

technika  
lotnicza  
i astronautyczna

1966 **7**



TREŚĆ ZESZYTU

CONTENTS

СОДЕРЖАНИЕ

	Str.
Z. Brodzki: Niektóre zagadnienia aerodynamiki statku kosmicznego	1
St. Szczeciński: Obciążenia zmęczeniowe wałów korbowych silników lotniczych	8
J. Seroka: Zagadnienie konstrukcji i badań nadajnika przepływomierza turbinowego	12
KRONIKA	19
J. Meder: Polski przemysł lotniczy na XXXV MTP	20
NOWOŚCI TECHNICZNE	24
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Miedź i stopy miedzi (dalszy ciąg) — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	III okł.
Rodzaje profilów, systematyka, oznaczenia (ciąg dalszy) — oprac. E. Lewalska	IV okł.

	Page
Z. Brodzki: Some problems of space vehicle aerodynamics	1
St. Szczeciński: Crankshaft fatigue loads of aircraft piston engines	8
J. Seroka: Design and test problems of turbo — flowmeter sensing element	12
J. Meder: Polish aviation industry on the XXXV Poznań International Fair	20
Technical news	24
Designer's data sheets: Acrofol types, classification and designation — elaborated by E. Lewalska	on cover IV

Z. Brodzki: Некоторые проблемы аэродинамики космического судна	1
St. Szczeciński: Усталостные нагрузки кривошипных валов авиационных двигателей	8
J. Seroka: Проблемы конструкции и испытаний передатчика турбинного измерителя течения	12
Хроника	19
J. Meder: Польская авиационная промышленность на XXXV МТР	20
Технические новости	24
Конструкторские пособия Авиационной и Межпланетной Техники:	
Роды профилей, системы, обозначения обраб. E. Lewalska	



WYDAWNICTWA  
 CZASOPISM  
 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. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KOR-  
 DZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

RADA PROGRAMOWA

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

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

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

Wrocławska Drukarnia Dziełowa. Zam. 143/A — Z-11. Nakład 1050 egz. Papier powlekany kl. V, 80 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



Mgr inż. ZDZISŁAW BRODZKI

533.665:629.19

## Niektóre zagadnienia aerodynamiki statku kosmicznego

Statek kosmiczny startuje z szybko rosnącą prędkością w gęstych warstwach atmosfery i w górnych jej warstwach bardzo rozrzedzonych osiąga pierwszą lub drugą prędkość kosmiczną.

Przy powrocie do atmosfery Ziemi lub lądowaniu na obcej planecie mającej atmosferę — statek kosmiczny będzie leciał z dużą prędkością: najpierw przez rozrzedzone górne warstwy, następnie przez gęste bliskie powierzchni. Tak więc lot obejmuje duże granice prędkości, od niskich przydźwiękowych przez dźwiękowe i naddźwiękowe i powyżej liczby Macha 4 — hipersoniczne. Zakres gęstości ośrodka obejmuje czy też obejmować będzie atmosferę o ciśnieniu od 1 atmosfery do kilku atmosfer (dla Wenus), z drugiej zaś strony gaz bardzo rozrzedzony, aż do minimalnej gęstości gazu międzyplanetarnego. Ponadto atmosfery Ziemi, Marsa lub Wenus mają różny skład chemiczny, co ma wpływ na przebieg zjawisk w otoczeniu statku kosmicznego.

Zjawiska więc wzajemnego oddziaływania atmosfery i przelatującego statku są złożone i można je podzielić na następujące grupy:

- 1) aerodynamika małych prędkości,
- 2) gazodynamika — czyli aerodynamika dużych prędkości,
- 3) aerotermochemia,
- 4) magneto-gazo-dynamika,
- 5) aerodynamika gazów rozrzedzonych.

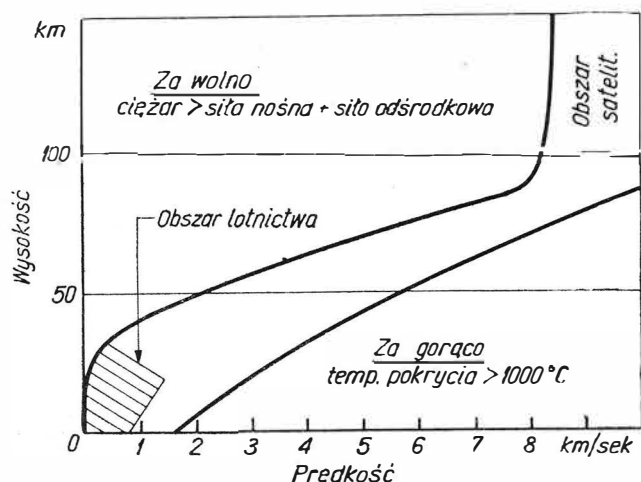
Ogromny rozwój astronautyki w ostatnich latach przyczynił się do postępu zarówno w teoretycznych podstawach aerodynamiki, jak też w zakresie badań i to nie tylko w warunkach lotu rzeczywistego, ale i w urządzeniach naśladowujących te warunki.

Poniżej przedstawiono tylko najbardziej zasadnicze prawa i zjawiska dotyczące aerotermochemii, magnetogazodynamiki i aerodynamiki gazów rozrzedzonych — umożliwiające wyjaśnienie zagadnień ograniczenia lotu statku kosmicznego przez atmosferę i ochrony jego powierzchni przed nagraniem.

Biorąc pod uwagę wielkość statku i gęstość atmosfery, przepływ wokół statku można ogólnie określić w zależności od tzw. liczby Knudsen, będącej stosunkiem średniej drogi bezkolizyjnej cząsteczek gazu do wymiaru liniowego opływającego obiektu. Gdy liczba Knudsen jest mała, w gęstych warstwach atmosfery gaz traktuje się jako ośrodek ciągły. Przy prędkościach poddźwiękowych mamy zakres aerodynamiki klasycznej, gdzie gaz traktuje się jako nieściśliwy. Przy prędkościach przy- i naddźwiękowych gaz opływający statek kosmiczny uważa się za ściśliwy i wówczas układ fal uderzeniowych oraz zjawiska w warstwie przyściennej mają decydujący wpływ na opór i grzanie gazodynamiczne. Na dużych wysokościach przy liczbie  $Kn$  bliskiej 10 zaczyna się tzw. przepływ przejściowy i obszar przepływu ślizgowego będący tematem dużego zainteresowania uczonych. Dla liczb  $Kn$  powyżej 10 rozciąga się obszar przepływu wolnych molekuł, gdzie trzeba rozważać oddziaływanie pojedynczych cząstek i teorię kinetyczną gazów.

Zagadnieniem związanym z aerodynamiką statku kosmicznego jest określenie właściwej granicy pomiędzy atmosferą i przestrzenią kosmiczną. Wiadomo bowiem, że gęstość atmosfery maleje powoli i przestrzeń kosmiczną wypełniają bardzo rozrzedzone cząstki gazu. Granica atmosfery jest przedmiotem rozważań nie tylko fizyków i techników, ale również polityków i prawników. Najśluszniesze wydaje się określenie prof. Karmana, który proponuje określenie granicy atmosfery w oparciu o wykres prędkości w zależności od wysokości (rys. 1). Wykres ten w wersji sporządzonej przez Gazleya (Rand. Corp.) podaje dwa graniczne warunki. Pierwszy określa, że statek porusza się za wolno, ponieważ ciężar jest większy niż siła nośna i siła odśrodkowa. Z drugiej strony istnieje ograniczenie nadmiernego nagrzania powierzchni powyżej 1100 °C. Lot trwały może się odbywać w wytworzonym „korytarzu”. Zakresowany obszar odpowiada dzisiejszym osiągom samolotów. Gdy siła od-

środkowa staje się dominująca, statek przestaje być pojazdem powietrznym (samolotem) i staje się pojazdem przestrzeni (satelitą). W tym miejscu wg Karmana leży granica Kosmosu — odpowiada temu wysokość 100—130 km.



1. Wykres „korytarza przelotu” przez atmosferę wg Gazleya

### Aerothermochemia

Przelot statku kosmicznego z bardzo dużą prędkością przez różne warstwy atmosfery zmusił do brania pod uwagę reakcji chemicznych przy analizie zjawisk zachodzących w bliskości statku.

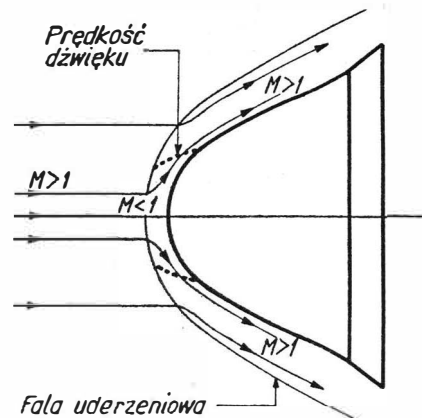
Rozpatrzmy opływ bryły o tępym kształcie, jaki przeważnie ma „statek powrotu” w czasie lotu hipersonicznego. Przed „noskiem” statku rozciąga się łuk fali uderzeniowej. W pobliżu punktu zastoju (stagnacji) opływ jest poddźwiękowy (rys. 2), na zewnątrz zaś naddźwiękowy.

Wokół ciała rozciąga się warstwa graniczna, w której ważne są zjawiska lepkości i przewodzenia ciepła (rys. 3a). Pomiedzy falą uderzeniową i brzegiem warstwy przyściennej lepkość jest pomijalna. Nazywamy tę część polem warstwy uderzeniowej. Gaz za falą jest bardzo gorący i promieniowanie tego gazu i gorącej powierzchni ciała ma znaczny wpływ na pole przepływu.

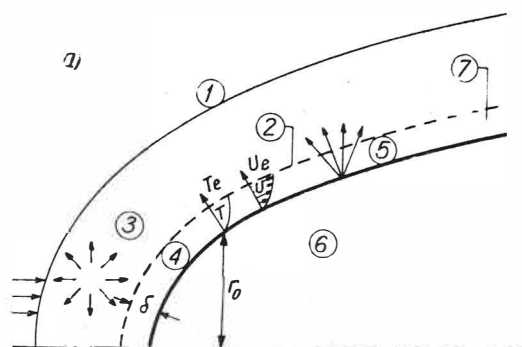
Warunki opływu są widoczne z wykresu „wysokość-prędkość” (rys. 3b), który pokazuje obszary, gdzie mogą zachodzić reakcje chemiczne. Pokazano krzywe stałego stopnia dysocjacji i stałej temperatury oraz granice katalitycznego oddziaływania i linie ograniczające jonizację. Dla określonych parametrów lotu dwóch pocisków balistycznych i sztucznego satelity podczas powrotu do atmosfery widzimy w przecięciu z odpowiednimi krzywymi miejsca, gdzie będą zachodzić reakcje. Skład powietrza zmienia się z wysokością. Na małych wysokościach powietrze składa się głównie z  $N_2$  i  $O_2$ , natomiast na dużych wysokościach zachodzi dysocjacja i powietrze składa się z  $O$ ,  $N$ ,  $N_2$ ,  $N$  i  $O$ . Gęstość elektronów jest zmienna z wysokością i zmienia się dniem i nocą. Poniżej 30 km nie ma znaczniejszej dysocjacji i elektronów.

Główne zasady chemicznych reakcji zachodzących w atmosferze Ziemi przedstawione są na rys. 4. Wewnętrzna energia molekuly składa się z czterech części: 1) energii przemieszczania, która ma trzy stopnie

swobody (I), 2) energii obrotowej, która ma dwa stopnie swobody dla gazu dwuatomowego (II), 3) energii drgania również o dwóch stopniach swobody (III), 4) energii wydzielania elektronu, gdy może on się po-

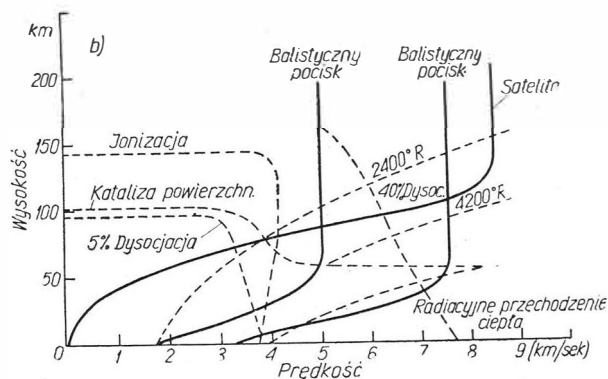


2. Opływ hipersoniczny noska statku kosmicznego



3a. Zjawiska zachodzące przy powierzchni — przy opływie hipersonicznym

1 — łuk fali uderzeniowej, 2 — warstwa uderzeniowa, 3 — promieniowanie od gorących gazów, 4 — przewodzenie i dyfuzja, 5 — promieniowanie od powierzchni, 6 — ciało, 7 — warstwa przyściennej gazu

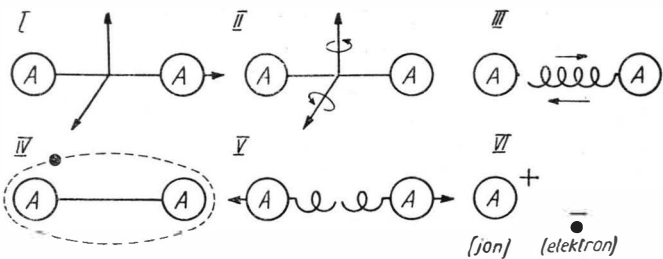


3b. Wykres prędkości w zależności od wysokości pokazujący zakres dysocjacji, jonizacji i typowe tory przelotu

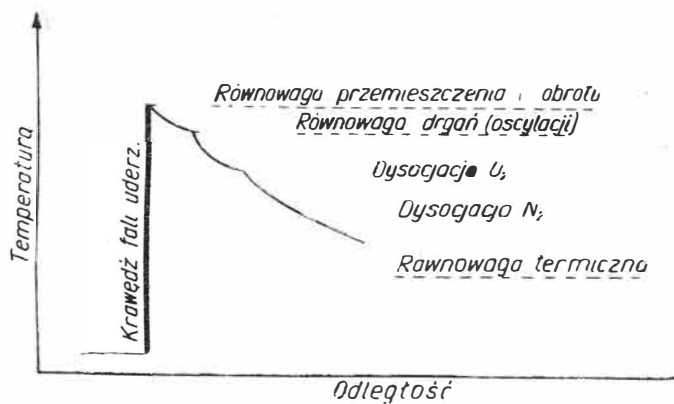
ruszać na wyższym poziomie energii niż podstawowy (IV).

W niskich temperaturach energia przemieszczania jest najważniejsza. Nie oznacza to, że inne rodzaje energii, jak np. energia drgania, są pomijalne, lecz że ich zmiany są niewielkie. Przy zachowaniu energii interesuje nas zamiana energii termicznej w kinetyczną i odwrotnie. Gdy temperatura jest wysoka, molekula ulega dysocjacji na atomy (V). W bardzo wysokich temperaturach elektron wyzwala się z wpływu nukleonów atomu i atom staje się jonem (VI). Jed-

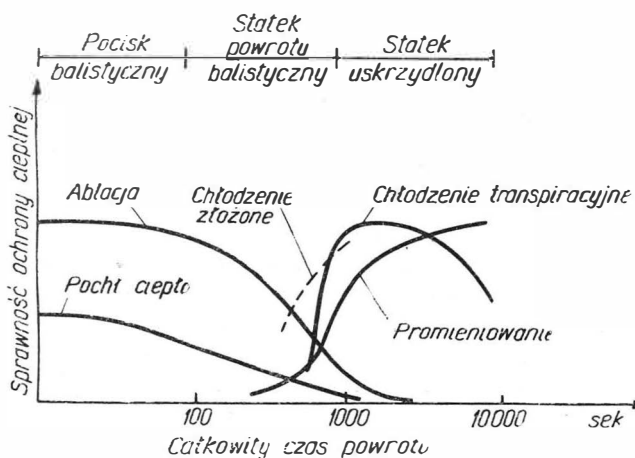
nym z obszarów, gdzie takie reakcje mogą zachodzić, jest pole za silną falą uderzeniową. Na rys. 5 podano przykładowy spadek temperatury i zmiany chemiczne zachodzące za falą. Jak dalej zobaczymy, układ obsza-



4. Schemat głównych reakcji chemicznych dwuatomowej drobin



5. Rozkład temperatur za silną falą uderzeniową

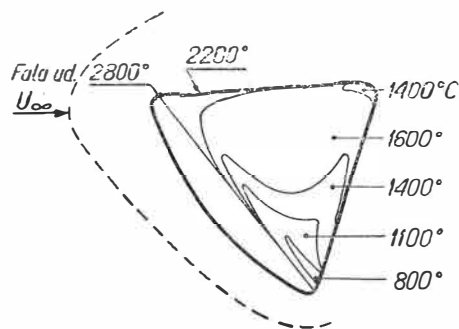


6. Skuteczność różnych metod ochrony przy powrocie

rów i fal za statkiem kosmicznym jest bardzo złożony. Wracając do zmian za pojedynczą falą musimy mieć na uwadze, że zmiany stanu nie zachodzą momentalnie i dla ich przebiegu potrzeba pewnego czasu — tak zwanego czasu relaksacji. Czas relaksacji dla przemieszczania i obrotu molekuly jest krótki. Tuż za czołem fali następuje równowaga tych energii. Relaksacja drgań jest dłuższa — równowaga następuje w pewnej odległości za falą. Natomiast relaksacja dla dysocjacji jest dłuższa i czas ten jest różny dla różnych molekuł. W związku z tym temperatura stagnacji tępego ciała dla gazu rzeczywistego jest niższa niż dla idealnego, gdzie bierzemy pod uwagę tylko energię przemieszczenia i obrotu. Ciepło właściwe wzrasta z temperaturą wskutek drgań i dysocjacji. Gdy

gaz natomiast jest całkowicie zdysocjowany przy 7000 °K — ciepło właściwe maleje z dalszym wzrostem temperatury. Zjawiska mikro w bliskości powierzchni statku są złożone i w czasie powrotu statku kosmicznego równowaga chemiczna nie jest utrzymana. Gazodynamika nierównoważonych, chemicznie zdysocjowanych gazów jest jednym z najnowszych zagadnień w gazodynamice.

Do zjawisk zachodzących przy powierzchni statku i mających duży wpływ na ich przebieg należą metody chłodzenia i ochrony przed przegrzaniem. Rys. 6 pokazuje skuteczność różnych metod ochrony przed ciepłem wracającego statku kosmicznego. Przedstawiono tutaj pocisk balistyczny, wracającego lotem balistycznym sztucznego satelity oraz uskrzydłony statek powrotu. Sprawność metody podano w zależności całkowitego czasu przelotu przez atmosferę. Rozróżniono:



7. Rozkład temperatur na powierzchni statku powrotu — Apollo

1) wypromieniowanie, 2) transpirację, 3) pochłanianie ciepła, 4) ablację. Wypromieniowanie ciepła jest sposobem najprostszym, polega ono na pokryciu powierzchni warstwą tworzywa odbijającego promieniowanie cieplne. Chłodzenie transpiracyjne polega na wydmuchiowaniu chłodzącego gazu przez porowate kanaliki pokrycia. Metoda pochłaniania ciepła polega na pokryciu blachą miedzianą lub grubą warstwą miedzi szybko odprowadzającą ciepło od najbardziej nagrzanych miejsc, a następnie usunięciu ciepła z parującym ciałem stałym. Ablacja jest procesem, w którym pokrycie topi się, a następnie odparowuje.

Spalanie się powierzchni jako ochronę przed grzaniem trudno zakwalifikować jako pochłanianie ciepła czy ablację. Jedynie grafit ma pewne zastosowanie jako spalające się ciało stałe. Metoda ta nie jest praktyczna, gdyż kształt ciała zmienia się w czasie palenia i może mieć niekorzystny wpływ na tor ciała. Ablacja jest uprzywilejowana, gdyż powierzchnia pozostaje gładka. Odparowanie transpiracyjne i promieniowanie opłaca się wówczas, gdy czas powrotu jest rzędu 1000 sek jak dla statku uskrzydłonego (szybowca). Ablacja i pochłanianie ciepła są ekonomiczne dla pocisków balistycznych. Dla wracających satelitów potrzebne są metody kombinowane (złożone). Rozważając zjawiska przy chronionej ścianie statku kosmicznego trzeba mieć na uwadze warstwę ciała stałego, następnie warstewkę cieczy i zewnętrzną warstewkę gazu.

W aerotermodchemii mamy do czynienia z zachowaniem masy, zachowaniem ilości ruchu i energii oraz dodatkowo z kinematyką chemiczną. Poza trudnością

określenia zaawansowania reakcji chemicznych, drugą trudnością jest określenie rzeczywistego czasu relaksacji dla reakcji chemicznych. Istnieją tu dwa skrajne przypadki: jeden to taki, gdzie stale jest stan równowagi chemicznej (przebiegają one natychmiastowo) i drugi — to warunki zamrożenia, przy których skład nie ulegnie zmianie. Rzeczywiste warunki będą pośrednie.

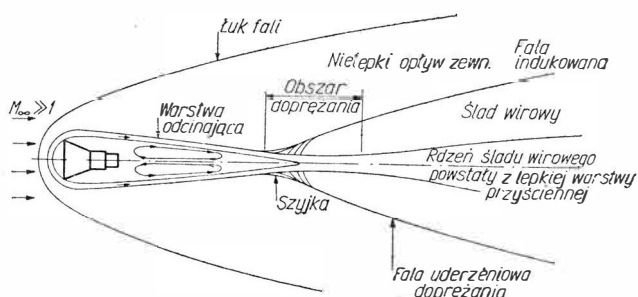
Wracając do zagadnień chłodzenia musimy pamiętać, że podstawowym sposobem jest jednak chłodzenie konwekcyjne, przez powodowanie odpływu warstwy przyściennej. Uzyskuje się to przez odpowiedni kształt statku kosmicznego. Musi on być „pękaty”, aby oderwanie następowało dostatecznie blisko krawędzi natarcia. Opór statku jest wtedy znaczny — co jest korzystne dla hamowania. Rozkład temperatur na powierzchni kabiny powrotu Apollo pokazano na rys. 7.

### „Kula ognista” za statkiem kosmicznym

Niezrozumiałym początkowo zjawiskiem zaobserwowanym przez pierwszych kosmonautów była „kula ognista” za statkiem przy wejściu w gęstsze warstwy atmosfery. Wiąże się to z podstawowym przepływem i zagadnieniem bliskiego śladu wirowego kabiny powrotu. Złożoność zjawisk przedstawia model tego opływu opracowany przez Chapmana dla kabiny Mercury. Model Chapmana wychodzi z założeń rozwiązania analitycznego i badań. Jednak współdziałanie rdzenia oderwanego przepływu i nielepkiego swobodnego strumienia poprzez warstwę mieszania stanowi jeden z najbardziej trudnych i dotąd nie rozwiązanych problemów aerodynamiki.

