	CuNi10FeMn		MNF101	reszta	9,0—11,0	—	0,3—1,0	0,5—2,0	—	—	0,1		
Stopy odporowe	manganin	CuMn12Ni3	SOM85	reszta	—	—	11,0—13,0	—	2,5—3,5	—	1,4	wg PN-58/H-87051	
	inmet (nowokonstantan)	CuMn12Al3Fe	SOM84	reszta	—	—	11,3—12,0	0,5—1,5	—	2,6—3,6 Al	0,8		
	nikielina	CuNi19	SOM81	reszta	—	—	—	—	18,0—20,0	—	1,5		
	konstantan	CuNi40MnI	SOM59	reszta	—	—	0,75—1,5	—	39,0—41,0	—	1,0		
	nowe srebro	CuZn27Ni18	SOM55	reszta	—	26,0—28,0	0,2—0,5	—	16,5—19,5	—	0,5		

T a b l i c a 16. Orientacyjne własności i główne zastosowania specjalnych stopów miedzi  
(wg PN-61/H-87027 i PN-61/H-87052)

Cecha stopu wg PN	Stan utwardzenia lub obróbki cieplnej	Postać	Własności technologiczne	Główne zastosowania
MZN18	wyżarzony, półtwardy, twardy, sprężysty, podwójnie sprężysty,	blachy, taśmy, rury, pręty, druty	głęboko tłoczony, wysoka oporność właściwa	wyroby wytłaczane, nakrycia stołowe, okucia, oprawy narzędzi chirurgicznych, w przemyśle elektrotechnicznym,
MZN15	wyżarzony, twardy, sprężysty,	blachy, taśmy, pręty, druty	łatwo utwardzalny przez zgniot	części sprężynujące i tnące aparatów,
MZN12	wyżarzony, twardy, sprężysty, podwójnie sprężysty,	blachy, taśmy, rury, pręty, śruby, druty	tłoczony,	wyroby wytłaczane, części sprężynujące aparatów, odznaki,
MN5	—	rury,	wysokie własności wytrzymałościowe i plastyczne,	na wyroby specjalne,
MN19	—	blachy, taśmy, rury, pręty, druty,	wysoka odporność na korozję, charakterystyczna biała barwa,	do platerowania, wyroby wyciskane i ciągnione,
MNK31	—	druty,	wysokie własności sprężyste, wysoka temperatura stałości własności (500 °C),	na części maszyn,
MNA62	—	blachy, rury, pręty,	wysoka odporność na korozję, wysokie własności wytrzymałościowe	w przemyśle okrętowym i maszynowym,
MNM401	—	blachy, druty,	wysoka oporność elektryczna	na elementy oporowe, druty do termopar,
MNF51	—	rury,	wysoka odporność na korozję w wodzie morskiej	rury kondensatorowe w przemyśle okrętowym,
MNF101	—	rury,	wysoka odporność na korozję w wodzie morskiej	rury kondensatorowe w przemyśle okrętowym

T a b l i c a 17. Niektóre własności oporowych stopów miedzi produkcji polskiej  
(wg PN-53/H-87051)

Oznaczenie stopu		Ciężar właściwy G/cm <sup>3</sup>	Oporność właściwa $\rho_{20}$ $\Omega$ mm <sup>2</sup> /m	Współczynnik cieplny oporności dla 0÷-100 °C maks.	Siła termoelektryczna dla 0÷-100 °C w stosunku do miedzi $\mu$ V/°C	Wytrzymałość na rozciąganie w stanie wyżarzonym $R_m$ kG/mm <sup>2</sup> maks.	Wydłużenie w stanie wyżarzonym $A_{10}$ % min.	Temperatura pracy °C maks.
nazwa	cecha							
Manganin	SOM85	8,40	0,40—0,48	$4 \cdot 10^{-5}$	maks. 1,0	50,0	20,0	300
Inmet	SOM84	8,00	0,40—0,47	$2 \cdot 10^{-5}$	maks. 1,0	55,0	8,0	400
Nikielina	SOM81	8,95	0,23—0,36	$3 \cdot 10^{-5}$	maks. 4,0	40,0	15,0	400
Konstantan	SOM59	8,90	0,44—0,51	$4 \cdot 10^{-5}$	40,0	55,0	25,0	400
Nowe srebro	SOM55	8,70	0,30—0,36	$30 \cdot 10^{-5}$	maks. 18,0	45,0	25,0	400