Ciało lecące przy prędkości hipersonicznej przez atmosferę ciągnie za sobą ogon gorących gazów o temperaturze 4000—5000 °K. W tej temperaturze gaz jest widzialny wskutek promieniowania gazu i materiału ablacyjnego. Zwiększa się gęstość elektronów — ślad działa odbijająco na radar.

Przed ciałem (rys. 8) mamy normalny łuk fali uderzeniowej. Warstwa przyścienne oddziela się z tyłu



8. Model opływu kabiny statku kosmicznego wg Chapmana

i zagina wzdłuż osi — dążąc do tylnego punktu stagnacji. Tworzy się tylny obszar recyrkulacyjny, którego rozkład prędkości określa równowaga sił tnących w warstwie odcinającej. Przyjęto podporządkować doprężanie ciśnieniu wytworzonym przez nielepki przepływ za falą uderzeniową — spływową. Do tyłu ciągnie się środkiem ślad warstwy przyściennej. Podstawą jest więc wewnętrzny strumień z własnościami lepkości i zewnętrzny przepływ nielepki. Decydują

one o warunkach temperatury „szyjki”, gdzie temperatura jest najwyższa tworząc zjawisko „kuli ognistej” za statkiem.

### Magnetogazodynamika

Magnetogazodynamika jest to — jak sama nazwa wskazuje — dynamika płynów ściślych przewodzących w polu magnetycznym, gdy energia pól elektrycznych jest znacznie mniejsza niż energia pól magnetycznych. W przestrzeni kosmicznej mamy właśnie połączenie zjawisk przepływowych i zjawisk elektromagnetycznych w wielu przypadkach:

a) przy powrocie do atmosfery statku kosmicznego wielkość skoku ciśnienia w fali uderzeniowej na czole pocisku czy statku kosmicznego jest bardzo duża z racji znacznej prędkości. W wyniku silnego ogrzania powietrze jest zjonizowane za falą — czyli podlega działaniu sił dynamicznych i elektromagnetycznych,

b) na dużej wysokości przy locie przez jonosferę i warstwy silnego napromieniowania i przez gaz międzyplanetarny — wszędzie mamy do czynienia z gazem zjonizowanym, a więc musimy rozważać zjawiska magnetoelektryczne,

c) gdy gaz wokół statku kosmicznego jest zjonizowany, ciekawe będzie rozważenie możliwości sterowania przez działanie lokalnego — sztucznego pola magnetycznego,

d) dla statków kosmicznych można projektować nowe urządzenia napędowe oparte na współdziałaniu gazodynamiki i pola elektromagnetycznego,

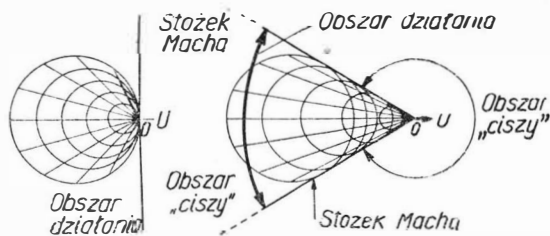
e) zasady magneto-gazo-dynamiki pomagają w przemianie energii zjonizowanych gazów bezpośrednio w energię elektryczną w generatorach MHD. Dla orientacji jakościowej działania na statek kosmiczny można podać, że ciśnienie magnetyczne odpowiadające mechanicznemu ciśnieniu 1 atmosfery występuje wówczas gdy pole magnetyczne wynosi 0,5 webera/m<sup>2</sup> (5000 gaussów), wartość, którą można uzyskać za pomocą stałego magnezu czy elektromagnesu. Natężenie pola magnetycznego przy powierzchni Ziemi wynosi zaledwie 0,6 gaussa, jego wpływ jest więc mały. Jeżeli natomiast wokół statku kosmicznego pokładowe urządzenia wytworzą pole magnetyczne, a ponadto otaczającego powietrza wprowadza się w sposób ciągły łatwo jonizującą się substancję — można uzyskać dodatkowe siły zwiększające opór statku. Fale magneto-gazo-dynamiczne mają natomiast znaczny wpływ na nieprzenikalność fal radiowych i studia nad tym zagadnieniem idą w kierunku możliwości „przebijania” ich przez fale radiowe i uniknięcia niebezpiecznego i szkodliwego okresu „zatkania” w czasie przelotu statku kosmicznego z dużą prędkością przez atmosferę.

Istnieją argumenty przemawiające za przyjęciem bardzo słabego pola magnetycznego w przestrzeni kosmicznej w olbrzymich obszarach galaktyki. Mimo minimalnej gęstości materii międzyplanetarnej — średnio 1 atom wodoru na 1 cm<sup>3</sup> wobec wielkości galaktyki, materia ta poruszając się w polu magnetycznym zachowuje się jak przewodnik, przez który płynie prąd elektryczny. Prądy elektryczne i pola magnetyczne wywołują dalszy ruch korpuskularny materii międzygwiazdowej. W ten sposób ruch materii przenosi się na cały zajęty przez nią obszar. Ta na-

rastająca fala ruchu nosi nazwę fali magneto-gazo-dynamicznej. Uznana jest rola fal magneto-gazo-dynamicznych w wytwarzaniu bardzo silnych pól magnetycznych, towarzyszących plamom na Słońcu. Wytwarzane zarazem silne pola elektryczne powodują potężne wyładowania w atmosferze Słońca i wybuchy materii słonecznej na setki kilometrów w górę.

Jedną z najważniejszych własności ośrodka przewodzącego jest jego przewodność elektryczna. Za falą uderzeniową przy rosnącej liczbie Macha przewodność ta silnie wzrasta. Z rozważań zjawisk zachodzących przy wejściu do atmosfery Ziemi wynika, że w składzie jej jest dostateczna ilość elektronów i jonów, aby traktować ośrodek jako przewodzący. Ważną więc rolę odgrywa strata energii w ciepłe Joule'a wskutek działania prądu elektrycznego.

Matematycznie zjawiska elektromagnetyczne wyrażają prawa Ohma, Ampera i Faradaya. Natomiast gazodynamiczne równania magneto-gazo-dynamiki obejmują równania ciągłości, równanie ruchu, równanie energii i równanie stanu. Połączenie tych równań daje już bardziej złożone równania M-G-D.



9. Linie Macha w konwencjonalnej gazodynamice

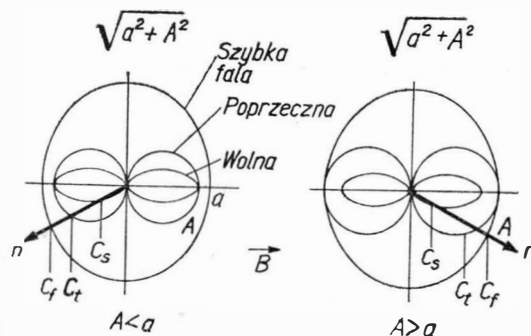
Ośrodek, w którym przebiegają zjawiska magneto-gazo-dynamiczne jest właściwie plazmą, którą określamy jako:

- 1) mieszaninę cząstek o ładunkach elektrycznych dodatnich i ujemnych oraz cząstek obojętnych,
- 2) wysoko zjonizowany gaz, składający się głównie z mieszaniny dodatnich jonów i ujemnych elektronów,
- 3) zjonizowany ośrodek gazowy, w którym koncentracje elektronów i jonów są w przybliżeniu jednakowe, wskutek czego ładunek przestrzenny jest bliski zera.

Rozważając uproszczony przypadek idealnej plazmy łatwo zrozumieć, że przepływ może być w sposób ciągły przyspieszany i zwalniany — co wynika z przyspieszenia gazu przez siły elektromagnetyczne. Drugim zjawiskiem wynikłym ze współdziałania przepływu z siłami elektromagnetycznymi jest zjawisko skurczu strumienia gorącej plazmy przez pole magnetyczne, co jest wykorzystane w silnikach plazmowych. Trzecim ważnym zjawiskiem będzie opływ plazmy wokół statku kosmicznego. Z bardzo złożonego rozwiązania układu równań przypadku dwuwymiarowego opływu w jednorodnym strumieniu przy działaniu zewnętrznego pola magnetycznego wynika, że opływ może być podobny do zagadnień zwykłej gazodynamiki lub może się znacznie różnić.

W zwykłej gazodynamice rozchodzenie się małych zakłóceń falowych o nieskończenie małych amplitudach jest ściśle związane z charakterystyką równań różniczkowych dających linie Macha. W tym przypadku zakłócenia rozprzestrzeniają się w stożku Macha (rys. 9). Na zewnątrz stożka nie ma zakłóceń —

wg Karmana obszar ten nazywa się obszarem ciszy. Rysunek pokazuje te obszary dla prędkości dźwięku i dla prędkości naddźwiękowej. Sytuacja jest bardziej skomplikowana w MGD. Rozpatrzmy analogiczny uproszczony przypadek rozchodzenia się zakłóceń.



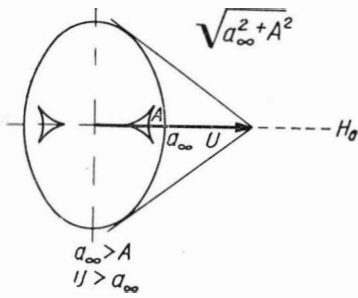
10. Diagram Friedricha — zakłóceńowych fal magneto-gazo-dynamicznych

Ruch fal MGD można przedstawić za pomocą diagramu Friedricha (rys. 10). Pierwszy rodzaj diagramu jest hodografem prędkości rozchodzenia się fal na płaszczyźnie. Na rysunku odcięta jest kierunkiem magnetycznego pola  $B$ ,  $a$  jest prędkością dźwięku przy braku zjawisk MGD, natomiast  $A$  jest prędkością fal Alfvena (fala magneto-gazo-dynamiczna w płynie nieskończenie o nieskończenie dużej przewodności). Jak widać z wykresu będącego wynikiem rozwiązania układów równań, istnieją tu trzy rodzaje fal: szybkie, poprzeczne i wolne. Oznaczając prędkości rozchodzenia się fal:  $C_f$  — prędkich,  $C_t$  — poprzecznych,  $C_s$  — wolnych, można napisać:

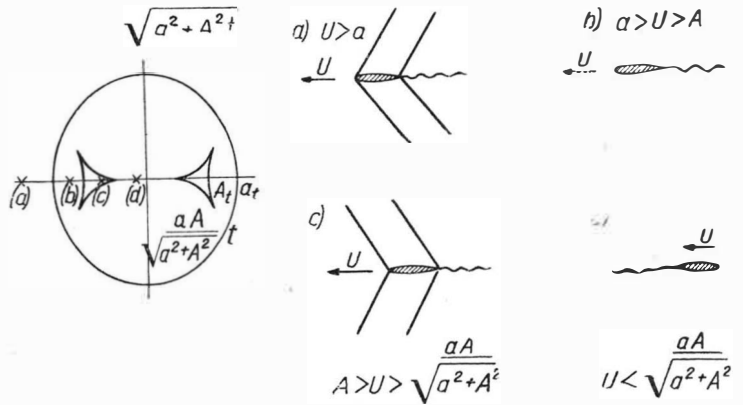
$$C_f \cong a \cong C_s \quad C_f \cong A_n \cong C_s \quad C_t = A_n$$

Drugi rodzaj wykresów Friedricha przedstawia obraz rozchodzenia się fal wytworzonych przez punkt zakłócający poruszający się z określoną prędkością. Prędkość  $U$  jest skierowana zgodnie z polem magnetycznym. Impulsy składają się z dwóch rozchodzących się śladów fal magnetoakustycznych: zewnętrznego od szybkich fal i wewnętrznego od wolnych (rys. 11). Z tego wykresu można określić fale wytworzone przez ciało w ustalonym przepływie w trzech wariantach: a) przypadek współkierunkowy, gdy występuje jeden rodzaj fal, b) przypadek bardziej ogólny, gdzie przepływ jednorodny tworzy skończony kąt z jednorodnym polem magnetycznym, gdy występują dwa rodzaje fal i wreszcie c) przypadek, gdzie pola są poprzeczne. Rys. 12 pokazuje przypadek pola współkierunkowego przy różnych prędkościach względem prędkości dźwięku  $a$  i prędkości Alfvena  $A$ . Wykres dotyczy ruchu smukłego ciała. Gdy  $U > a > A$  (rys. 12a) opływ przebiega podobnie jak w zwykłej gazodynamice, to znaczy linie  $Ma$  odchylone są do tyłu i ślad wirowy jest za ciałem. Wewnątrz linii Macha oczywiście mieszczą się tak jak w zwykłej gazodynamice zamiast kół odpowiednie elipsy i wewnętrzne krzywe. Gdy  $a > U > A$  (rys. 12b) — przypadek poddźwiękowy, opływ też jest podobny do zwykłej gazodynamiki, gdzie nie ma linii Macha i ślad jest za ciałem. Dla przypadku  $A > U > a \cdot A / \sqrt{(a^2 + A^2)}$  linie Macha odchylają się do przodu, odwrotnie niż w zwykłej gazodynamice, lecz ślad jest za ciałem.

Wreszcie dla  $U < a \cdot A / \sqrt{a^2 + A^2}$  — ślad jest przed ciałem. Zjawiska te są faktami matematycznymi, lecz trudno je uzyskać w „czystej” formie w warunkach



11. Obraz fali magneto-gazodynamicznej przed punktem zakłócającym



12. Strugi opływu — fale i ślady wirowe dla różnych zakręśłów prędkości

fizycznych. Pewien postęp dają prace Searsa i Reslera, jednak niezbędne są jeszcze liczne badania do wyjaśnienia wszystkich zjawisk magnetogazodynamiki.

### Aerodynamika gazów rozrzedzonych

Na dużych wysokościach atmosfera jest tak rozrzedzona, że nie można jej traktować jako ośrodek ciągły. Parametry gazu i przepływu zależą tu od swobodnych ruchów cząsteczek i rozważanie dynamiki przepływu jest możliwe tylko na podstawie kinetycznej teorii gazów. Ogólnie ruch gazów podzielono, jak to już wspomniano na początku, na cztery zakresy w zależności od liczby Knudsena — wynikającej ze stosunku swobodnej drogi bezkolizyjnej cząsteczki do charakterystycznego wymiaru przelatującego statku, satelity czy samolotu. Można wprowadzić zależność pomiędzy liczbami podobieństwa: liczbą Macha, Reynoldsa i Knudsena. Określając współczynnik lepkości w zależności od gęstości gazu, średniej drogi swobodnej i średniej prędkości cząsteczki można

13. Podział obszarów różnych rodzajów aerodynamiki wg liczby Knudsena

stwierdzić, że  $K_n \sim M/\sqrt{Re}$ . Wykres (rys. 13) przedstawia podział na poszczególne obszary w zależności od liczby Knudsena, Reynoldsa i Macha. Rozróżniamy więc obszar gazodynamiki „zwykłej” A, obszar przepływu poślizgowego B, obszar przejściowy C i wreszcie obszar przepływu wolnych molekuł D.

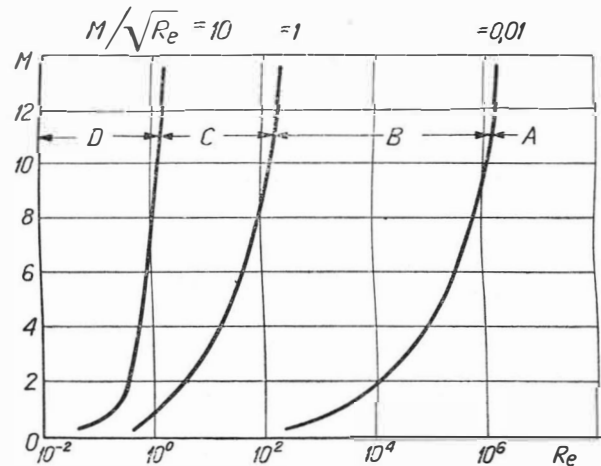
Liepman łącząc liczby podobieństwa wyprowadza zależność, że przepływ w gazach rozrzedzonych zależy od parametru  $Re/M^2$  i dzieli dynamikę przepływów w zależności od tego stosunku na trzy obszary (rys. 14) podzielone wartościami  $Re/M^2 = 0,01$  i  $Re/M^2 = 100$ . Jak widzimy, na wykresie rozróżnia on obszar konwencjonalnej gazodynamiki, obszar przejściowy i obszar przepływu wolnych molekuł. Opływ w tym ostatnim obszarze opiera się na kinetycznej teorii gazów. Wychodzi ona z założenia, iż cząsteczki gazu poruszają się bezładnie, a wskutek dużych wzajemnych odległości działają na siebie krótko i tylko w czasie bezpośredniego zderzenia; pomiędzy poszczególnymi zderzeniami cząsteczki poruszają się ze stałą prędko-

ścią. Według teorii Newtona cząsteczki uderzają w powierzchnię elementu statku pod kątem  $\alpha$  i odbijają się podobnie jak piłka. Ciśnienie na element równa

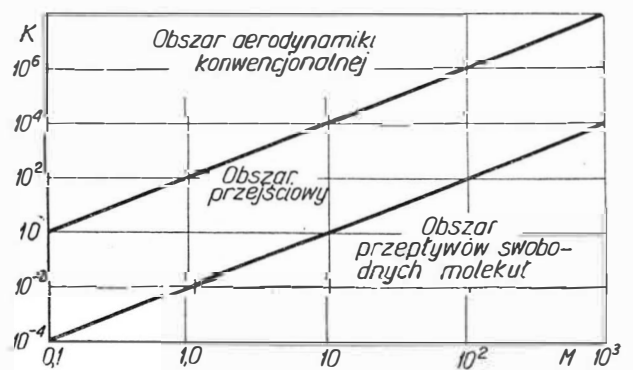
się ilości ruchu cząsteczki razy zmiana składowej normalnej prędkości. Powstaje z tego Newtonowskie prawo sinusów kwadratowych:

$$\Delta p/q = (2 \text{ lub } 4) \sin^2 \alpha.$$

Można stąd określić aerodynamiczne składowe ciśnienia. Z istoty odbić wynika, że za ciałem ciśnienie jest równe zero (dla dużej liczby  $M$ ). Płyta ustawiona normalnie do strugi cząsteczek ma współczynnik oporu

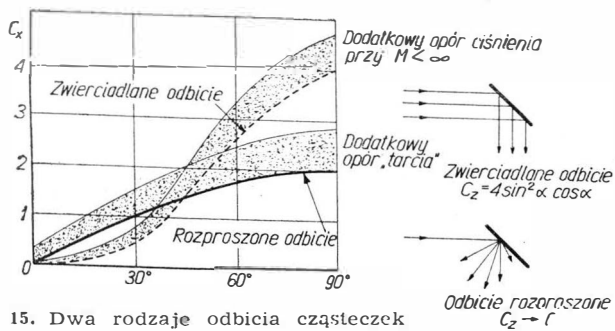


między 2 i 4; kula 1—2. Współczynnik oporu stożków, graniastostupów lub klinów zależy od kąta rozwarcia. W przepływie wolnych molekuł występują dwa różne rodzaje odbicia molekuł od powierzchni statku kosmicznego (rys. 14). Odbicie może być „zwierciadlane”, co oznacza, że cząsteczki elastycznie odbi-



14. Podział wg Liepmana





15. Dwa rodzaje odbicia cząsteczek

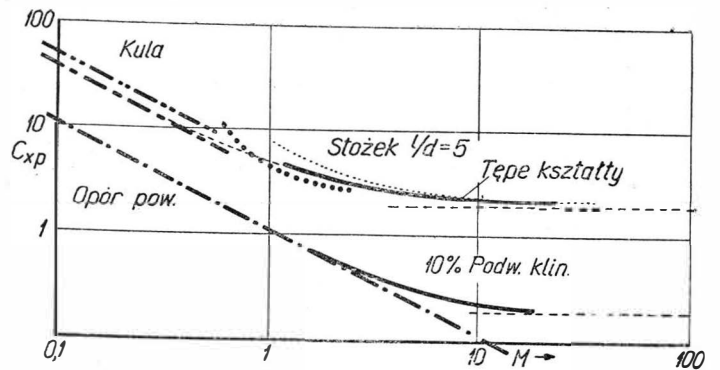
16. Zmiany oporu w przepływie molekularnym

jają się od powierzchni lub może też być „rozproszony” — oznaczające, że molekuly są „zatrzymane” na krótki czas w porach powierzchni, następnie wypuszczone bez żadnego związku od właściwego kierunku ruchu. Zmiany oporu różnych kształtów w przepływie molekularnym przedstawia wykres w zależności od rosnącej liczby Macha (rys. 16). Musimy tu pamiętać, że cząsteczki mają własny ruch oscylujący, przy czym średnia prędkość molekularna jest proporcjonalna do prędkości dźwięku. Tępe kształty, jak kula czy cylinder, mają praktycznie taki sam „rozproszony” współczynnik oporu w przepływie poprzecznym jak płyta o tej samej powierzchni czołowej. Różnice wskutek oporu powierzchniowego mieszczą się w granicach kilku procent.

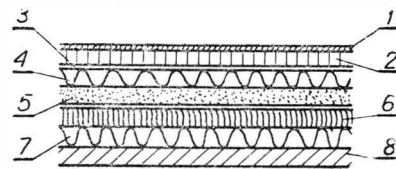
W przeciwieństwie do warunków konwencjonalnej aerodynamiki nie istnieje żaden kształt „opływowy” w przepływie wolnych molekuł. Powierzchnia czołowa i powierzchnia opływana statku przelatującego przez warstwy rozrzedzonej atmosfery musi być mała dla uzyskania minimalnego oporu.

Statek kosmiczny w czasie startu w atmosferze Ziemi czy innej planety mającej atmosferę będzie przelatywał przez zakresy wszystkich omawianych wyżej „aerodynamik”. Tor jego jest w tej fazie lotu starannie sterowany niż powrót, jednakże powierzchnia musi też być chroniona przed grzaniem gazodynamicznym, tym bardziej że niesie on ogromną masę paliwa. Odbija się to na strukturze warstw ochronnych, co widać na przykładzie konstrukcji ścianek statku Apollo (rys. 17).

Powrót do atmosfery sprawia więcej trudności. Jest rzeczą jasną, że im bliżej powierzchni planety, tym gęstość i ciśnienie atmosfery wzrastają, a więc opór rośnie. Z rys. 18 widać, że prędkość początkowo maleje wolniej — następują wtedy dwa ważne zjawiska: największe grzanie gazodynamiczne i największe obciążenie konstrukcji od ciśnienia dynamicznego atmosfery. Faza wejścia w atmosferę zaznacza się w swej końcowej części szybkim spadkiem prędkości przy opadaniu. Przy krytycznej wysokości zaczynają siły oporu równoważyć się z siłami grawitacji — prędkość zaczyna maleć wolniej i jednostajnie. Punkt załamania, oznaczający koniec fazy wejścia i początek fazy końcowej, ma duże znaczenie. Gdy leży on dość wysoko — oznacza powolny spadek prędkości. Powstaje obawa, że zderzenie z powierzchnią nastąpi przy zbyt dużej prędkości i statek czy próbnik ulegnie zniszczeniu. Trzeba więc zastosować dodatkowe hamowanie. Należy jednak pamiętać o różnicach ciśnienia, które przy po-

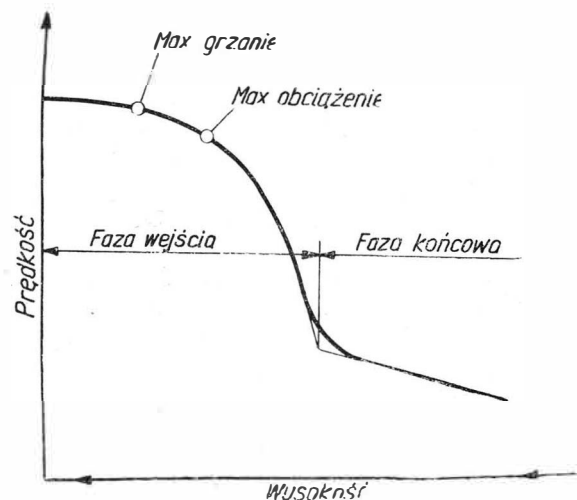


wierzchni wynosi dla Marsa 10 milibarów, dla Ziemi około 1000 milibarów, a dla Wenus — 2000—3000 mi-



17. Warstwy pokrycia kabiny Apollo:

1 — materiał ablacyjny startowy, 2 — warstwa rozdzielająca, komórkowa, 3 — pokrycie przeciwciepne odbijające promieniowanie, 4 — zewnętrzna izolacja chroniąca materiał ablacyjny powrotu przed szkodliwością wychłodzenia w czasie lotu kosmicznego, 5 — warstwa ablacyjna powrotu — działa ona przy powrocie do atmosfery (trzy pierwsze uległy przedtem zniszczeniu), 6 — pod warstwą ablacyjną — pośrednia usztywniająca, 7 — wewnętrzna izolacja chroni od wypromieniowania ze środka statku w czasie lotu kosmicznego, 8 — wewnętrzna warstwa ciśnieniowa — przekładkowa konstrukcja z aluminium



18. Przebieg wejścia w atmosferę

libarów. Widać stąd, że dla Wenus punkt załamania będzie leżał znacznie wyżej niż dla Marsa i ciśnienie dynamiczne dla Wenus będzie znacznie większe.

### Literatura

1. Karman T.: „From Low Speed Aerodynamics To Astronautics”, 1963.
2. Patterson G. N.: „Molecular Flow of Gases”, 1956.
3. Hoerner S. F.: „Aerodynamic Drag”, 1951.
4. Subotowicz M.: „Astronautyka”.
5. Goldberg A. i inni: „Seeing the Near Wake During Re-entry”, Astr. Aeron. 1965.
6. Kotanchik J. N.: „Manned Spacecraft Material Problems”, Astr. Aeron. 1964.
7. „Słownik terminologii mechaniki klasycznej — Mechanika płynów”. 1965.

## Obciążenia zmęczeniowe wałów korbowych silników lotniczych

Ciągle wzrastające wymagania odnośnie osiągnięć współczesnych lotniczych silników tłokowych powodują również wzrost obciążeń działających na wszystkie elementy konstrukcyjne silnika, a zwłaszcza na jego wał korbowy. Dlatego też wał korbowy powinien być poddany możliwie precyzyjnym obliczeniom wytrzymałościowym z uwzględnieniem osiągnięć współczesnej nauki i techniki. Dokładne obliczenia wytrzymałościowe podstawowych części silnika, do których należy przede wszystkim wał korbowy, umożliwiając osiągnięcie dużej trwałości silnika jako całości i uzyskanie minimalnego ciężaru konstrukcji.

Wał korbowy jest bez wątpienia najbardziej obciążonym, w sensie zmęczeniowym, elementem konstrukcyjnym silnika tłokowego. Obciążenia wału korbowego mają charakter silnie zmienny, nie tylko w zależności od obciążenia silnika w danej chwili, ale i w zależności od położenia wykorbienia wyrażonego kątem obrotu  $\alpha$ . Obciążenia te są periodycznie zmiennie w cyklu pracy silnika wynoszącym  $720^\circ$  dla silników czterosuwowych i  $360^\circ$  dla silników dwusuwowych (niezwykle rzadko stosowanych w lotnictwie, np. wysokoprężne silniki niemieckie Jumo 205 z okresu poprzedzającego drugą wojnę światową i angielskie Napier „Nomad” z okresu powojennego \*). Okres pulsacji obciążeń ulega zmniejszeniu w przypadku silników w układzie wielosuwowym i gwiazdowym, gdy jedno wykorbienie wału połączone jest z więcej niż jednym korbwodem. Oczywiście ta wielokrotna pulsacja obciążeń znajduje swoje odbicie w zmęczeniowych obliczeniach wytrzymałościowych,

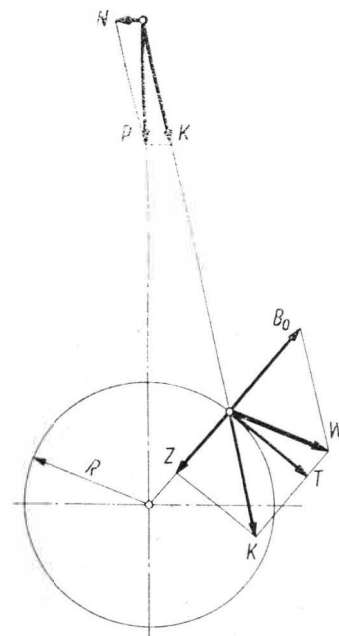
Niniejszy artykuł ma na celu przedstawienie sposobu wyznaczenia amplitudy obciążeń działających na wał, co umożliwi wyznaczenie amplitudy naprężeń w poszczególnych przekrojach wału. Przedstawiony sposób pozwala na wyznaczenie obciążeń nie tylko maksymalnych (co jest rzeczą na ogół znaną), ale i minimalnych w tym samym punkcie przekroju obciążonego, co stanowi pewną nowość proponowaną przez autora artykułu.

### Obciążenie wykorbienia

Każde wykorbienie wału korbowego silnika poddane jest działaniu złożonych obciążeń pochodzących od nacisku korbwodu siłą  $K$  oraz od siły odśrodkowej  $B_0$ . Schemat układu korbwodu wraz z siłami obciążającymi wykorbienie (pochodzącymi od jednego cylindra) pokazano na rys. 1. W przypadku większej liczby korbwodów połączonych z jednym wykorbieniem, jak np. w silnikach o układzie widlastym lub gwiazdowym, złożoność tego schematu odpowiednio się zwiększa, a siła składowa  $Z$  (działająca wzdłuż ramienia wykorbienia) oraz siła składowa  $T$  (działająca stycznie do łuku zataczanego przez czop korbwy) są siłami sumarycznymi pochodzącymi od wszystkich korbwodów. Obciążenia siłami  $Z$ ,  $T$  oraz  $B_0$  sumują się wzajemnie tworząc siłę wypadkową  $W$  obciążającą czopy wału korbowego naciskami oraz naprężeniami — głównie zginającymi. Ze względów czysto rachunkowych analizę obciążenia siłą  $W$  najwygodniej jest przeprowadzić poprzez analizę obciążenia siłami  $Z$  oraz  $T$ . Siła  $B_0$  jako stała danego silnika przy określonej prędkości obrotowej wału korbowego może być brana pod uwagę w obliczeniach zmęczeniowych dopiero w ostatniej fazie wyznaczania pulsacji obciążenia.

Rys. 2 przedstawia przebiegi zmian sił  $Z$  oraz  $T$  w funkcji kąta obrotu wału korbowego  $\alpha$  dla przypadku wykorbienia obciążonego siłami od jednego cylindra. Początek układu odpowiada warunkom zwrotu zewnętrznego początku suwu napełniania cylindra. Jak widać z tego wykresu, wykorbienie obciążone jest siłami o bardzo dużej amplitudzie pulsacji. Wartości maksymalne sił  $Z$  i  $T$  są względem siebie przesunięte w fazie (co jest wynikiem kinematyki układu korbwodu oraz przebiegu zmian sił masowych i gazowych w cylindrze silnika, oznaczonych

na rys. 1 wspólnie symbolem  $P$ ) i osiągają swoje wartości szczytowe raz na dwa obroty wału korbowego. W przypadku wykorbienia połączonego z korbwodami wielu cylindrów siły  $Z$  i  $T$  należy sumo-

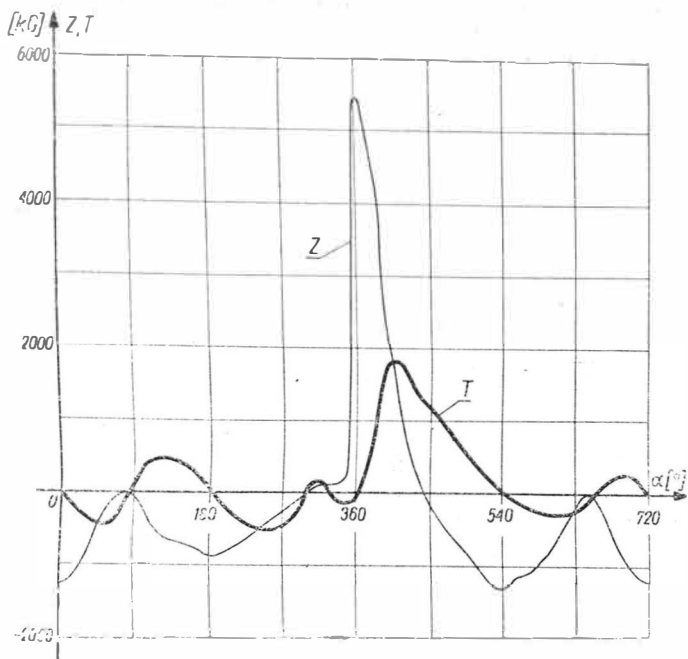


1

wać uwzględniając przesunięcia fazowe wynikające z kolejności pracy poszczególnych cylindrów.

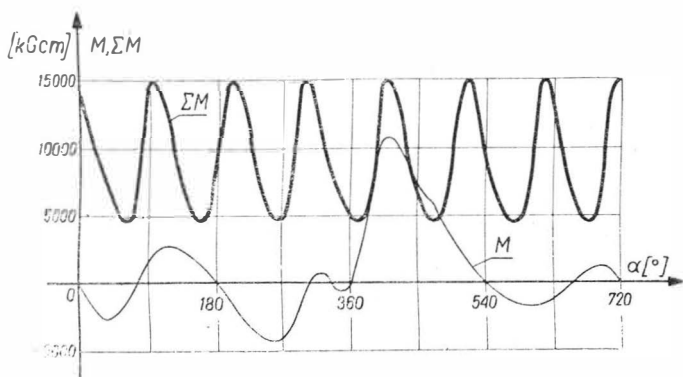
Wykorbienie, a przede wszystkim jego czop główny od strony końca wału, z którego odbierany jest moment obrotowy przez śmigło lub wirnik nośny śmigłowca, poddane jest również działaniu momentów

\*) Obecnie stosuje się silniki dwusuwowe Mc Culloch i Nelson do napędu latających celów i bezzałogowych samolotów rozpoznawczych — przyp. redakcji.



2

skręcających (obrotowych) przekazywanych od końca wału w kierunku miejsca odbioru momentu obrotowego. W przypadku silników szeregowych obciążenie to wymaga oddzielnych rozważań mających na



3

celu znalezienie wykorbienia poddanego skręcaniu o największej pulsacji i przeprowadzenia obliczeń wytrzymałościowych właśnie tego wykorbienia, jako najbardziej obciążonego. W silnikach gwiazdowych, zwłaszcza w układzie pojedynczym, pulsacyjne obciążenie momentem obrotowym wyznacza się na drodze prostego zsumowania momentów obrotowych od pojedynczych cylindrów. Rys. 3 przedstawia wykresy przebiegu momentu obrotowego od jednego cylindra ( $M$ ) oraz momentu sumarycznego ( $\sum M$ ) siedmiocylindrowego silnika gwiazdowego. Przy budowie tych wykresów (podobnie jak i na rys. 2, 5 i 7) posłużono się danymi silnika WN-3. Wykresy sporządzono dopuszczając pewne uproszczenie, polegające na pominięciu wpływu mimośrodowego zamocowania korbowodów przyczepnych do korbowodu głównego na kinematykę układu korbowego i przebiegi momentów obrotowych od poszczególnych cylindrów. Oczywiście, amplituda pulsacji sumarycznego momentu obrotowego  $\sum M$  jest tym mniejsza, im większa jest liczba cylindrów silnika. Zwrócić tu należy uwagę, że wyłączenie się z pracy jednego nawet cylindra powoduje znaczne powiększenie się amplitudy pulsacji momentu  $\sum M$ , jak i obciążeń siłami sumarycznymi

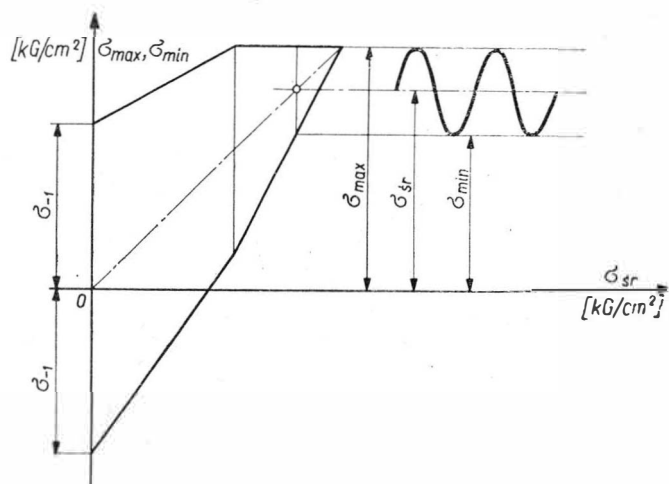
$\sum Z$  oraz  $\sum T$ . W obliczeniach zmęczeniowych bierze się naturalnie pod uwagę jedynie najczęściej występujące w okresie eksploatacji obciążenia pulsacyjne, tj. zazwyczaj warunki pracy silnika odpowiadające jego maksymalnej mocy trwałej. Chwilowe przeciążenia w warunkach mocy startowej nie decydują o wytrzymałości zmęczeniowej wału korbowego i innych elementów konstrukcyjnych silnika.

### Pulsacja obciążenia przyczyną zmęczenia

Materiały konstrukcyjne używane do budowy silników lotniczych, w tym także i wałów korbowych, są w stanie przenieść tym wyższe naprężenia, im ich wartości i kierunki działania ulegają mniejszym zmianom. Działanie zmiennych obciążeń na wał korbowy powoduje w miarę wzrostu ilości tych zmian obniżenie naprężeń granicznie dopuszczalnych ze względu na zmęczenie materiału. Na rys. 4 pokazano zależność ekstremalnych naprężeń, występujących w określonym elemencie konstrukcyjnym lub badanej próbce od naprężeń średnich. Obok podstawowego wykresu przytoczono przykład okresowej pulsacji naprężeń z oznaczeniem wartości ekstremalnych ( $\sigma_{\max}$  i  $\sigma_{\min}$ ) oraz wartości średniej  $\sigma_{\text{sr}}$ . Naprężenia  $\sigma_{-1}$  oznaczają graniczne naprężenia zmęczeniowe próbki poddanej obustronnemu obciążeniu symetrycznemu, tj. takiemu jakiemu poddaje się próbki na maszynie do badań zmęczeniowych.

Na rys. 4 zestawiono wykresy przebiegów zmęczeniowych naprężeń normalnych. Według analogicznych praw i zależności przebiegają naprężenia styczne.

Na wartość dopuszczalnych naprężeń zmęczeniowych wpływa nie tylko ilość zmian tych obciążeń, jakim poddany jest element konstrukcyjny czy próbka (praktycznie po przekroczeniu liczby zmian równej  $10^7$  naprężenia dopuszczalne nie ulegają dalszemu spadkowi\*), ale również cały szereg czynników konstrukcyjnych o efekcie karbu, jak np. kształt konstrukcji, gładkość powierzchni, rodzaj stosowanej



4

obróbki mechanicznej i cieplnej (przede wszystkim powierzchniowej) itd.

Na podstawie znanych naprężeń ekstremalnych i średnich występujących w najbardziej obciążonym punkcie obliczanego przekroju wału korbowego, np.

\*) Dotyczy to elementów wykonanych ze stali — przyp. red.

czopa korbowego czy głównego, oraz charakterystyk zmęzeniowych materiału można wyznaczyć zmęczeniowe współczynniki bezpieczeństwa dla warunku zginania i oddzielnie dla warunku skręcania.

Zmęczeniowy współczynnik bezpieczeństwa na zginanie można wyznaczyć z zależności:

$$n_o = \frac{\sigma_{-1}}{\frac{k_\sigma}{2\varepsilon_\sigma} (\sigma_{\max} - \sigma_{\min}) + \alpha_o \sigma_{sr}}$$

Zmęczeniowy współczynnik bezpieczeństwa na skręcanie można wyznaczyć z podobnej zależności:

$$n_\tau = \frac{\tau_{-1}}{\frac{k_\tau}{2\varepsilon_\tau} (\tau_{\max} - \tau_{\min}) + \alpha_\tau \tau_{sr}}$$

gdzie w obydwóch zależnościach:

$\varepsilon_\sigma, \varepsilon_\tau$  — współczynnik skali, pozwalający na porównanie wytrzymałości zmęczeniowej czopa wału korbowego w stosunku do wytrzymałości zbadanej próbki. Współczynnik ten dla elementów konstrukcyjnych o przekrojach kołowych zależy głównie od ich średnicy zewnętrznej. Dla najczęściej stosowanych zakresów średnic czopów wałów korbowych współczynniki te wynoszą od 0,6 do 0,7. Dolna granica odpowiada większym wymiarom średnic,

$k_\sigma, k_\tau$  — współczynnik koncentracji naprężeń zależny od gładkości powierzchni, średnicy otworu doprowadzającego olej z wnętrza wału do powierzchni czopa itd. Dla czopów o dużej gładkości i łagodnym stępieniu krawędzi otworu wartość tych współczynników waha się średnio w granicach od 2,2 do 2,4,

$\alpha_o, \alpha_\tau$  — współczynniki zależne od charakterystyk wytrzymałościowych materiału. Dla stali stosowanych na wały korbowe zawierają się one w następujących granicach:

$$\alpha_o = 0,12 - 0,16 \quad \alpha_\tau = 0,05 - 0,10$$

Na podstawie obliczonych współczynników bezpieczeństwa na zginanie  $n$  oraz  $n_\tau$  oblicza się całkowity zmęczeniowy współczynnik bezpieczeństwa z następującej zależności:

$$n_\Sigma = \frac{n_\tau}{\sqrt{1 + \left(\frac{n_\tau}{n_\sigma}\right)^2}}$$

Wartość tego współczynnika jest bardzo zróżnicowana i zależy od typów konstrukcyjnych silników. W czopach korbowych silników szeregowych wynosi on przeciętnie  $\sim 1,3$  w czopach głównych  $\sim 1,9 \div 2,5$  w ramionach wykorbień osiąga wartości zaledwie  $\sim 1,2$ . W wałach korbowych silników gwiazdowych, które są poddane obciążeniom o częstszej pulsacji, a także i o większych wartościach maksymalnych, co stwarza konieczność sztywniejszego konstruowania wału, wartości tych współczynników są większe i średnio wynoszą: w czopach korbowych  $\sim 2,8$ , w czopach głównych  $\sim 3,2$ , a w ramionach wykorbień wynoszą  $\sim 2,5$ .

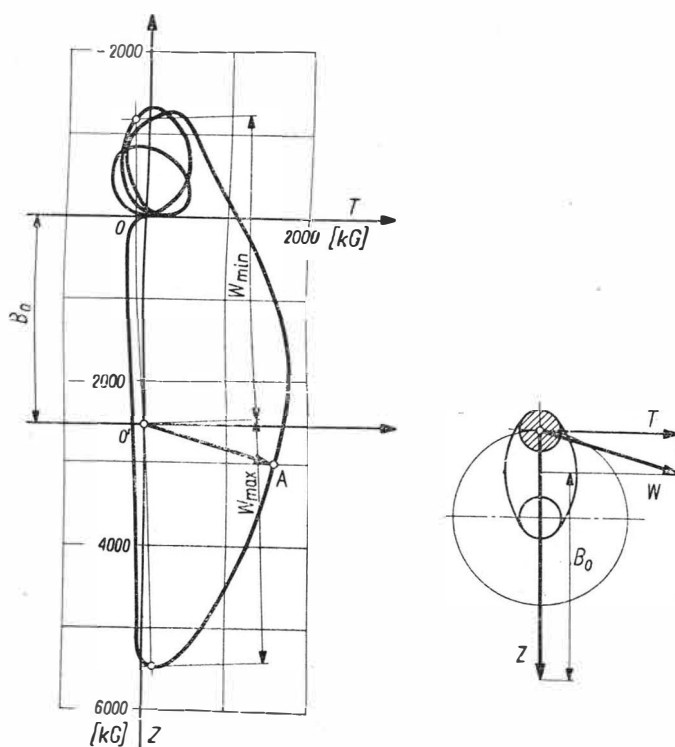
Wyznaczenie zmęczeniowych współczynników bezpieczeństwa w ramionach wykorbień wymaga znajomości

wartości współczynników koncentracji naprężeń  $k_\sigma$  i  $k_\tau$ , które są zależne przede wszystkim od wielkości promienia zaokrąglenia przejścia między czopami a ramieniem wykorbiecia i od kształtu samego ramienia.

Obliczenie wytrzymałości zmęczeniowej wymaga, jak to widać z przytoczonych zależności, znajomości naprężeń ekstremalnych w obliczonym elemencie konstrukcyjnym.

### Wyznaczanie obciążeń ekstremalnych

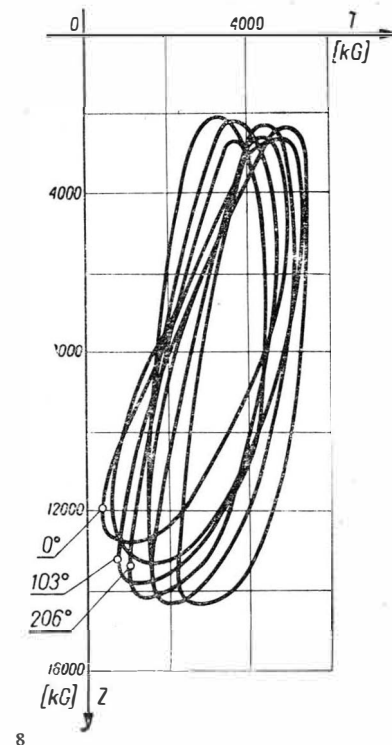
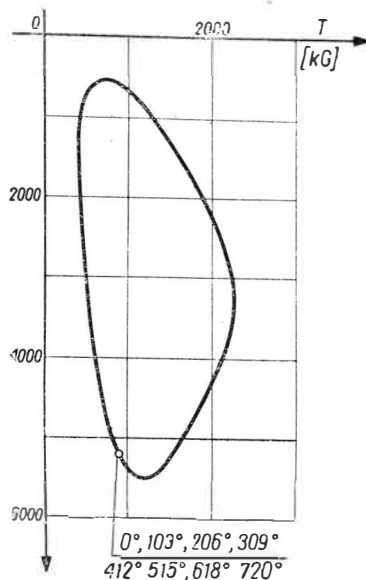
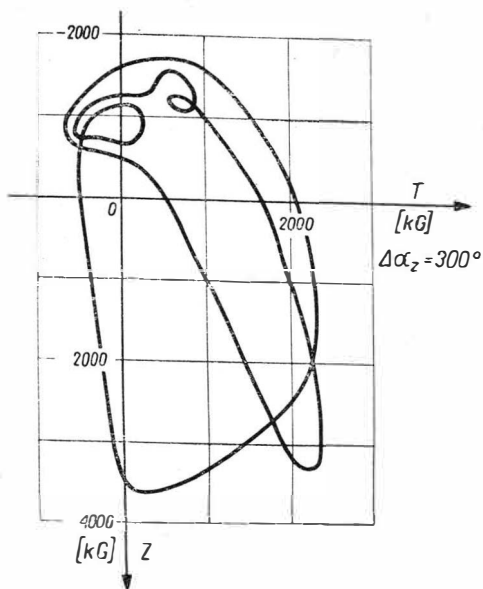
Podstawowym warunkiem przeprowadzenia wytrzymałościowych obliczeń zmęczeniowych jest znajomość obciążeń ekstremalnych powodujących powstanie w określonym punkcie przekroju obliczanego w pewnych warunkach obciążenia naprężeń maksymalnych, a w innych warunkach — naprężeń minimalnych. Oczywiście, dla obciążeń zginających punktem obliczeniowym musi być punkt poddany działaniu naprężeń o największej amplitudzie pulsacji, gdyż amplituda ta w największym stopniu obniża zmęczeniowy współczynnik bezpieczeństwa na zginanie  $n_o$ . Naprężenia skręcające w jednakowym stopniu obciążają



5

wszystkie punkty przekroju obliczanego, a wyznaczenie ich nie nastręcza większych trudności, jeśli znane jest obciążenie obliczanego wykorbiecia przenoszonym momentem obrotowym (np. rys. 3 przedstawia obciążenie momentem obrotowym wału korbowego siedmiocylinrowego silnika gwiazdowego).

W celu wyznaczenia ekstremalnych obciążeń zginających wał korbowy można posłużyć się wykresami o charakterze biegunowym siły wypadkowej  $W$ , zaznaczonej na rys. 1. Biegunowy wykres siły  $W$  łatwo jest sporządzić w oparciu o uprzednio obliczone dla każdego położenia wykorbiecia siły  $Z$  i  $T$ , których przebiegi od jednego cylindra pokazano na



rys. 2. Właściwy obraz obciążenia można uzyskać na podstawie wykresu siły  $W$ . Wykres siły  $W$  (wyrażony we współrzędnych sił  $Z$  i  $T$ ) pochodzącej od jednego cylindra przedstawia rys. 5. Wykresy tego typu są powszechnie stosowane w celu opracowania wykresów zużycia czopa korbowego i określenia miejsca w czopie na otwór doprowadzający olej do łożyska. Proponowane zastosowanie wykresu  $W = \bar{Z}(T)$  pozwala na wyznaczenie punktu na czopie poddanego naprężeniom o największej amplitudzie pod działaniem siły  $W_{\max}$  oraz  $W_{\min}$ . Rysunek znajdujący się obok wykresu (rys. 5) wyjaśnia, jak można uwzględnić działanie siły odśrodkowej  $B_0$  od masy stopy korbowodu, masy czopa korbowego oraz mas ramion wykorbienia, obciążającej obliczane wykorbienie. Zaznaczony na wykresie wektor łączący początek układu  $0'$  z punktem  $A$  na krzywej odpowiada rozkładowi sił na rysunku obok. Działanie sił odśrodkowych  $B_0$  powoduje przesunięcie początku układu z punktu  $0$  do punktu  $0'$ . Obecność ewentualnych przeciwciezarów spowoduje przesunięcie początku układu w kierunku przeciwnym. Siły ekstremalne, obciążające wykorbienie, wyznacza się graficznie dla prostej przechodzącej przez początek układu i przecinającej krzywą przebiegu siły  $W$  w punktach najbardziej od siebie oddalonych. W przypadku silnika jednoszeregowego, czterosuwowego pełny okres zmiany obciążeń wynosi w zasadzie  $720^\circ$ , jeśli pominąć pulsację zapisaną jako kilkakrotną pętlę powyżej punktu  $0$  na wykresie (rys. 5).

Na rys. 6 pokazano wykres przebiegu siły  $W$  dla wykorbienia silnika z widlastym układem cylindrów o przesunięciu fazowym suwu pracy obydwóch cylindrów wynoszącym  $\Delta\alpha = 300^\circ$ . Wykres nie obejmuje wpływu sił odśrodkowych i nie zaznaczono na nim obciążeń ekstremalnych. Należy zwrócić tu uwagę, że liczba zmian obciążeń w cyklu pracy silnika uległa podwojeniu, co może mieć pewne znaczenie i wpływ na trwałość wału korbowego w przypadku dużych naprężeń i małych zmęczeniowych współczynników bezpieczeństwa.

Rys. 7 przedstawia wykres przebiegu zmian sił  $W$  działających na wał korbowy siedmiocylindrowego silnika gwiazdowego z pominięciem wpływu mimośrodowych przesunięć punktów zamocowania korbowodów przyczepnych do korbowodu głównego. Do budowy tego wykresu posłużyły dane silnika WN-3. Rys. 8 przedstawia przebiegi obciążeń wału siłami  $W$  siedmiocylindrowego silnika średniej mocy z uwzględnieniem mimośrodowego zamocowania korbowodów przyczepnych. Poszczególne pętle wykresu zostały świadomie zniekształcone, aby Czytelnik mógł je na wykresie analizować oddzielnie. Liczba zmian obciążeń w cyklu pracy silnika jest siedmiokrotnie wyższa w porównaniu z obciążeniem wykorbienia silnika jednocylindrowego lub jednoszeregowego. Ta wielokrotna zmiana obciążeń zmusza do stosowania stosunkowo dużych zmęczeniowych współczynników bezpieczeństwa w celu uzyskania dostatecznie dużej trwałości konstrukcji.

Na zakończenie należy podkreślić wpływ właściwego doboru zasadniczego kształtu wału korbowego, metod jego wykonania (w silnikach samochodowych stosuje się niekiedy odlewanie wałów korbowych), obróbki wiórowej i cieplnej na wytrzymałość zmęczeniową. Istotny wpływ na wytrzymałość zmęczeniową ma również rodzaj powierzchniowej obróbki cieplnej i wygładzającej.

## Literatura

- M. Maslennikov i M. Rapiport: „Авиационные поршневого двигателя”, Оборонгиз, Moskwa, 1951.
- A. Zaikin i inni: „Авиационные двигатели”, Оборонгиз, Moskwa, 1941.
- P. Ortow: „Konstrukcja авиационных двигателей”, Оборонгиз, Moskwa, 1940.
- W. Moszyński: „Części maszyn”, WNT, Warszawa, 1956.
- S. Serensen i inni: „Динамика и прочност колечатых валов”, Изд. Ак. Nauk, Moskwa, 1948.

## Zagadnienie konstrukcji i badań nadajnika przepływomierza turbinowego

*Artykuł niniejszy omawia ogólne cechy charakterystyczne przepływomierzy turbinowych i zagadnienie konstrukcyjne zasadniczych elementów nadajnika, jak korpus, łożyska, wirnik turbinki oraz kierownice. Podana jest metodyka związana z określaniem współczynnika przepływu, oporu hydraulicznego i stałej czasowej nadajnika oraz metodyka badań resursu nadajnika. Ponadto podano szereg wyników z prób i badań nadajników przepływomierzy turbinowych wykonanych w Ośrodku Osprzętu Instytutu Lotnictwa.*

Zagadnienie pomiaru natężenia przepływu, zarówno w układach naziemnych jak i w obiektach latających, mimo opracowania i stosowania szeregu metod pomiarowych jest sprawą stwarzającą niekiedy znaczne trudności. Każda z metod pomiarowych posiada zalety i wady. Dotychczas nie opracowano metody, która byłaby w pełni uniwersalna i nadawała się do zastosowania w każdym przypadku. Zagadnienie doboru metody pomiarowej w zależności od wymagań stawianych urządzeniu jest sprawą istotną. Dąży się do stosowania układu pomiarowego prostego, taniego i nie nastroczającego kłopotów w eksploatacji. Czynniki, które decydują o wyborze metody pomiarowej, są między innymi: a) dopuszczalny opór hydrauliczny nadajnika, b) dokładność pomiaru, c) zakres pomiarowy, d) rodzaj czynnika przepływającego, e) warunki przepływu z chwilą uszkodzenia elementu pomiarowego nadajnika, f) warunki pracy nadajnika jak również i układu pomiarowego określone takimi parametrami, jak ciśnienie, temperatura, przyspieszenie, promieniowanie itp., g) dostępne źródła zasilania, h) stała czasowa układu pomiarowego, i) trwałość całego urządzenia.

Znajomość tych parametrów pozwala użytkownikowi na wybór metody pomiarowej, bądź też umożliwia konstruktorowi wybór metody, która umożliwi spełnienie postawionych wymagań przez zaprojektowane urządzenie. Najczęściej spełnienie wszystkich warunków jest bardzo trudne lub wręcz niemożliwe i konieczny staje się kompromis, przy czym dąży się do spełnienia wymagań podstawowych, rezygnując z ubocznych. Celem niniejszego artykułu jest zapoznanie czytelników z zagadnieniami konstrukcji i badań przepływomierzy turbinowych.

### Konstrukcja

Przepływomierze turbinowe należą obecnie do najbardziej rozpowszechnionych. Stosowane są najczęściej do pomiaru odległościowego. Układ pomiarowy składa się zwykle z nadajnika, przekształtnika lub przelicznika elektronowego i wskaźnika magnetoelektrycznego lub cyfrowego. W przypadku zapisu przebiegów szybkozmiennych sygnał z przekształtnika jest bezpośrednio wprowadzany na oscylograf pętlicowy lub katodowy. Pomiar sumarycznej ilości przepływającej cieczy dokonuje się za pomocą dzielników mechanicznych lub elektronicznych i układów zliczających.

Nadajnik przepływomierza jest turbinką osiową, której prędkość kątowna jest proporcjonalna do natężenia przepływu cieczy. Elementem przekształcającym prędkość kątowną turbinki na sygnał elektryczny są najczęściej mikrogeneratory prądu zmiennego, jakkolwiek stosowane są również fotoelementy, układy ze źródłem promieniowania jonizującego itp.

Przepływomierz turbinowy z racji zasady swego działania służy do pomiaru natężenia przepływu objętościowego (lub sumy przepływającej cieczy w jednostkach objętości). Stosowane są wprawdzie układy korekcyjne uwzględniające zmianę gęstości i wówczas wskazania przepływomierza turbinowego podawane są bezpośrednio w jednostkach ciężarowych. W takich przypadkach wydaje się korzystniejsze stosowanie przepływomierzy masowych, to jest takich, których zasadą działania oparta jest na pomiarze masowego natężenia przepływu. Stosunek mierzonego natężenia przepływu maksymalnego do minimalnego dla przepływomierzy turbinowych waha się w granicach 20÷5. Błąd pomiaru wynosi 0,3÷2,5%, zależnie od przyjętego układu pomiarowego. Klasa 0,3 odnosi się do pomiaru cyfrowego, to jest układu zliczającego w określonej jednostce czasu, np. w 1 sekundzie liczbę impulsów nadajnika i uwzględniającego jego stałą (liczba impulsów nadajnika odpowiadająca jednemu litrowi przepływającej cieczy), tak że wynik wskazywany przez licznik podaje bezpośrednio natężenie objętościowe przepływu. Klasa 1,5÷2,5 odnosi się do pomiaru natężenia przepływu za pomocą wskaźnika wychyłowego. Różnice w dokładności pomiaru obu metod wynikają z tego, że przy stosowaniu mierników cyfrowych na błąd pomiaru ma w zasadzie wpływ tylko dokładność nadajnika i częstotliwość jego sygnału. W drugim przypadku uwzględnić należy błąd przekształtnika i wskaźnika magnetoelektrycznego. Układ z przekształtnikiem i wskaźnikiem wychyłowym mimo większego błędu pomiarowego również znajduje powszechne zastosowanie, ponieważ jest znacznie tańszy od układu cyfrowego i pozwala na zapis oscylograficzny przebiegów przejściowych, jak również nadaje się do zastosowania w układzie zamkniętym regulacji. Szczegółowe dane i charakterystyki nadajników przepływomierzy turbinowych produkowanych przez różne firmy podane są w tablicy.

Opór hydrauliczny nadajnika zależny jest od natężenia przepływu i dla jego maksymalnej wartości

waha się w granicach  $0,03 \div 0,5$  kG/cm<sup>2</sup> zależnie od przeznaczenia nadajnika. Przy pomiarach przemysłowych ciągłych w celu ograniczenia strat energii stosuje się nadajniki o małym oporze hydraulicznym, rzędu  $0,03 \div 0,15$  kG/cm<sup>2</sup>. Do pomiarów procesów szybkozmennych, a więc mających zastosowanie w pracach doświadczalnych, w związku z wymaganiem małej wartości stałej czasowej stosuje się nadajniki o większym oporze hydraulicznym, rzędu  $0,2 \div 0,5$  kG/cm<sup>2</sup>. Warto zauważyć, że mała wartość stałej czasowej wiąże się między innymi z dużą prędkością przepływu cieczy przez turbinę, co daje w wyniku duży opór hydrauliczny nadajnika.

Dużą zaletą przepływomierza turbinowego jest nieprzerwany przepływ cieczy przez nadajnik z chwilą uszkodzenia elementu pomiarowego. Uszkodzenie elementu pomiarowego powoduje jedynie zwiększenie oporu hydraulicznego nadajnika, przy czym wzrost tego oporu może być określony. Jeżeli jest on podany konstruktorowi w fazie projektowania nadajnika, to projektujący może zachować wartość oporu przez odpowiednie zaprojektowanie geometrii turbinki. Ma to szczególne znaczenie dla obiektów latających, gdzie nawet chwilowa przerwa w dopływie paliwa może spowodować zgaśnięcie silnika. W okresie startu lub lądowania samolotu tego rodzaju awaria może spowodować jego katastrofę.

Przepływomierze turbinowe stosowane są w zasadzie do pomiaru natężenia przepływu i sumarycznej objętości przepływającej cieczy jednofazowej. Pęcherze powietrza w cieczy zakłócają pracę nadajnika, wprowadzając jego dodatkowy błąd, co zostało stwierdzone w czasie prac laboratoryjnych prowadzonych w Instytucie Lotnictwa. Firma de Havilland-Pottermeter przeprowadziła próby zastosowania swoich przepływomierzy turbinowych do pomiaru natężenia przepływu cieczy z wtrąceniami stałymi. Uzyskano zadowalające wyniki, przy czym producent zastrzega się, że wtrącenia muszą być mniejsze od prześwitu między łopatkami i nie mogą niszczyć łopatek na drodze erozji.

Przepływomierze turbinowe mogą być stosowane do pomiaru cieczy, których lepkość nie przekracza  $1^{\circ}\text{E}$ . Wahania lepkości w tym zakresie nie wpływają na zmianę dokładności nadajnika. Przy cieczach o większej lepkości konieczne jest termostatowanie cieczy mierzonej, przy czym nadajnik musi być przeskalowany w warunkach odpowiadających jego późniejszej pracy.

Nadajniki przepływomierzy turbinowych budowane są do pracy w zakresie ciśnień do 400 kG/cm<sup>2</sup> i temperatur od  $-200^{\circ}\text{C}$  do  $+500^{\circ}\text{C}$ . Są to oczywiście konstrukcje specjalne wymagające odpowiednich materiałów. Czas pracy nadajników zależnie od przeznaczenia waha się od kilkunastu czy też kilkudziesięciu godzin [1] do 5000 godzin [8]. Podane wartości dotyczą odpowiednio przepływomierzy o małej bezwładności i małej wartości stałej czasowej oraz przepływomierzy przemysłowych. Czas pracy nadajników jest niewystarczający dla wielu gałęzi przemysłu, w których przeglądy i ewentualna wymiana sprzętu pomiarowego przeprowadzane są nie częściej aniżeli raz do roku. Jedynie firma de Havilland produkuje przepływomierze o trzyletnim okresie eksploatacji.

Natężenia przepływu mierzone obecnie produkowanymi przepływomierzami turbinowymi zawierają się w granicach 6 l/godz. do 270 000 l/godz. [1].

Jednym z istotnych parametrów przepływomierza turbinowego jest stała czasowa.

Analityczne wyrażenie dla stałej czasowej nadajnika [1, 9] ma dla danej konstrukcji następującą postać

$$\tau = \frac{K}{Q}$$

gdzie:

$\tau$  — stała czasowa,

$K$  — stała charakterystyczna dla danej konstrukcji uwzględniająca ciężar właściwy mierzonej cieczy,

$Q$  — objętościowe natężenie przepływu.

Ponieważ:

$$Q = F \cdot v$$

gdzie:

$F$  — powierzchnia swobodnego przepływu przez turbinę,

$v$  — prędkość osiowa cieczy przepływającej przez turbinę,

można stwierdzić, że stała czasowa jest odwrotnie proporcjonalna do prędkości przepływu cieczy przez turbinę.

Opór hydrauliczny nadajnika wyraża się wzorem [9]:

$$\Delta p = \zeta_1 \frac{\gamma}{2g} v^2$$

gdzie:

$\Delta p$  — opór hydrauliczny nadajnika,

$\zeta_1$  — współczynnik oporu hydraulicznego,

$\gamma$  — ciężar właściwy przepływającej cieczy,

$g$  — przyspieszenie ziemskie.

Analizując powyższe wzory staje się oczywiste, dlaczego nadajniki o małej bezwładności charakteryzują się dużym oporem hydraulicznym. Stała czasowa tego typu nadajników dla górnej wartości natężenia przepływu waha się w granicach  $1 \div 15$  m/sek. Dla nadajników przemysłowych wartość stałej czasowej jest wyższa. Stała czasowa przekształtnika elektronicznego jest zwykle rzędu  $20 \div 40$  msek.

Po podaniu ogólnych własności nadajników przepływomierzy turbinowych omówione zostaną zagadnienia związane z konstrukcją poszczególnych zespołów nadajnika.

1. *Korpus*. Wykonywany jest najczęściej z duraluminium; do pracy przy dużych ciśnieniach ze stali niemagnetycznej kwasoodpornej. Połączenie korpusu z rurociągiem o małych wymiarach i dużym ciśnieniu wykonywane jest jako złącze gwintowe. Przy dużych wymiarach nadajników i niższych ciśnieniach stosuje się złącze kołnierzowe.

2. *Łożyskowanie*. Wirniki nadajników łożyskowane są tocznie lub ślizgowo. Konstrukcje z łożyskami tocznymi tworzą nieliczną grupę. Spowodowane jest to stosunkowo dużym momentem tarcia łożysk tocznych, dużymi ich wymiarami pozwalającymi na stosowanie tego typu łożysk tylko do nadajników do większych natężeń przepływu oraz wrażliwością tego rodzaju łożyskowania na zanieczyszczenia cieczy przepływającej. Zanieczyszczenia powodują zwiększenie momentu tarcia łożysk, a w związku z czym występuje zacinanie się wirnika, a nawet może wystąpić jego zablokowanie. Ponadto łożyska toczne mają ograni-

Dane i charakterystyki produkowanych nadajników przepięwomierny

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	
Wytwórcia lub symbol nadajnika	Zakres nominalnych nadajników (mm)	Zakres mierzonych dla średnicy nominalnej (l/godz)	Maksymalne ciśnienie robocze (kg/cm <sup>2</sup> )	Zakres temperatur pracy (°C)	Rodzaj mierzonej cieczy	Liczba impulsów na 1 liter	Spadek ciśnienia wydatku maksymalnego (kg/cm <sup>2</sup> )	Wymagania instalacyjne	Błąd wskazań (%)	Czas pracy	Powtarzalność (%)	Odchylenie od liniowości (%)	Stata czasowa (m/sek)	Dokładność przy pulsacji	Uwagi	
De Havilland LDT (Anglia)	5 mm — 55 cm mniejsze od 5 mm dostępne w USA	5 mm — 340 l/godz. (wyd. maks.) 55 cm — 13 500 l/godz. (wyd. maks.)	400	50 — 350 na żądanie szerzyszy zakres	rodzaj mierzonej cieczy	5 mm — 2000 18 mm — 62,5 200 mm — 0,4	0,24; może być zmniejszony na żądanie	10 średnic prostej rury na wlocie; 5 średnic prostej rury na wylocie	+0,3 przy odczycie cyfrowym ±1,5 dla wskaźnika wychyłowego	3 lata między przeglądami	± 0,1	± 0,5	< 10	praca w toku		
Elliott (Anglia)	12 mm — 75 mm 10 — 20 cm wkrótce dostępne	12 mm — 66 — 600 l/godz	do 36 mm — 160 wyżej 16 — 46	200 — 160 wkrótce do +500	rodzaj mierzonej cieczy	12 mm — 3140 18 mm — 765 75 mm — 16,7	0,03 — 0,36 zależnie od warunków nadajnika	6 średnic prostej rury na wlocie	+0,5 przy odczycie cyfrowym ±1,5 dla wskaźnika wychyłowego	5000 godz. między przeglądami	± 0,15	± 0,5	< 10			
Integral LDT (Anglia)	9 — 250 mm typów nadajników	9 mm — 660 l/godz (wyd. maks.)	320	-180 — 250	rodzaj mierzonej cieczy	9 mm — 710 18 mm — 555 lub 890 250 mm — 0,89		specjalna przestrona na wlocie 1 średnica rury prostej na wylocie	+0,3 przy odczycie cyfrowym ±1,5 dla wskaźnika wychyłowego	zmiana łóżysko-wania co 1000 godz.		± 0,25	1	do 100 Hz		
Meterflow LDT (Anglia)	5 mm — 40 cm 18 typów nadajników	5 mm — 6,0 l/godz (wyd. min.)	do 50 mm — 240 połączenia skrzynkowe	-200 — 150 specjalne do 400	rodzaj mierzonej cieczy	5 mm — 26700 18 mm — 445 40 cm — 0,67	0,16	0 — 10 średnic prostej rury na wlocie	0,3 przy odczycie cyfrowym ±1,5 dla wskaźnika wychyłowego	2000 — 5000 godz. do wymiany łożysk	± 0,1	± 0,25	20	2% gdy amplituda pulsacji wynosi 10% zakresu mierzonego przy 50 Hz		
DR-2B (ZSRR)	4 mm	12 — 120	250	do +60	rodzaj mierzonej cieczy		0,5		± 0,5	czas pracy ograniczony			3 — 30			
DRM (ZSRR)	10 mm	300 — 3000	80	-60 — 60	rodzaj mierzonej cieczy	0,3	0,25 (0,4 **)		± 1	500 godz. gwarantowany			10			
RTS-16 (ZSRR)	42 mm	1200 — 19 000	9	-60 — 60	rodzaj mierzonej cieczy				± 1,7 nadajnik ± 2,5 kom-plet						lotniczy sumujący	
RTMS (ZSRR)		200 — 1600 540 — 5400	5	-60 — 60	rodzaj mierzonej cieczy	2 0,56	0,25 (0,4 **) 0,25 (0,4 **)		2,3	500 godz. gwarantacji					lotniczy	
Simmonds Aerocseries LDT (Anglia)	12 mm — 100 mm 6 typów nadajników	12 mm — 450 l/godz. (wyd. maks.) 100 mm — 270 000 l/godz. (wyd. maks.)			rodzaj mierzonej cieczy		0,06 (0,1 — 0,21 **)									lotniczy
Firth Cleveland Instruments LDT	19 mm — 38 mm 4 typy nadajników	19 mm — 800 — 4800 l/godz. 38 mm — 2700 — 30 000 l/godz.	140 połączenia skrzynkowe 42 połączenia kołnierzowe	-200 — 160 wyko-nanie specjalne do +500	rodzaj mierzonej cieczy	19 mm — 785 25 mm — 340 32 mm — 175 38 mm — 117	0,25 0,4		1							



1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16
WSK — Grochów EPS-2	20 mm	200÷1200	5	-60÷50	paliwa lotnicze	1	0,02/0,05		2 w kom- plecie	400 godz. gwarancji					lotniczy sumujący
Instytut Lotnic- twa EPZ-1	20 mm	400÷3000	5	-40÷50	paliwa lotnicze	360	0,1/0,3 **)		2,5 w kom- plecie						lotniczy
Instytut PMB-300 Lotnictwa PMB-600 PMB-1500 PMB-6000	10 mm 20 mm 20 mm 20 mm	30÷300 60÷600 150÷1500 600÷6000	150	-60÷50	pochodne nafty	12 000 6000 2400 600	0,28		2,5 w kom- plecie				12÷126 *) 6÷60 *) 4÷27 *) 2÷22 *)		lotniczy
Faure-Herman (Francja)		200÷2000 720÷7200		+60	paliwa lotnicze	64	0,80/0,3 **)		3						lotniczy

\*) Obliczona analitycznie.

\*\*) Dla zablokowanego wirnika.

zione zastosowanie w porównaniu ze ślizgowymi ze względu na korozję.

Jako łożyska ślizgowe stosowane są kamienie łożyskowe, tulejki teflonowe i tulejki grafitowe. Najmniejsze opory tarcia uzyskuje się przy zastosowaniu na łożyska teflonu, który może być stosowany do pracy w temperaturach do 250° a nawet 300 °C. Łożyska grafitowe stosowane są do konstrukcji przeznaczonych do pracy w wyższych temperaturach. Wadą tych łożysk jest stosunkowo szybkie wycieranie się grafitu. W Instytucie Lotnictwa wykonano konstrukcje nadajników z kamieniami łożyskowymi i łożyskami teflonowymi. Nadajnik EPS-2 [10] wyposażony w kamienie łożyskowe przepracował w czasie prób około 1000 godzin, przy czym nie stwierdzono wyraźnych śladów zużycia czopów i kamieni, chociaż warunki próby były ciężkie; nadajnik bowiem poddawany był w całym okresie próby przeciążeniu wibracyjnemu odpowiadającemu 4 g. Prędkość obrotowa wirnika w tym typie nadajnika nie przekraczała wartości 700 obr/min. Próba zastosowania kamieni łożyskowych w nadajnikach małej bezwładności typu PMB [11] wypadła niepomyślnie. Mianowicie po przekroczeniu pewnej wartości prędkości obrotowej rzędu 5÷7 tys. obr/min wirnik wpadał w drgania i nie podwyższał swojej prędkości obrotowej mimo zwiększenia natężenia przepływu. Przeciwnie, prędkość obrotowa malała, aby następnie wzrosnąć do wartości krytycznej, przy której występowały drgania; tego rodzaju wahania powtarzały się okresowo. Zastosowanie łożysk teflonowych wyeliminowało tę wadę. Prędkość obrotowa była wprost proporcjonalna do natężenia przepływu w całym zakresie pomiarowym. Próbę prowadzono do wartości prędkości obrotowej około 25 000 obr/min, znacznie przekraczającej prędkość obrotową odpowiadającą górnej wartości nominalnego natężenia przepływu dla badanego nadajnika. Drgania wirnika nie wystąpiły w całym zakresie natężeń przepływu.

3. *Wirnik turbinki.* Wykonywany jest najczęściej w kształcie wielozwojnego płaskiego gwintu o dużym skoku, którego odcinek tworzy wirnik turbinki. Kształt linii śrubowej jest łatwy do wykonania technologicznego, a kinematycznie ma tę zaletę, że rozkład prędkości dla poszczególnych promieni łopatki pozwala zachować poprawny liniowy rozkład prędkości obwodowych wzdłuż wysokości łopatki. Liczba łopatek i ich kąt zaklinowania podyktowane są warunkiem uzyskania odpowiedniej częstotliwości sygnału przy założeniu, że promień wierzchołków i stóp łopatek określony został z warunku dopuszczalnego oporu hydraulicznego nadajnika przy poprawnie pracującej turbince. Kąt zaklinowania łopatek ma wpływ na stosunek  $\frac{z_3}{z_1}$  dla danego nadajnika, to jest na stosunek oporu hydraulicznego nadajnika przy zahamowanym, uszkodzonym wirniku, do oporu hydraulicznego nadajnika w czasie normalnej pracy. Warunek ten jest o tyle istotny, że opór hydrauliczny uszkodzonego nadajnika może być również objęty wymaganiami zamawiającego.

Przy konstrukcji nadajników przepływomierzy o małej inercji należy dążyć do minimalnego momentu bezwładności wirnika turbinki, minimalnego promienia stóp łopatek, przy czym stosunek promienia wierzchołków łopatek do promienia ich stóp powinien

być teoretycznie bliski jedności i określany z wartości podanego oporu hydraulicznego nadajnika. Liczba łopatek jak również ich cięciwa powinny być możliwie małe [12].

Wirniki budowane są w trzech zasadniczych układach: a) z materiału magnetycznego, przy czym każda łopatka indukuje impuls w cewce umieszczonej na rdzeniu magnetycznym; b) wirnik turbinki wykonany jest z materiału magnetycznego, przy czym wewnątrz niego umieszczony jest magnes stały polaryzujący wirnik w kierunku podłużnym; c) wirnik wykonany jest z tworzywa sztucznego lub stopu lekkiego i najczęściej w jednej z łopatek zaprasowany jest magnes stały.

W przypadku b) impulsy indukowane są w cewce umieszczonej na rdzeniu permalojowym przez każdą łopatkę; w przypadku c) uzyskiwany jest jeden impuls na jeden obrót wirnika turbinki.

Rozwiązanie a) stosowane jest w konstrukcjach firmy Fisher-Potter-Company oraz w nadajnikach wykonywanych w Instytucie Lotnictwa. Rozwiązanie b) stosuje w swoich konstrukcjach między innymi firma de Havilland. Firma francuska Faure-Herman buduje nadajniki oparte na zasadzie c).

Nadajniki typów a) i b) charakteryzują się większym momentem bezwładności dla tych samych wymiarów wirników turbin i dużą częstotliwością sygnału w porównaniu z rozwiązaniem c). Niemniej utrzymanie identycznej amplitudy dla wszystkich łopatek jest w zasadzie niemożliwe [5, 11], ze względu na wpływ wykonywania grubości łopatek z pewną tolerancją, różne własności magnetyczne poszczególnych łopatek itp. W badaniach prowadzonych w Instytucie Lotnictwa stwierdzono, że amplituda poszczególnych impulsów różni się między sobą w granicach około 10% w stosunku do wartości średniej. Taka wartość odchylenia nie miała wpływu na pracę układu pomiarowego. Większe wahania, rzędu 25% do 50%, jak stwierdzono, mogą powodować nieprawidłową pracę układu elektronicznego, ze względu na reagowanie układu tylko na impulsy o większej amplitudzie.

Jak już wspomniano, rozwiązanie firmy Faure-Herman pozwala na zmniejszenie momentu bezwładności wirnika turbinki. Maksymalna częstotliwość lotniczego nadajnika produkcji Faure-Herman wynosi 90 Hz.

W zasadzie przyjętymi częstotliwościami sygnału nadajnika [14], odpowiadającymi górnej wartości pomiarowej natężenia przepływu, są wielkości 400, 600 i 2000 Hz, jakkolwiek niektóre wytwórnie stosują częstotliwości 1200 i 2400 Hz. Górna nominalna wartość pomiarowa nadajnika jest zwykle o 10% niższa od rzeczywistej dopuszczalnej. Wiaże się to odpowiednio z wartościami częstotliwości odpowiadającej nominalnej wartości natężenia przepływu dla danego typu nadajnika. W konstrukcjach Instytutu Lotnictwa przyjęto częstotliwość 1000 Hz, która odpowiada górnej granicy pomiarowej nadajnika.

Przy przepływie cieczy przez nadajnik na wirnik turbinki działa siła poosiowa zgodna z kierunkiem przepływu. Siła ta, wywołana oporem hydraulicznym turbinki, powoduje szybsze zużywanie się łożyska oporowego i czopa wirnika turbinki od strony wylotu. W celu zmniejszenia wielkości tej siły lub nawet całkowitego jej wyeliminowania niektóre firmy,

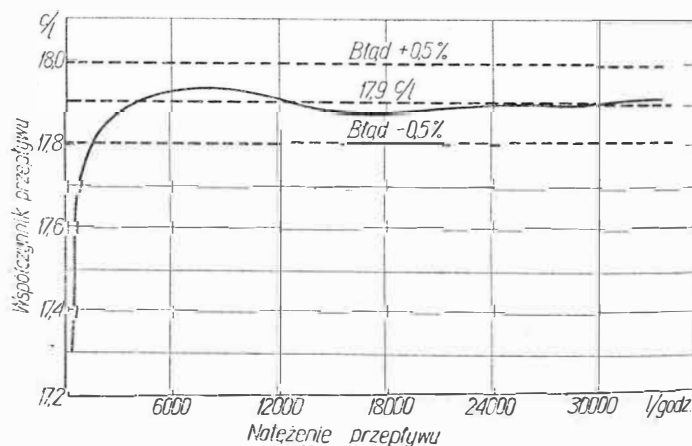
np. de Havilland, stosują wirniki turbin o specjalnym kształcie pozwalającym na hydrauliczną kompensację siły poosiowej. W Ośrodku Osprzętu Instytutu Lotnictwa przeprowadzono próbę określenia współczynnika oporu hydraulicznego dla samego wirnika turbinki przepływomierza EPS-2 [11]. Określenie tego współczynnika pozwala na przybliżone obliczenie siły osiowej działającej na turbinkę dla poszczególnych prędkości przepływu cieczy przez nadajnik.

W celu usunięcia łożyskowania, które jest najsłabszym elementem nadajnika, prowadzone są prace nad turbinowym nadajnikiem bezłożyskowym [1, 11]. Prace w tym kierunku prowadzone są również w Ośrodku Osprzętu Instytutu Lotnictwa z pozytywnymi rezultatami. Pewną trudność w tym układzie następcza przekazywanie sygnału z wirnika turbinki.

4. *Kierownice.* Kierownice stosowane są w celu ograniczenia wpływu rurociągu na pracę nadajnika. Mimo stosowania kierownic wpływ rurociągu jest zauważalny [8] i w związku z tym niektóre firmy podają wymagania odnośnie prostego odcinka rurociągu przed i za nadajnikiem. W konstrukcji przepływomierza EPS-2 [10] opracowanej w Ośrodku Osprzętu Instytutu Lotnictwa zastosowano kierownice o nastawnym kącie łopatek. Pozwoliły one w czasie wzorcowania nadajnika na skompensowanie wykonawczych błędów warsztatowych.

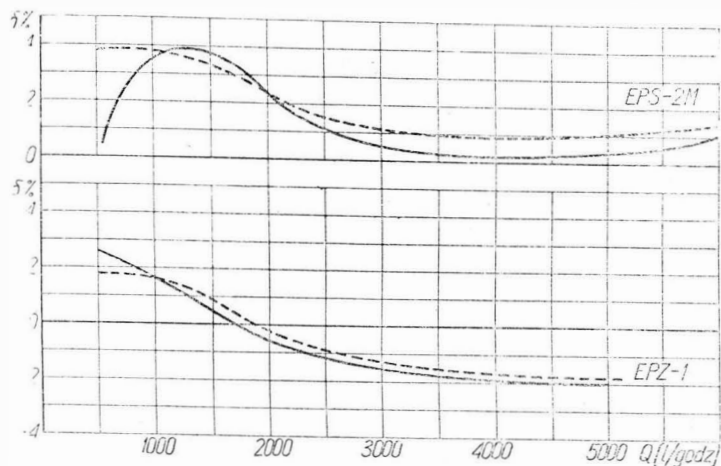
## Badania przepływomierzy

*Określenie współczynnika przepływu.* Współczynnik przepływu jest liczbą określającą ilość impulsów sygnału nadajnika przypadającą na jednostkę objętości przepływającej cieczy. Teoretycznie współczynnik ten powinien być wielkością stałą. W rzeczywistości wartość jego waha się nieznacznie. Odchylenia współczynnika przepływu od średniej jego wartości określają klasę niedokładności nadajnika w zakresie pomiarowym przewidzianym dla danego nadajnika. Współczynnik przepływu określany jest w następujący sposób: określona objętość cieczy przepompowana jest przy ustalonej wielkości natężenia przepływu przez badany nadajnik, przy czym liczba impulsów nadajnika odpowiadająca ustalonej wartości objętości zliczana jest najczęściej licznikiem elektronicznym. Pomiar przeprowadzony może być z bardzo dużą dokładnością, bowiem układ zliczający może być uruchamiany przy pomocy fotoelementów



1. Zależność współczynnika przepływu od natężenia przepływu dla nadajnika f-my de Havilland

sygnalizujących górny i dolny poziom określający przyjętą objętość pomiarową. W wyniku pomiarów przeprowadzonych dla różnych natężeń przepływu uzyskuje się wykres, którego przebieg podany jest na rys. 1. Korzystając z wykresu można określić za-



2. Wykres zmian współczynników przepływu w funkcji natężenia przepływu dla dwóch przebadanych nadajników typu EPZ-1 i dwóch nadajników EPS-2M

kres pomiarowy danego nadajnika, w którym błąd jego mieści się w założonej tolerancji. Należy oczywiście uwzględnić opór hydrauliczny nadajnika. Badania wpływu lepkości cieczy oraz ukształtowania rurociągu na pracę nadajnika przeprowadza się analogiczną metodą.

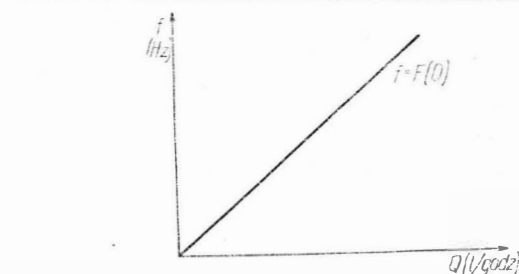
W Ośrodku Osprzętu Instytutu Lotnictwa określono charakterystyki dla dwóch typów nadajników sumujących opracowanych i wykonanych w IL: EPZ-1 [11] i EPS-2M. Podane są one na rys. 2. Jak wynika z przebiegu charakterystyk, geometria nadajników wymaga dalszego dopracowania w celu zapewnienia większej dokładności wskazań.

Stosowana jest również, jakkolwiek znacznie rzadziej, charakterystyka częstotliwości sygnału nadajnika w funkcji natężenia przepływu. Przykład teoretycznej charakterystyki  $f = F(Q)$  podany jest na rys. 3. Najczęściej charakterystykę tego rodzaju wykreśla się wychodząc ze znajomości wartości współczynnika przepływu określonego uprzednio omówioną metodą, dla poszczególnych natężeń przepływu, bowiem bezpośrednio jej zdjęcie na stoisku badawczym jest bardzo kłopotliwe ze względu na brak odpowiednich wzorców o regulowanej częstotliwości sygnału. W takim przypadku przeprowadza się porównanie częstotliwości badanego nadajnika z częstotliwością wzorca na oscyloskopie za pomocą figur Lissajoux. Charakterystyka  $f = F(Q)$  jest mniej przejrzysta, jeśli chodzi o określenie klasy niedokładności nadajnika, natomiast bezpośrednio podaje pasmo częstotliwości nadajnika w zakresie pomiarowym.

#### Określenie współczynnika oporu hydraulicznego

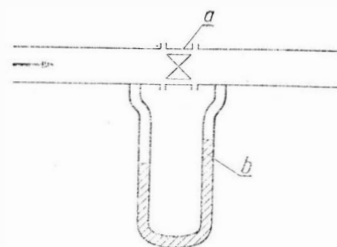
Współczynnik oporu hydraulicznego może być określony dla nadajnika przy różnych natężeniach przepływu: a) przy normalnej pracy turbinki, b) przy turbince zablokowanej, c) dla nadajnika bez pracującej turbinki, d) dla samej turbinki. Wstępne prace prowadzone w tym zakresie w Ośrodku Osprzętu Instytutu Lotnictwa pozwoliły na określenie tych współczynników [11], nie publikowanych w literaturze, za pomocą urządzenia pokazanego schematycznie na

rys. 4. Pomiar oporu hydraulicznego pozwolił na bezpośrednie określenie współczynników dla przypadków a, b i c. Określenie współczynnika oporu hydraulicznego dla nie pracującej turbinki przeprowadzone było w ten sposób, że normalną turbinkę



3. Teoretyczna charakterystyka nadajnika przepływomierza  $f = F(Q)$

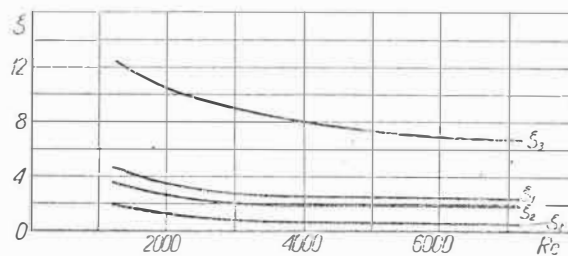
zastępowano turbinką z łopatkami o kącie natarcia równym zero (łopatki równoległe do osi obrotu turbinki), przy czym liczba łopatek była równa dla obu turbinek, w celu zachowania tej samej liczby Reyn-



4. Schemat urządzenia do pomiaru oporu hydraulicznego nadajnika:

a — badany nadajnik, b — manometr rtęciowy

nolda. Współczynnik oporu hydraulicznego dla samej pracującej turbinki uzyskano przez odjęcie od współczynnika dla całego nadajnika przy pracującej turbince współczynnika nadajnika przy turbince nie pracującej. Wykresy wartości współczynników w funkcji liczby Reynoldsa dla nadajnika EPS-2 podane są na rys. 5. Przeprowadzane uprzednio pomiary dla nadajnika EPN-20 o całkowicie odmiennej konstruk-



5. Zależność współczynników oporu hydraulicznego od liczby Reynoldsa dla nadajnika EPS-2:

$\xi_1$  — wsp. oporu hydraulicznego dla normalnie pracującego nadajnika,  $\xi_2$  — wsp. oporu hydraulicznego dla turbinki o prostych łopatkach,  $\xi_3$  — wsp. oporu hydraulicznego przy zahamowanym wirniku,  $\xi_4 = \xi_1 - \xi_2$  — wsp. oporu hydraulicznego dla wirnika nadajnika

cji [9] dały wyniki bardzo bliskie, mianowicie dla normalnie pracującego nadajnika  $\zeta_1 = 2,75$ , zaś dla nadajnika z zablokowaną turbinką  $\zeta_3 = 7,52$ . Należy zaznaczyć, że kąt zaklinowania łopatek w nadajniku EPZ-1 wynosił  $45^\circ$ , zaś w nadajniku EPN-20 był bliski tej wartości. Kąt zaklinowania łopatek ma wpływ na wartość współczynnika oporu hydraulicznego przy zablokowanej turbince.

Znajomość wartości współczynników dla nadajnika z normalnie pracującą i zablokowaną turbinką ma zasadnicze znaczenie dla konstruktora nadajników przepływomierzy. Pozwala ona na określenie podstawowych wielkości geometrycznych nadajnika przy uprzednio założonym jego oporze hydraulicznym, co zwykle ma miejsce w praktyce.

Współczynnik oporu hydraulicznego dla samej turbinki pozwala na określenie sprawności turbinki i mocy pobieranej przez układ pomiarowy. Wskazuje również na kierunek zmniejszenia oporu hydraulicznego nadajnika. Jak wynika z wykresu (rys. 5), zasadniczy wpływ na wielkość oporu ma ukształtowanie korpusu, końcówek wlotowej i wylotowej oraz stożków opływowych. Wpływ samej turbinki jest nieznaczny.

#### Określenie stałej czasowej

Określenie stałej czasowej nadajnika przeprowadzane jest laboratoryjnie przez uzyskanie odpowiedzi nadajnika na skok jednostkowy natężenia przepływu. Ponieważ zrealizowanie skoku jednostkowego natężenia przepływu cieczy jest niemożliwe, w odniesieniu do nadajników turbinowych stosuje się inną metodę, dającą wynik pomiaru analogiczny do wyniku, który byłby uzyskany przy realizacji skoku jednostkowego natężenia przepływu [2, 5]. Metoda ta polega na blokowaniu wirnika przy jednoczesnym utrzymywaniu stałego natężenia przepływu cieczy przez nadajnik. Zarówno układ blokujący wirnik jak i układ pomiarowy nadajnika połączone są do dwukanałowego oscylografu. Z chwilą odblokowania wirnika ma on początkowo prędkość obrotową równą zero, przy czym moment ten jest zanotowany na taśmie oscylografu, dzięki sygnałowi uzyskanemu z urządzenia blokującego. Celem uniknięcia zmiany natężenia przepływu wskutek zmiany oporu hydraulicznego nadajnika w związku z odblokowaniem wirnika, należy w obwodzie obiegu cieczy zastosować element o oporze hydraulicznym kilkakrotnie większym od oporu nadajnika. Wykres sygnału nadajnika w funkcji czasu pozwala na określenie jego stałej czasowej zależnie od wartości natężenia przepływu cieczy. Zapis oscylograficzny sygnału nadajnika jest łatwo czytelny, jeżeli *sem* sygnału jest proporcjonalna do natężenia przepływu. W przypadku, gdy korzysta się przy odczycie zapisu bezpośrednio z częstotliwości sygnału nadajnika, konieczne staje się zliczanie liczby impulsów nadajnika w określonych odcinkach czasu, zaznaczonych na taśmie oscylograficznej przez znacznik czasu i następnie wykreślenie na podstawie uzyskanych wyników krzywej odpowiedzi nadajnika na skok jednostkowy. Przy wyższych częstotliwościach sygnału nadajnika konieczne staje się stosowanie oscylografów o dużej prędkości przesuwu taśmy, w celu uzyskania czytelnych oscylogramów.

Ponieważ laboratoryjne określenie stałej czasowej nadajnika jest kłopotliwe, wielkość jej może być określona analitycznie [4; 6; 12].

Poniżej podany jest wzór na wartość stałej czasowej nadajnika turbinowego uzyskany na drodze analitycznej.

$$\tau = \frac{I}{K}$$

gdzie:

$I$  — moment bezwładności wirnika,

$$K = \frac{1}{2} \cdot \pi \cdot v \frac{\gamma}{g} (r_2^4 - r_1^4),$$

$\gamma$  — ciężar właściwy przepływającej cieczy,

$g$  — przyspieszenie ziemskie,

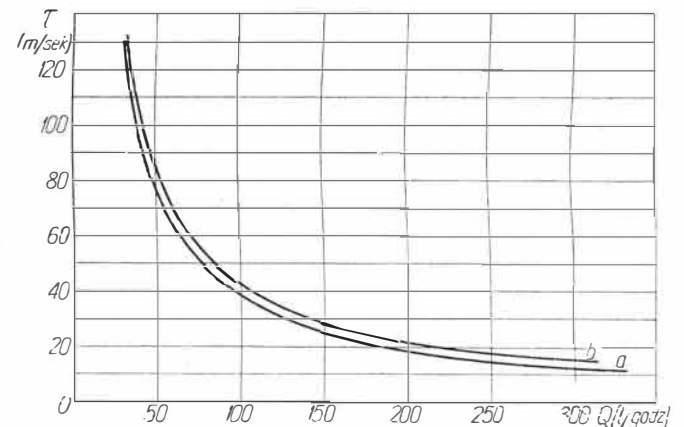
$v$  — prędkość osiowa cieczy przepływającej przez turbinkę odpowiadająca danemu natężeniu przepływu,

$r_2$  — promień zewnętrzny łopatek,

$r_1$  — promień podstawy łopatek.

Na rys. 6 podano wykresy stałej czasowej w funkcji natężenia przepływu określonej za pomocą wzoru proponowanego przez autora [12] krzywą *a* i za pomocą wzoru podanego w pracy Greya [4] (krzywa *b*). Wykres ten jest podany dla jednego z typów nadajników opracowanych i wykonanych w Ośrodku Osprzętu Instytutu Lotnictwa. Analogiczny charakter zależności uzyskano dla innych typów nadajników.

W oparciu o przeprowadzone przez Jebsona [6] porównanie wyników uzyskanych na drodze analitycznej z wynikami prób laboratoryjnych Higsona [5],



6. Wartość stałej czasowej w funkcji natężenia przepływu określona analitycznie:

*a* — wg wzoru proponowanego przez autora; *b* — wg wzoru Greya

należy stwierdzić, że wzór autora daje większą zgodność z wynikami prób aniżeli wzór proponowany przez Greya [6].

#### Określenie trwałości nadajnika

Badanie trwałości nadajnika powinno być prowadzone, o ile to jest tylko możliwe, przy parametrach i w warunkach odpowiadających parametrom i warunkom jego rzeczywistej eksploatacji. Urządzenie do badania resursu składa się najczęściej z pompy zapewniającej natężenie przepływu odpowiadające eksploatacyjnemu, zbiornika i filtra, czasem chłodnicy lub nagrzewnicy. Pompa pracuje w obiegu zamkniętym, w obwód którego zamontowany jest badany

nadajnik. Najkorzystniej jest używać do próby cieczy, która będzie czynnikiem przepływającym przez nadajnik w czasie eksploatacji. Jeżeli w warunkach normalnej eksploatacji występuje wibracja, podwyższona lub obniżona temperatura, to należy warunki te w miarę możliwości odwzorować za pomocą odpowiednich urządzeń. Próby prowadzone w ten sposób w Ośrodku Osprzętu Instytutu Lotnictwa [10, 11] nad opracowanymi prototypami pozwoliły na wcześniejsze wykrycie słabych konstrukcji i usunięcie ich przed wprowadzeniem prototypu do seryjnej produkcji i eksploatacji. Próby tego rodzaju są niewątpliwie kosztowne, niemniej pozwalają na uzyskanie materiału umożliwiającego ulepszenie istniejących rozwiązań konstrukcyjnych i ułatwiają opracowywanie nowych.

### Literatura

1. **Bosznjak L. L., Bizow L. N.:** „Izmierenje malich raschodow židkostiej”, Maszżiz 1961.
2. **Bosznjak L. L., Bizow L. N., Kaznaczejew B. A.:** „Eksperimentalnoje opriedelenje postojannoji wremieni krilczato-tachometriczskich preobrazowatelej raschodomierow”, Izmieritielnaja Technika, Nr 2, 1962, str. 58.
3. **Dedow H. R. H., Wilkie M. I.:** „Measurement of low fluid velocities”, Journal of Scientific Instruments, No 9, March 1961, str. 190.

4. **Grey I.:** „Transient response of the turbine flowmeters”, Jet Propulsion, vol. 26, No 2, 1956, str. 98—100.
5. **Higson D. I.:** „The Transient Performance of a turbine flowmeter in water”, Journal of Scientific Instruments, No 5, 1964, str. 317—320.
6. **Jebson P.:** „Transient response of a helical flowmeter”, J. Mech. Engng. Sci., 1964, No 4, str. 337—342.
7. **Katis G. P.:** „Elementy system awtomatyczsko-kontrolia niestacionarnych potokow”, Izdatielstwo Akademii Nauk SSSR, 1959.
8. **Myles D. I., Harrison P.:** „Turbine Flowmeters, Control”, June 1963.
9. **Seroka J.:** „Przeplomyerz napięciowy do pomiaru wydatku paliwa na samolocie”. Prace Instytutu Lotnictwa, nr 13, 1961.
10. **Seroka J.:** „Prace w zakresie budowy lotniczych przepływomierzy sumujących”. Prace Instytutu Lotnictwa, nr 16, 1962.
11. **Seroka J., Mysza K.:** „Pomiar wydatku cieczy”. Referat. Miernictwo dynamicznych wielkości mechanicznych. Instytut Lotnictwa 1964, str. 265—276.
12. **Seroka J.:** „Zagadnienie stałej czasowej nadajnika przepływomierzy turbinowego”. Prace Instytutu Lotnictwa (w druku).
13. **Wowczenko I.:** „Dynamiczeskije charakterystyki skorostnowo raschodomiera topliwa z wiertuszkoi. Awiacionnoje priborostrojieni i awtomatika”, wypusk 109, Oborongiz 1959.
14. **Yard I. S.:** „Characteristics and Uses of Turbine Flowmeters”. ISA, Journal, May 1959, str. 54—59.

## NOTATKI ZE



## SWIATA

## KRONIKA

■ Ostatni satelita meteorologiczny „Tiro” otrzymał nazwę „Essa-1”. W ramach realizacji programu NASA wystrzelono niedawno z przylądka Kennedy’ego następnego satelitę „Essa-2” (na orbitę odległą o 1385 km od Ziemi). Satelita wyposażony jest w 2 automatyczne kamery fotograficzne, przystosowane do transmitowania zdjęć na Ziemię. Zdjęcia odbierać będzie ok. 50 stacji amerykańskich i ok. 30 punktów zainstalowanych w różnych innych krajach. Obydwa satelity będą pracowały wspólnie.

■ W bieżącym roku zagaściła się sieć połączeń międzynarodowych. „Interflug” (NRD) uruchomił linię Berlin—Nikozja—Damaszek; KLM otworzył linię Budapeszt—Amsterdam—Nowy Jork oraz dwa połączenia Amsterdamu z Budapesztem: przez Wiedeń i Pragę. Ponadto powstały linie: Amsterdam—Leningrad i Budapeszt—Bombaj. „Aeroflot” połączył Leningrad z Rzymem. Rząd austriacki uzyskał pozwolenie na przeloty do Nowego Jorku i Waszyngtonu.

■ Szybowcowe Mistrzostwa Świata nie odbędą się w 1967 r. APRL nie mógł podjąć się organizacji Mistrzostw, gdyż dopiero za dwa lata ukończona zostanie budowa nowego internatu w Lesznie. Aeroklub Francji wycofał swoją kandydaturę z uwagi na brak rządowego poparcia finansowego.

■ Na VI Targach w Hanowerze (NRF), zorganizowanych przez Federalne Stowarzyszenie Niemieckiego Przemysłu Lotniczego i Astronautycznego, eksponowane były „Wilga” i „Foka”. W Targach wzięło udział 14 państw, wśród nich Czechosłowacja i Polska.

■ III Międzynarodowy Kongres Lotnictwa Rolniczego w Arnheim zgromadził rolniczy sprzęt z czterech krajów. Pokaz objął 7 typów samolotów i 5 — śmigłowców. Czesi wystawili „Cmelaka” (pod eksportową nazwą „Bumble Bee”); oficjalnie zapowiedziane „Gawron” i „Wilga-2c” nie przybyły na wystawę. Z uwagi na to, że wszystkie samoloty i śmigłowce wyposażone były w najno-

wocześniejsze urządzenia — pokaz można uznać za najbardziej aktualny przegląd techniki lotniczej w rolnictwie.

■ W Japonii przechodzi próby doświadczalny poduszkowiec rolniczy sterowany przez radio. Jest to walec o średnicy 3,65 m, wysokości 1,8 m, o ciężarze 160 kg i udźwigu — 60 kg. Próby wykazały wysoką skuteczność agrotechniczną poduszkowca na małych polach.

■ Aeroklub w Düsseldorfie (NRF) był organizatorem 2-tygodniowego „Rajdu Śródziemnomorskiego”. Trasa Rajdu przebiegała z Monachium przez Wenecję, Bari, Korfu, Ateny, Kretę, Kos, Cypr, Bejrut, Cypr, Rodos, Izmir, Saloniki, Bari, Rzym, Cannes — do Monachium.

■ „I Rajd Jezior i Zamków Karyntii” organizuje w dniach 17—24.IX.br. aeroklub Karyntii, pod patronatem Aeroklubu Austrii.

■ Lotniczka brytyjska, 38-letnia Sheila Scott, odbyła podróż dookoła świata w jednosilnikowym samolocie. Trasa lotu wiodła z Londynu poprzez Rzym, Ateny, Delhi do Australii, a dalej przez Honolulu do Ameryki Północnej i przez Azory, Lizbonę i z powrotem do Londynu. Długość trasy, pokonanej w 33 dni wynosiła 45 tys. km. Scott pobiła kibocy rekord światowy prędkości samolotu na trasie dookoła świata. Wynosi on obecnie 57 km na godzinę.

■ Amerykańska firma Technical Development Co Glenolden oferuje urządzenie „Turbomag”, służące do wczesnego (w przybliżeniu na 100 godz. przed zaistnieniem uszkodzenia) wykrywania awarii wysokoobrotowych sprężarek i turbin. Urządzenie stanowi zespół zaworów magnetycznych, rozmieszczonych w pewnych punktach instalacji olejowej silnika, przechwytyjących metalowe mikropoptyki. Pozytywną opinię o „Turbomagu” daje Rolls-Royce i użytkownicy silników tej firmy.

■ Czechosłowacja zamówiła w ZSRR odrzutowce Tu-134. Pierwsze dwa samo-

loty wejdą na linie w 1968 r., dalsze dziesięć — w 1969 roku. Przewidziana jest również dostawa samolotów nadźwiękowych Tu-144.

■ W Urzędzie Rady Ministrów odbyła się uroczystość wręczenia nagród przewodniczącego Komitetu Nauki i Techniki za opracowania techniczne, szczególnie ważne dla gospodarki narodowej. Grupa pracowników zakładów w Swidniku otrzymała nagrodę 700 tys. złotych za uruchomienie produkcji nowego typu polskiego śmigłowca. Będzie on wytwarzany w wersjach: rolniczej, sanitarnej i pasażersko-transportowej.

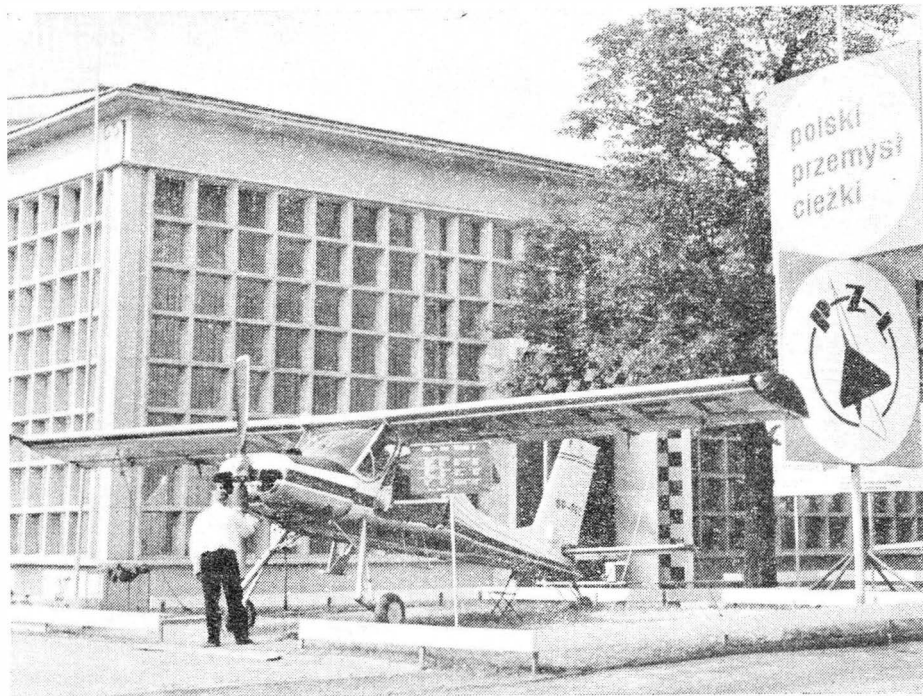
■ Prezydium Zarządu Głównego APRL przyznało 12 pilotom tytuły Mistrza Sportu w szybownictwie. Zaszczytne tytuły otrzymali m.in.: R. Polański, M. Łuspiński, B. Zbik, K. Ziętek, T. Bułat, J. Szade, St. Kwiatkowski, J. Gorszczyński, S. Józefczak, R. Witkowski, A. Kmitek oraz Ludmiła Flądro.

■ „Skrzydłata Polska” przeciwstawia się tendencjom przyznawania Medalu im. Czesława Tańskiego zasłużonym pracownikom czy działaczom lotnictwa. Redakcja postuluje przyznawanie tego odznaczenia tylko pilotom za wybitne osiągnięcia sportowe. Przypominamy, że z inicjatywą przyznawania medalu wystąpiła przed dziećcioma loty właśnie „Skrzydłata Polska” wraz z Komisją Historyczną.

■ Komisja Balonowa APRL pod przewodnictwem inż. Zb. Burzyńskiego czyni starania o rozszerzenie tej dyscypliny sportu, ufundowanie nagrody za lot powyżej 48 godz. w konkurencji międzynarodowej oraz wprowadzenie regularnych zawodów co dwa lata.

■ Po raz pierwszy zostały zorganizowane Warszawskie Zawody Szybowcowe o puchar „Życia Warszawy”. W zawodach wzięło udział 16 pilotów Aeroklubu Warszawskiego na szybowcach „Mucha Standard” i „Jaskółka”. Rozegrano pięć konkurencji. Zwycięstwo odniósł pilot K. Trzpił przed J. Michalskim.

JANUSZ MEDER



Samolot wielozadaniowy PZL-101 WILGA-2

Międzynarodowe Targi Poznańskie są corocznym przeglądem osiągnięć i możliwości eksportowych poszczególnych gałęzi i branż polskiego przemysłu. Podobnie jak w latach ubiegłych, tak i w bieżącym roku przemysł lotniczy wziął czynny udział w XXXV Międzynarodowych Targach Poznańskich, uczestnicząc w nich po raz dziesiąty z kolei.

Wyodrębniona ekspozycja przemysłu lotniczego obejmująca cztery zasadnicze branże: sprzęt lotniczy, silniki spalinowe, chłodnictwo przemysłowe, hydraulikę siłową, podlegające Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego, została zlokalizowana na tegorocznych Targach w centralnej części MTP, w pawilonie 13 i 23 oraz na sąsiadujących z tymi pawilonami terenach zewnętrznych.

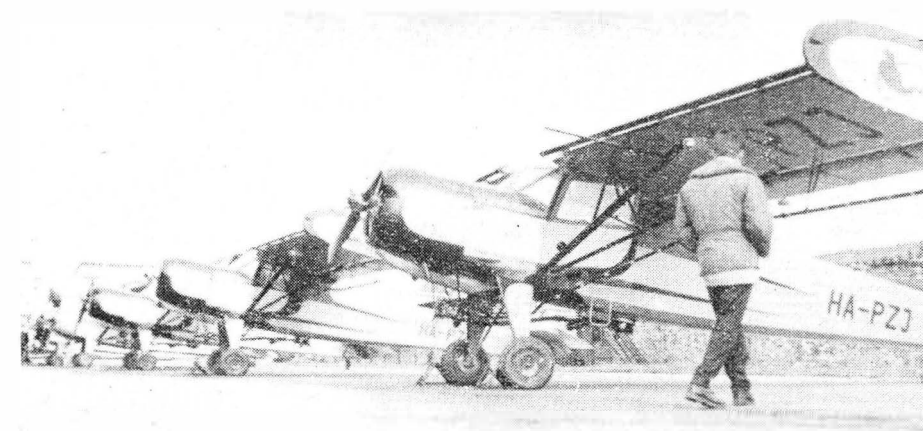
Powierzchnia ekspozycji obejmującej około 300 asortymentów wystawowych zajmowała na terenie krytym (pawilony) ponad 800 m<sup>2</sup> i niemal drugie tyle na terenie otwartym.

Akcent stoiska, obok strony handlowo-reklamowej, uwzględniał aspekt propagandowy polskiego przemysłu lotniczego i jego osiągnięć, tym bardziej że Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego obchodzi swoje XX-lecie w bieżącym roku; tradycje polskiego przemysłu lotniczego sięgają czterdziestu lat.

Stoisko ZPL było więc pokazem dorobku i osiągnięć przemysłu lotniczego, obrazując także kierunek rozwojowy w tej dziedzinie.

W związku z tym ekspozycja obejmowała zarówno sprzęt już dobrze znany w kraju i na rynkach zagranicznych, jak i nowe konstrukcje wystawione po raz pierwszy.

Samoloty PZL-101 GAWRON w wersji lotniczej



Systematycznie zaznacza się w tej dziedzinie stały postęp; przemysł uruchamia nowe typy wyrobów wg własnych lub licencyjnych konstrukcji oraz modernizuje i stale ulepsza już istniejące — znajdujące się w produkcji.

Z analizy dotychczasowej działalności wyraźnie wynika, że eksport przemysłu lotniczego poważnie rozwija się tak w zakresie liczby asortymentów, jak i kierunków. Polski sprzęt lotniczy jest wysoko ceniony na rynkach zagranicznych, co dobitnie świadczy o jego wysokiej klasie i doskonałej jakości oraz spełnieniu wymagań stawianych przez użytkowników. Eksport przemysłu lotniczego w ostatnim okresie obejmuje ponad 50 krajów na 5 kontynentach świata. Polskie skrzydła latają w całej Europie oraz pod niebem Australii, Nowej Zelandii, Kanady, USA, Meksyku, Argentyny, Wenezueli, Indii, Syrii, Tunezji i innych krajów.

Tegoroczna ekspozycja przemysłu lotniczego na XXXV MTP obejmowała bardzo urozmaicony i interesujący asortyment sprzętu, będący przedmiotem dotychczasowego lub perspektywicznego eksportu ZPL. Ze sprzętu lotniczego (wystawionego w naturze i w postaci modeli redukcyjnych w skali 1:10):

samoloty wielocelowe i gospodarcze (łącznikowe, sanitarne, rolnicze, turystyczno-sportowe) oraz szkolno-treningowe;

śmigłowce wielozadaniowe z wszechstronnymi możliwościami zastosowania jak: pasażerskie, szkolne, sanitarne, rolnicze;

szybowce szkolno-treningowe, akrobacyjne, wyczynowe, wysokowyczynowe i

# Polski przemysł lotniczy na XXXV MTP

zawodniczo, przy tym jedno- i dwumiejscowe — znane ze swych osiągnięć i jakości na całym świecie;

urządzenie lotnicze — silniki i śmigła lotnicze; bogaty asortyment lotniczych przyrządów pokładowych i osprzętu elektrycznego zarówno do samolotów, śmigłowców, jak i szybowców; osprzęt hydrauliczny, aparaturę tlenową itp.

W zakresie silników spalinowych:

silniki benzynowe o małej mocy (do 50 KM), silniki wysokoprężne o małej i średniej mocy, zespoły napędowe i agregaty prądotwórcze montowane na bazie tych silników, turbodoładowarki, aparaturę paliwową oraz silnikowe części zamienne.

W zakresie chłodnictwa przemysłowego:

agregaty sprężarkowe chłodnicze, amoniakalne i freonowe; urządzenia chłodnicze; aparaturę chłodniczą, automatykę chłodniczą.

W zakresie hydrauliki siłowej:

pompy zębate, wielotłoczkowe, i łopatkowe, silniki wielotłoczkowe, zawory, rozdzielacze, filtry oraz elementy filtrujące, pompki przedziałnicze.

Do nowych konstrukcji bądź eksponatów po raz pierwszy wystawianych na MTP zalicza się:

szybowiec treningowy SZD-30 „Pirat”, samolot odrzutowy „Iskra”, śmigłowce wielozadaniowy Mi-2, nowe typy wyposażenia i lotniczych przyrządów pokładowych, jak: silnik GTD-350, aparatura tlenowa SAT-5, przedkościomierz szybowcowy PR-400 S i sztuczny horyzont SHA-1.

Ponadto: silnik gaźnikowy S-B60, silniki Diesla S-201 i S-231, agregaty chłodnicze typu W92SX, W92SA, XF-68, MXZ-68, urządzenie do schładzania mleka SM-1200, prasa hydrauliczna wieloczynnościowa PAWN-40, drażarka elektroiskrowa DEA-40, elementy hydrauliki siłowej.

Omówienie ekspozycji lotniczej rozpoczniemy od szybowców, tj. sprzętu wysokiej jakości, stawiającego dobre imię polskiego przemysłu i polskiego sportu lotniczego na całym świecie.

Szybowce na XXXV MTP reprezentowały „w naturze”: szybowiec SZD-24-4A „Foka-4” i szybowiec SZD-30 „Pirat”; w postaci modeli redukcyjnych: „Bocian”, „Zefir”, „Kobuz”, „Kormoran”.

SZD-24-4A „Foka-4” — jednomiejscowy szybowiec wysokowyczynowy zawodniczy w klasie standard o charakterystycznej nowoczesnej, eleganckiej sylwetce. „Foka” jest grzbietopłatem o konstrukcji drewnianej z zastosowaniem skorup z laminatu szklanego, przeznaczonym do treningu zaawansowanych pilotów wyczynowych oraz do udziału w zawodach i mistrzostwach. Wspaniałe własności lotne, poprawny pilotaż i bardzo staranne opracowanie tego szybowca stawiają go w czołowie światowej klasy szybowców tej klasy.

SZD-30 „Pirat” — nowoczesny szybowiec treningowo-wyczynowy (nowa konstrukcja), jednomiejscowy. Skrzydło trójdzielne — laminarne na nowych profilach dra F. X. Wortmana. Usterzenie



Śmigłowiec wielozadaniowy Mi-2

w kształcie litery „T” gwarantuje bezpieczne lądowanie nawet w trudnych warunkach terenowych. Szybowiec ten przeznaczony jest zarówno do szkolenia, jak i lotów wyczynowych, dopuszczony do lotów chmurowych, do lotów bez widoczności, lotów akrobacyjnych, wysokościowych i przelotów.

„Pirat” odznacza się łatwym montażem i demontażem układu napędowego, prostą budową, tanią eksploatacją i wysokimi osiągnięciami.

SZD-9 bis „Bocian 1D” — dwumiejscowy szybowiec szkolno-treningowy w układzie wolnonośnego średniopłata konstrukcji całkowicie drewnianej. Możliwość zastosowania każdego rodzaju startu (zarówno lotu za samolotem, jak i za pomocą wyciągarki czy lin gumowych) oraz prawidłowy pilotaż, tak z pełną załogą jak z jednym pilotem, wreszcie prosta i niezawodna konstrukcja oraz nieskomplikowana obsługa — stawiają „Bociana” w rzędzie najwyżej cenionych przez instruktorów szybowców do szkolenia w szerokim zakresie, włącznie z figurami akrobacji podstawowej. Wszechstronność „Bociana” czyni go jednym z najpopularniejszych szybowców dwumiejscowych na świecie.

SZD-19-2A „Zefir-2” — jednomiejscowy szybowiec wysokowyczynowy, zawodniczy w klasie otwartej, o konstrukcji drewnianej z szerokim zastosowaniem tworzyw sztucznych. Doskonałe osiągi, piękna sylwetka, nader staranne wykoń-

czenie, a przede wszystkim śmiałe nowoczesne rozwiązanie konstrukcyjne zyskały „Zefirowi” popularność i wzbudziły zainteresowanie w świecie szybowcowym.

SZD-21-2B „Kobuz 3” — jednomiejscowy szybowiec akrobacyjno-wyczynowy w układzie wolnonośnego średniopłata o konstrukcji drewnianej z chowanym podwoziem, wchodzi w zakres dostaw jako nowoczesny sprzęt akrobacyjny.

SZD-27 „Kormoran” — dwumiejscowy, treningowo-wyczynowy, całkowicie metalowy.

Tablica obrazuje charakterystykę techniczną ważniejszych polskich szybowców.

Zaletami naszych szybowców, stawiającymi je w rzędzie doskonałych nowoczesnych szybowców wyczynowych są: bardzo dobre własności pilotażowe, wysokie doskonałości, duże prędkości przelotowe, przystosowanie do każdego warunków termicznych lotu, prosty montaż i demontaż, łatwość przeprowadzania napraw w trakcie eksploatacji oraz zapewnienie pilotowi doskonałej widoczności i wygody.

Śmigłowce są reprezentowane przez śmigłowiec wielozadaniowy Mi-2 wystawiony „w naturze” oraz przez modele śmigłowców Mi-2 i SM-1 w różnych wersjach. Cenione są zalety eksploatacyjne śmigłowców oraz szerokie zastosowanie w różnych gałęziach gospodarki narodowej.

Należy przy tym zaznaczyć, że w dobie obecnej działalność lotnictwa gospodarczego — przede wszystkim przy użyciu śmigłowców Mi-2 — ma poważne perspektywy rozwoju.

Śmigłowiec wielozadaniowy, typ Mi-2 — o konstrukcji metalowej i kształtach opływowych, napędzany jest dwoma silnikami turbinowymi GTD-350 o łącznej mocy 800 KM. Układ śmigłowca jednowirnikowy, ze śmigłem ogonowym. Podwozie stałe 3-kołowe, dostosowane do lądowania na gruncie pochyłym, dzięki hamowanym kołom podwozia głównego. Załogę śmigłowca stanowi 1 pilot.

Śmigłowiec Mi-2 może być używany w wersjach: pasażerskiej, transportowej, rolniczej i sanitarnej. W śmigłowcu zapewniono łatwą wymienną i demontaż urządzeń oraz wyposażenia, tak że przejście z jednej wersji do drugiej nie zajmuje dużo czasu i może być przeprowadzone w warunkach polowych.

W wersji pasażerskiej — kabina wyposażona w miękkie siedzenia mieści 8 pasażerów łącznie z bagażem.

W wersji transportowej Mi-2 przewozi 8 pasażerów lub 900 kg ładunku. Konstrukcja śmigłowca i urządzenie dźwigowe o nośności 150 kg zapewniają łatwość załadunku i wyładunku w terenie górskim oraz na nie przygotowanych placach o ograniczonej powierzchni.

W wersji rolniczej Mi-2 wyposażony jest po obu stronach kadłuba w zbiorniki na płynne lub sproszkowane środki



Szybowiec jednomiejscowy akrobacyjno-wyczynowy KOBUZ-3 na XXXV MTP



Samolot wielozadaniowy AN-2

chemiczne oraz kolektory wyposażone w opryskiwacze dla płynnych środków chemicznych lub tunele rozpylające sproszkowane środki chemiczne. Pojemność zbiorników wynosi po 500 l każdy.

W wersji sanitarnej Mi-2 przewozi 4 chorych na noszach umieszczonych w kabynie i jedną osobę obsługi lekarskiej wraz z niezbędnym wyposażeniem medycznym.

Wyposażenie śmigłowca w urządzenie elektroradiowe i przyrządy pokładowe pozwala na eksploatację w trudnych warunkach meteorologicznych. W celu ułatwienia pilotażu śmigłowiec ma instalację hydrauliczną. Do lotów na duże odległości na śmigłowcu montowane są dodatkowo dwa podwieszane zbiorniki paliwowe, o pojemności 185 kG paliwa każdy.

Mi-2 produkowany w oparciu o licencję ZSRR jest śmigłowcem w pełni nowoczesnym, w którym zastosowano cały szereg nowych rozwiązań konstrukcyjnych i procesów technologicznych. Nowoczesność konstrukcji, zalety eksploatacyjne, wielozadaniowość w porównaniu z aktualnie produkowanymi śmigłowcami na świecie stawiają śmigłowca ten w rzędzie najlepszych w tej klasie maszyn.

Ekspozycja samolotów na XXXV MTP obejmuje „w naturze” samolot PZL-104 „Wilga-3” i samolot „Iskra” oraz w postaci modeli redukcyjnych: samolot PZL-101 „Gawron” i AN-2.

Samolot PZL-104 „Wilga” — budowany jest w dwóch wariantach: „Wilga-3” z silnikiem polskiej produkcji AI-14R o mocy 260 KM oraz „Wilga-C” z silnikiem Continental o mocy 225 KM.

„Wilga” jest nowoczesnym czteromiejscowym samolotem wielocelowym — górnopłatem wolnonośnym, o konstrukcji całkowicie metalowej i stałym podwoziu. Dzięki bogatemu łatwo wymienialnemu wyposażeniu dodatkowemu samolot ten może być stosowany w następujących wersjach:

pasażersko-łącznikowej do przewozu 4 osób, jako maszyna turystyczna, dyspozycyjna lub łącznikowa,

aeroklubowej do holowania szybowców oraz do skoków spadochronowych, sanitarnej do transportu chorych, rolniczej — do prac w rolnictwie, leśnictwie itp.

Istnieje ponadto możliwość, po zamontowaniu odpowiedniej aparatury, użytkowania samolotu do celów aerofotografii lub poszukiwań geofizycznych oraz do patrolowych lotów przeciwpożarowych.

Kadłub samolotu jest konstrukcji metalowej, tył kadłuba ma postać skorupowego stożka ze żłobkowym pokryciem. Podłoga kabiny o konstrukcji przekładkowej z papierowym wypełniaczem ulowym. Skrzydło konstrukcji metalowej w układzie górnopłata wolnonośnego, prostokątne, jednodźwigarowe z keso-

rów i lotek, zapewnia odporność na warunki atmosferyczne i pozwala przechowywać samolot bez hangaru. Dzięki prostej konstrukcji obsługa samolotu i dostęp do instalacji jest łatwy.

Podstawowe dane techniczne samolotu PZL-104 „Wilga-3”: rozpiętość — 11,4 m, długość — 8,25 m, powierzchnia nośna — 15,5 m, ciężar w locie — 1150 kG, ciężar własny — 800 kG, prędkość maksymalna — 210 km/h, prędkość przelotowa — 170—195 km/h, prędkość minimalna — 50 km/h, prędkość wznoszenia — 8,5 m/sek, pułap — 6700 m, zasięg — 700 km, rozbieg — 90 m, dobieg — 100 m.

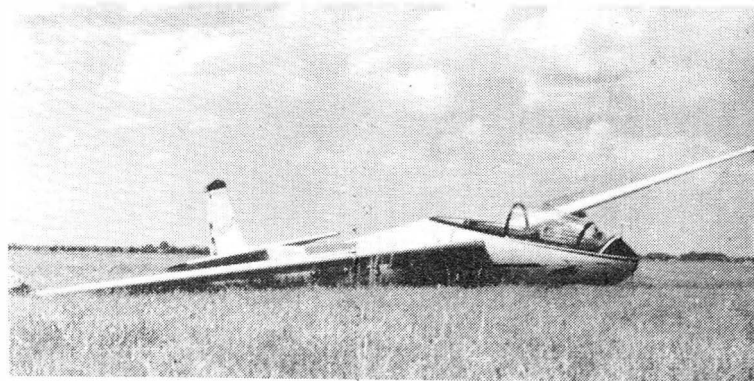
Samolot uniwersalny odrzutowy szkolno-treningowy „Iskra” — dwuosobowy przeznaczony do szkolenia podstawowego i treningu dla zaawansowanych pilotów łącznie z akrobacją i lotami bez widoczności. Napęd stanowi silnik SO-1 o ciągu 1000 kG.

Podstawowe dane techniczne samolotu „Iskra”:

rozpiętość — 10,6 m, długość — 11,0 m, wysokość — 3,5 m, powierzchnia nośna — 17,5 m, ciężar startowy — 3019 kG, ciężar własny — 2375 kG, prędkość maksymalna — 750 km/h, pułap — 10 460 m.

Samolot wielozadaniowy PZL-101 „Gawron” — górnopłat zastrzałowy o konstrukcji metalowej krytej płótnem. Zespół napędowy stanowi dziewięciocylindrowy silnik typu AI-14R w układzie gwiazdy, mocy 260 KM, oraz dwupłatowe śmigło W530—D11 o stałych dwrotach.

PZL-101 „Gawron” o specjalnym przeznaczeniu do prac agrolotniczych w rolnictwie, leśnictwie itp. wykorzystywany jest również w wersji łącznikowo-pasażerskiej, sanitarnej oraz przystosowany do holowania szybowców.



Szybowiec dwumiejscowy szkolno-treningowy i wyczynowy BOCIAN

nem noskowym ma stały slot na całej swej rozpiętości; całkowicie metalowe lotki wyważone masowo, wychylające się razem z klapami przy lądowaniu; klapy szczelinowe. Podwozie ma układ normalny z kółkiem ogonowym. Amortyzatory olejowo-powietrzne; hamulce hydrauliczne. Konstrukcja samolotu pokryta blachą duraluminiową, nie wyłączając ste-

Pod względem własności lotnych i eksploatacyjnych samolot ten odznacza się wieloma zaletami, które zapewniają bezpieczne jego użytkowanie w trudnych warunkach terenowych. Cechuje go krótki start i lądowanie oraz możliwość lotów na małych prędkościach, co jest specjalnie ważne przy użytkowaniu go do celów gospodarczych.

Charakterystyka techniczna szybowców

Wyszczególnienie	Typ					
	„Mucha-Standard”	„Bocian 1D”	„Foka 4A”	„Zefir-2”	„Kobuz-3”	„Pirat”
Rozpiętość (m)	14,98	18,115	14,98	17,00	14,00	15,00
Długość (m)	7,00	8,20	7,00	7,20	7,17	6,76
Wysokość (m)	1,65	1,80	1,64	1,64	1,90	1,67
Powierzchnia nośna (m <sup>2</sup> )	12,75	20,00	12,16	14,00	13,50	13,8
Wydłużenie	17,60	16,20	18,50	20,60	14,50	16,5
Maksymalny ciężar w locie (kG)	350,00	525,00	385,00	437,00	382,50	340,00
Obciążenie pow. (kG/m <sup>2</sup> )	23,00	26,20	30,00	29,80	28,35	24,65
Doskonałość przy prędkości (km/h)	27,80	26,00	34,00	25,00	30,00	33,00
Minimalne opadanie przy prędkości (m/sek)	75,00	80,00	93,00	96,00	102,00	62,00
przy prędkości (km/h)	0,73	0,82	0,70	0,72	0,93	0,64
Maks. prędkość dopuszczalna (km/h)	69,00	71,00	80,00	87,00	100,00	60,00
Współczynnik dopuszczalnego obciążenia	250 00	200,00	260,00	220,00	350,00	250,00
	+6,0—3,0	+6,0—3,0	+6,0—3,0	+6,0—3,4	+7,0—5,0	+6,0—3,0



PZL-101 „Gawron” w wersji rolniczej jest dobrze przystosowany do opylania i opryskiwania środkami ochronnymi i owadobójczymi, rozsielania nawozów sztucznych itp. W tym celu wyposażony jest w odpowiednie urządzenia rolnicze: do rozpryskiwania roztworów wodnych, do rozpryskiwania cieczy olejnych (aerosole), do rozpylania trutecznych sproszkowanych i nawozów sztucznych oraz w zbiornik na chemikalia ze stali nierdzewnej lub laminatów epoksydowo-szkłanych o pojemności 800 l (użytkiw 550 kg).

Samolot ten jest systematycznie ulepszany i modernizowany, co zapewnia dobre własności techniczne i eksploatacyjne.

Podstawowe dane techniczne samolotu „Gawron”:

rozpiętość — 12,68 m, długość — 9,00 m, wysokość — 2,8 m, ciężar własny — 1000 kg, ciężar w locie — 1660 kg, powierzchnia nośna — 23,86 m<sup>2</sup>, obciążenie powierzchni — 70 kg/m<sup>2</sup>, prędkość maksymalna — 170 km/h, prędkość przelotowa — 150 km/h, prędkość wznoszenia — 2,4 m/sek, pułap — 2400 m, zasięg — 460 km, rozbieg — 100 m, dobieg — 90 m.

Samolot wielocelowy (gospodarczy) AN-2 — jest dwupłatem o konstrukcji metalowej z płóciennym pokryciem skrzydeł i usterzenia. Grupę napędową stanowi dwięciocylindrowy silnik w układzie pojedynczej gwiazdy, typu ASz-62 IR, chłodzony powietrzem, o mocy 1000 KM, oraz czteropłatowe śmigło metalowe (łopatki duralowe) o zmniejszonym skoku, które charakteryzuje się wysoką sprawnością oraz odpornością na uszkodzenia mechaniczne.

Kadłub samolotu o konstrukcji półskorupowej jest całkowicie metalowy. Obie kabiny — załogi i ładunkowa — wyposażone są w urządzenia wentylacyjne i ogrzewcze. Podwozie samolotu jest stałe (nieruchome) o układzie klasycznym. Koła podwozia głównego są zaopatrzone w dwustronne hamulce powietrzne. Skrzydła i usterzenie są konstrukcji metalowej, z zewnątrz obciążone płótnem. Skrzydła samolotu są wyposażone w klapy sterowane elektrycznie oraz sloty wychylające się samoczynnie w pobliżu krytycznego kąta natarcia. Na górnym skrzydle znajdują się lotki szczyłkowe z osiową i ciężarową kompensacją; na lewej lotce zabudowana jest klapka wyważająca. Samolot AN-2 występuje w wersjach:

transportowej — z zabudowanymi uchwytnymi do noszy może być wykorzystany również do transportu chorych, pasażerskiej — zabiera 12 osób, rolniczej — o pojemności zbiorników na chemikalia 1400 l, udźwigu 1200 kg, morskiej, wyposażony w pływaki.

Podstawowe dane techniczne samolotu AN-2:  
rozpiętość skrzydeł: górnego — 18,17 m, dolnego — 14,23 m, długość samolotu w

linii lotu — 12,73 m, wysokość w linii lotu — 5350 m, ciężar własny — 3360 kg, maksymalny ciężar w locie — 5500 kg, prędkość maksymalna — 240 km/h, prędkość przelotowa — 180 km/h, prędkość wznoszenia przy ziemi — 2,8 m/sek, pułap — 4350 m, zasięg — 905 km, długość rozbiegu — 150 m, długość dobiegu przy lądowaniu 160 m.

Samoloty gospodarcze polskiej produkcji są eksploatowane w rolnictwie Węgier, Bułgarii, Związku Radzieckiego, Austrii, Hiszpanii, Turcji, Finlandii, Jugosławii, Indii i innych krajów, ciesząc się wysokim uznaniem użytkowników.

W zakresie wyposażenia lotniczego przemysł eksponował na XXXV MTP, obok płatowców silniki lotnicze i śmigła: silnik turbiniowy typu GTD-350 o mocy 400 KM przeznaczony do napędu śmigłowców i ewentualnie samolotów lekkiej klasy; silnik tłokowy ASz-62 IR 9-cylindrowy w układzie gwiazdy pojedynczej, chłodzony powietrzem o mocy 1000 KM; silnik tłokowy — Lit-3 7-cylindrowy o układzie gwiazdowym i mocy 570 KM, służący do napędu śmigłowców SM-1 i SM-2; przekładnię główną PG-2 do śmigłowca; metalowe śmigło 4-łopatowe z piastą typu AW-2 (wyposażenie samolotu AN-2); śmigło z laminatu typ 4S-115 z przeznaczeniem do samolotu PZL-104 „Wilga-3”; śmigło kompletne typu W530-D11 o nastawnym skoku z przeznaczeniem do samolotu PZL-101 „Gawron”.

Osobnym zagadnieniem była ekspozycja lotniczych przyrządów pokładowych, osprzętu elektrycznego oraz aparatury pomiarowo-kontrolnej.

Ekspozycja ta obejmowała produkowane przez polski przemysł lotniczy przyrządy pokładowe do samolotów, szubowców i śmigłowców, jak i elektryczny osprzęt lotniczy, bardzo atrakcyjny asortyment eksportowy.

I tak lotnicze przyrządy pokładowe eksportowane są niemal do wszystkich krajów europejskich oraz do Ameryki, na pozostałe kontynenty (USA, Kanada, Indie, Australia).

Eksport ten systematycznie wzrasta, wykazując dalsze bardzo poważne tendencje rozwojowe.

Dzięki dużemu doświadczeniu produkcyjnemu polskie przyrządy pokładowe odznaczają się wysoką jakością wykonania, nowoczesną konstrukcją, dokładnością wskazań i sprawnym działaniem w najtrudniejszych warunkach eksploatacyjnych. Polskie przyrządy pokładowe skalowane są zarówno w miarach metrycznych, jak i na życzenie użytkownika wg angielskiego systemu miar. Produkowane są również w wersjach tropikalnych.

W zakres ekspozycji lotniczych przyrządów pokładowych wchodzi:

prędkościomierze, wysokościomierze, wariometry typu skrzydełkowego oraz membranowego, busole, sztuczny horyzont, chylomierz, zakrętomierz, rurki spiętrzeniowe.

Obok tego: aparatura tlenowa UT-12, UT-15 i SNT-5 przeznaczona do eksploatacji na samolotach i szubowcach oraz aparatura pomiarowo-kontrolna Instytutu Lotnictwa, obejmująca mierniki drgań i obrotów, zamykają listę eksponatów sprzętu lotniczego na XXXV MTP.

Branżę silników spalinowych reprezentowały następujące eksponaty:

silniki gaźnikowe od 24 KM do 50 KM, samochodowe, przemysłowe i stacyjne do napędu pomp, wentylatorów i innych urządzeń; motopompy pożarnicze o mocy 8—24 KM montowane na w.w. silnikach; silniki wysokoprężne WSW i Wola o mocy od 3 KM do 300 KM — przemysłowe, stacyjne, trakcyjne itp., do napędu maszyn rolniczych, drogowych, górniczych, budowlanych, zespołów napędowych i prądowców oraz innych urządzeń; zespoły napędowe WSW i Wola o mocy od 25 do 350 KM montowane na bazie wyżej omawianych silników, z przeznaczeniem do napędu różnego rodzaju maszyn i urządzeń (np. wiertniczych, górniczych, drogowych itp.); zespoły prądowców WSW i Wola o mocy od 25 kVA do 250 kVA — stacyjne, przeznaczone, morskie, z przeznaczeniem jako podstawowe lub rezerwowe źródło zasilania energią elektryczną odbiorników siłowych i oświetleniowych; turboladówka produkowana na licencji Burmeister and Wain — do ładowania silników okrętowych; aparatura paliwowa do silników wysokoprężnych, obejmująca szeroki asortyment pomp wtryskowych, pomp zasilających, wtryskiwaczy, rozpylaczy, zaworów i elementów tłocznych, oraz w zakresie aparatury pomiarowo-kontrolnej próbniki wtryskiwaczy; silnikowe części zamienne jak: łożyska ślizgowe z taśmą bimetaliczną, tuleje cylindryczne, filtry powietrzne i oleju, gaźniki, pompy itp.

Z kolei ekspozycja branży chłodnictwa przemysłowego obejmowała:

chłodnicze agregaty sprężarkowe freonowe o wydajności 300—20 000 kcal/h produkcji ZM Tarnów typu (SAF, XK1, XF i MXZ); szybkoobrotowe sprężarki chłodnicze o wydajności 20 000—400 000 kcal/h produkcji WSK Dębica (typy 3W92X, 6W92SX, 10W92SX); aparaturę chłodniczą; urządzenia chłodnicze, jak: urządzenie schładzania mleka, komora składowa, wyposażenie chłodni pływającej okrętowej, lady i szafy chłodnicze; automatykę chłodniczą.

W zakresie branży przemysłowej hydrauliki siłowej przemysł lotniczy eksponował pompy zębate, pompy wielotłoczkowe, pompy śrubowe, rozdzielacze, zawory przelewowe, filtry płytkowe i szczyłkowe, elementy filtrujące, cylindry hydrauliczne oraz pompki przełącznicze.

Przemysł lotniczy stał się potencjalnym eksporterem omawianych wyżej i eksponowanych na XXXV MTP asortymentów. Prawie 80% jego produkcji przeznaczone jest na eksport bezpośredni i pośredni.

Pod koniec bieżącego roku ukaże się XV edycja

## TERMINARZ TECHNIKA

na rok 1967

w 27 mutacjach branżowych

w tym szczególnie interesujące dla naszych Czytelników będą wkładki:

Mechanika — Konstrukcje      Komunikacje  
Mechanika — Technologia      Elektronika

Warto zaznaczyć, że „Terminarz Technika” na 1967 r. został wzbogacony o dwie nowe mutacje: „Automatykę Przemysłową” i „Elektronikę”, a treść dotychczasowych wkładek w przeważającym stopniu zawiera interesujące i użyteczne nowe materiały dotychczas nie publikowane w „Terminarzu”.

Cena „Terminarza” w okładce igelitowej wraz z jedną wkładką branżową i notatnikiem adresowym wynosi:

w przedpłacie — 20 zł, w sprzedaży — 25 zł.

Przedpłatę od członków stowarzyszeń naukowo-technicznych, indywidualnie i zbiorowo (przez koła zakładowe) przyjmują wyłącznie biura terenowe NOT do 5 listopada br.

Sprzedaż po cenie normalnej (25 zł) odbywać się będzie:

- w księgarniach „Domu Książki”,
- w niektórych kioskach „Ruchu”,
- w biurach terenowych NOT.

# Nowości Techniczne

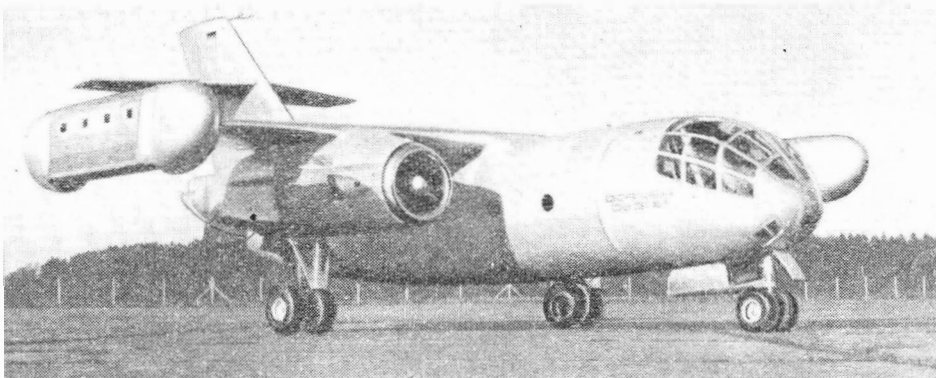
## REALIZACJA PROGRAMU Do 31

30 listopada 1965 roku opuścił halę montażową zakładów Dorniera w Oberpfaffenhofen prototyp odrzutowego samolotu transportowego pionowego startu — Dornier Do 31E1. Jest to pierwszy samolot doświadczalny programu Do 31 — a równocześnie pierwszy odrzutowy samolot transportowy pionowego startu — za pomocą którego ministerstwo obrony NRF chce zbadać praktyczne możliwości wykorzystania do celów wojskowych samolotów transportowych pionowego startu. Prototyp Do 31E1 miał początkowo służyć do badań konwencjonalnych w zaplanowanym profilu zastosowań i

lotu przekracza 500 km/h, a długość startu konwencjonalnego ponad 15 m przeszkodą wynosi — w normalnych warunkach otoczenia — 152 m.

Szereg podstawowych zagadnień związanych ze statecznością samolotu w zawisie rozwiązano za pomocą tzw. „latającego stoiska”, będącego urządzeniem do badania mechanizmów sterowniczych. Urządzenie ma kształt krzyża o długości 18 m, szerokości 12 m i wysokości 4,5 m (patrz rys. 3). Przy ciężarze całkowitym 2800 kG ciężar własny urządzenia łącznie z pilotem wynosi 2400 kG; 400 kG paliwa pozwala na zawis trwający 5 min. W odległości

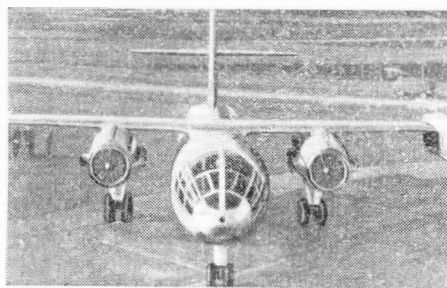
7 m od środka ciężkości stoiska jest umieszczona kabina pilota, która jest bardzo prosta i zawiera tylko najważniejsze przyrządy do sterowania położenia urządzenia i kontroli czterech silników nośnych Rolls-Royce RB. 108, jak również mały pulpit stabilizatora położenia względem trzech osi (automatycznego pilota) firmy Perkin-Elmer. Układ sterowniczy stoiska obejmuje konwencjonalny drążek sterowy, pedały i dźwignię sterowania silników nośnych. Silniki nośne — rozmieszczone w równych odległościach w „skrzydle” urządzenia badawczego — mają ciąg startowy 1000 kG, nie są jednak całkowicie obciążone: oba zewnętrzne silniki dają w zawisie 730 kG ciągu — rezerwa ciągu jest wykorzystywana do sterowania przechyłu — natomiast silniki wewnętrzne są regulowane w pełnym zakresie ciągu. W celu zmiany przechyłu pilot przesuwając drążek sterowy w bok, zmniejszając w ten sposób ciąg odpowiedniego silnika zewnętrznego i zwiększając ciąg silnika znajdującego się z przeciwnej strony „skrzydła”. Za pomocą pedałów dokonuje się obrotu względem osi pionowej dzięki przechyleniu w przeciwnych kierunkach dwóch zewnętrznych silników. Do zmiany pochylenia służą dysze sterujące, umieszczone w ogonowej części stoiska i uruchamiane za pomocą ruchów drążka sterowego do przodu i do tyłu. Dysze te są zasilane powietrzem upustowym z silników wewnętrznych. Do sterowania wysokości używa się silników wewnętrznych, których ciąg można zmieniać w pełnym zakresie bez znaczącego oddziaływania na wydatek powietrza doprowadzanego do dysz sterujących. Sterowanie może odbywać się w trojaki sposób: przy użyciu automatycznego urządzenia ustaleczającego względem



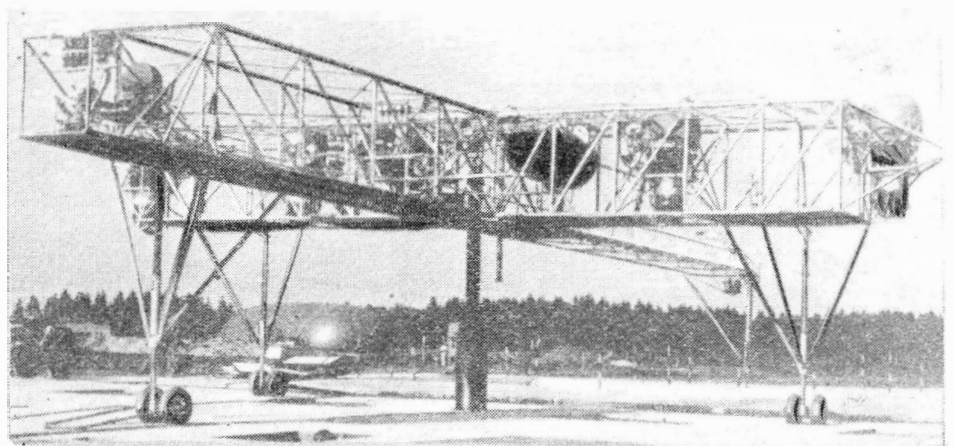
1

dopiero później został wyposażony w silniki nośne do pionowego startu i zawisu, podczas gdy następny, znajdujący się obecnie w budowie, prototyp — Dornier Do 31E3 — z góry został przewidziany do badań w zawisie i w locie konwencjonalnym. Oba samoloty są wyposażone w dwa dwuprzepływowe silniki z przestawialnymi dyszami wylotowymi Bristol Siddeley „Pegasus” o ciągu 6120 kG (później ciąg tych silników ma być zwiększony do 7030 kG) i w osiem silników nośnych Rolls-Royce RB. 162 o ciągu 2000 kG. Silniki z przestawialnymi dyszami są zabudowane pod skrzydłem, natomiast silniki nośne są umieszczone — w przypadku samolotu Do 31E1 — w odejmowanych gondolach na końcach skrzydła.

Samolot Do 31E1 ma ciężar całkowity ponad 20 000 kG i może transportować ładunki o ciężarze od 3000 do 6000 kG, w zależności od promienia działania. W przypadku promienia działania 500 km — bez tankowania po drodze paliwa — ciężar ładunku wynosi 3000 kG, przy czym w zasięgu 100 km od docelowego miejsca lądowania wysokość lotu może być mniejsza od 450 m. Przy wykonywaniu tego rodzaju zadania samolot zabiera 10% rezerwy paliwa. Prędkość przelotowa samolotu Do 31E1 na optymalnej wysokości



2



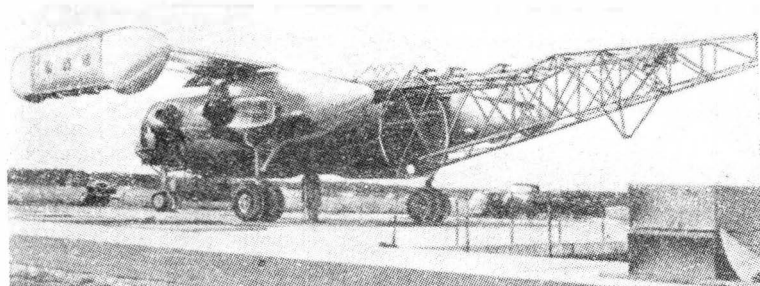
3

wszystkich osi; za pomocą sterownic ręcznych z włączonym tłumikiem przechyłów; wyłącznie za pomocą sterownic ręcznych. Pierwszy sposób zapewnia poziome położenie „stoiska” i zapobiega jego obrotowi względem osi pionowej, jak długo sterownice znajdują się w położeniu „zero”.

Do jednego z najważniejszych punktów programu należy badanie

W czasie przeprowadzania badań wystąpiły trudności z pionowym startem wskutek zasysania przez silniki gazów wylotowych, co powodowało spadek ich ciągu. Zjawisko to występowało wówczas, gdy nie było wiatru, natomiast już przy słabym wietrze (2÷4 km/h) „stoisko” unosiło się bez żadnych trudności.

W programie Do 31 uczestniczą wytwórnie płatowców HFB (Ham-



zjawisk recyrkulacji. Służy do tego celu drugie, większe „stoisko” do badania zawisu, wykorzystywane również do badania usytuowania silników oraz zagadnień sterowności i stateczności w fazie przejścia. Urządzenie to jest zaopatrzone w silniki i skrzydło samolotu Do 31, brak mu jedynie usterzenia (patrz rys. 4).

burger Flugzeugbau) i VFW (Ver-einigte Flugzeugwerke). Samolot Do 31 jest największą powojenną konstrukcją niemiecką i ma zapewnić NRF — łącznie z innymi programami VTOL — przodujące miejsce w dziedzinie samolotów pionowego startu.

W. K.

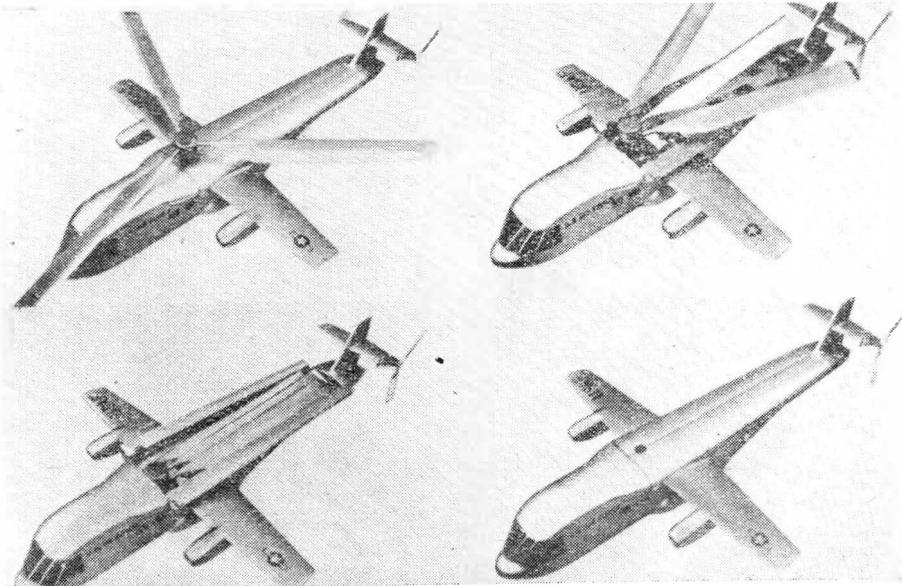
#### SAMOLOTY KOMBINOWANE FIRMY LOCKHEED

Zespół projektantów firmy Lockheed już od dłuższego czasu zajmuje się nowym rodzajem samolotów kombinowanych. Zmiany układu tych samolotów w zależności od fazy lotu przedstawiono za pomocą modelu. Pionowy start samolotu odbywa się przy użyciu wirnika śmigłowcowego. W locie poziomym łopaty tego wirnika zostają złożone i schowane do kadłuba, a siłę nośną wytwarzają skrzydła. Napęd w locie poziomym zapewniają dwa turbiniowe silniki odrzutowe zabudowane na skrzydłach. Przejście z lotu pionowego do lotu poziomego lub z lotu poziomego do lotu pionowego odbywa się przy prędkości 250 km/h.

Nie podano, w jaki sposób odbywa się napęd wirnika w czasie startu i lądowania. Należy przypuszczać, że zastosowano do tego celu oddzielny silnik turbinowy lub turbinę, na którą kieruje się gazy wylotowe silników odrzutowych. Napęd ciśnieniowy jest mało prawdopodobny, ponieważ utrudniłby on konstrukcję elementów umożliwiających składanie łopat; świadczy zresztą przeciwko temu zastosowanie śmigła ogonowego.

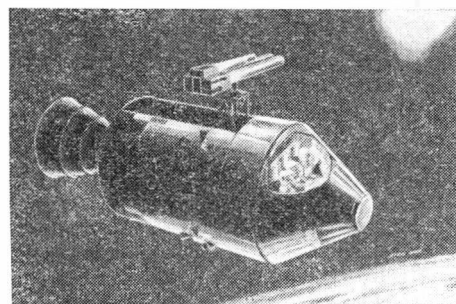
Samoloty tego typu mają przewozić pasażerów na krótkich trasach, przy czym ich układ pozwoli im na start i lądowanie w centrum miasta.

W. K.



#### ROZSZERZONY PROGRAM „APOLLO”

W związku z zakresem prac dotyczących programu „Apollo” i ich kosztami jest rzeczą zrozumiałą, że NASA usiłuje możliwie jak najwięcej zbudowanych w ramach tego programu urządzeń i zebranych doświadczeń wykorzystać również do innych celów. Między innymi zamierza się tak zmodyfikować statki „Apollo”, aby mogły one pełnić rolę laboratoriów kosmicznych. Planuje się również umieszczenie — na dłuższy okres czasu — na Księżycu lub na jego orbicie pojazdu LEM, stanowiącego część statku „Apollo”. Poza tym statki „Apollo” mają służyć do obserwacji gwiazd, Słońca i chmur oraz do celów łącznościowych. Poczynając od roku 1968 przeprowadzi się w pierwszej kolejności



dwadzieścia tego rodzaju zadań. Jako rakiety nośne będą służyć rakiety „Saturn” 1B i „Saturn” 5. Załączony rysunek przedstawia statek „Apollo” przystosowany do obserwacji Słońca. Jest on w tym celu wyposażony w teleskop, który znajduje się obecnie w stadium projektowania — na zlecenie NASA — przez firmę Ball Brothers Research Corp. Ten stosunkowo duży teleskop będzie obsługiwany przez jednego członka trzyosobowej załogi statku „Apollo”.

W. K.

#### POJAZDY DO BADANIA PLANET WENUS I MARS

W połowie 1967 roku NASA zamierza wysłać w kierunku planety Wenus zmodyfikowany pojazd „Mariner”, który ma przelecieć obok planety w mniejszej odległości niż jego poprzednik „Mariner” 2 (najmniejsza odległość „Marinera” 2 od Wenus wyniosła 34 760 km). Pojazd ma być poza tym wyposażony w doskonalsze przyrządy pomiarowe. Jako rakieta nośna ma być użyta rakieta „Atlas-Agena”.

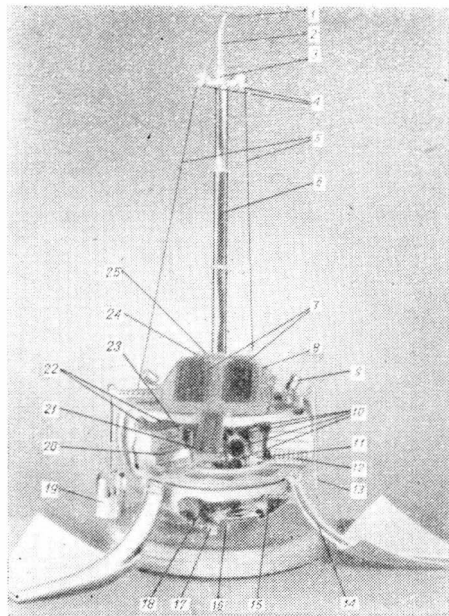
Na początku 1969 roku mają być wystrzelone w kierunku Marsa — za pomocą rakiety „Atlas-Centaur” — dwa nowe, cięższe od poprzednich pojazdy „Mariner”. Brak dotychczas danych na temat ich wyposażenia.

Na początek roku 1973 przewidziane jest wystrzelenie dwóch identycznych pojazdów „Voyager” za pomocą jednej rakiety „Saturn” 5. Oba mają okrążyć planetę Mars i umie-

## RAKIETA „SATURN” 1B

Przeprowadzona w lutym 1966 roku pierwsza próba z rakieta „Saturn” 1B zapoczątkowała drugą fazę programu „Saturn”. W pierwszej fazie wystrzelono dziesięć rakiet „Saturn” 1, przy czym wszystkie próby wypadły pomyślnie. Trzecia faza ma obejmować próby rakiety „Saturn” 5, z których pierwsza będzie przeprowadzona prawdopodobnie jeszcze w grudniu bieżącego roku.

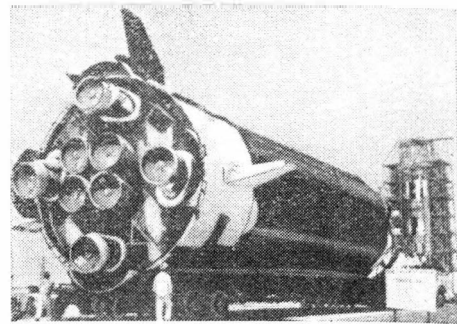
Budowa rakiety „Saturn” 1B (rys. 1) została podjęta w związku z koniecznością posiadania rakiety o cokolwiek większym udźwigu (cięższe użytkowym) niż udźwig rakiety „Saturn” 1, w celu przeprowadzenia na orbicie prób statku „Apollo” oraz umożliwienia treningu astronautów. Podczas gdy rakieta



ścić na niej zasobniki z przyrządami pomiarowymi. Zadaniem ich jest poszukiwanie jakichkolwiek form życia i przeprowadzenie pewnych doświadczeń naukowych. W programie „Voyager” uczestniczą obecnie trzy firmy opracowujące wstępne projekty pojazdu, natomiast NASA zajmuje się jego wyposażeniem. Z firmą Philco ((Aeronutronic Division) podpisano umowę wartości 300 000 dol. na wstępne opracowanie automatycznie działającego laboratorium biologicznego ABL (Automatic Biological Laboratory). Przez szereg lat marsjańskich ma ono badać rośliny, mikroby i próbki gruntu, a wyniki badań przekazywać na Ziemię. Z wysuniętym teleskopowym masztem wysokość pojazdu „Voyager” wynosi 4,6 m, a maksymalna średnica ze schowanym podwoziem — 1,7 m.

Załączony rysunek przedstawia model „Voyagera”. Na rysunku tym cyfry oznaczają: 1 — urządzenie do badania atmosfery Marsa; 2 — otwór do zdjęć makroskopowych; 3 — detektor ruchu; 4 — windy do wciągania sznurów z próbkami gruntu; 5 — sznury do pobierania próbek; 6 — maszt teleskopowy; 7 — baterie izotopowe; 8 — pojemnik z próbkami; 9 — rakiety do wyrzucania sznurów do pobierania próbek; 10 — zbiornik gazu; 11 — komora do hodowli kultur; 12 — pojemnik zapasowych komór; 13 — sonda do badania podłoża; 14 — podpora (trzy podpory tworzą w stanie złożonym górny stożek osłony pojazdu); 15 — urządzenia łącznościowe, regulator energii, analizator spektralny, fotometr podczerwieni, urządzenie do opracowywania danych, analizator promieni  $\alpha$ ; 16 — świder do wiercenia gruntu (w celu pobierania próbek); 17 — komora zbiorcza; 18 — pojemnik odpadków; 19 — pojemnik próbek; 20 — zbiornik odczynnika; 21 — antena kierunkowa; 22 — zbiornik wody i rozpuszczalnika; 23 — izolowany cieplnie zbiornik odczynnika; 24 — antena bezkierunkowa; 25 — przyrząd do proskowania próbek gruntu.

W.K.

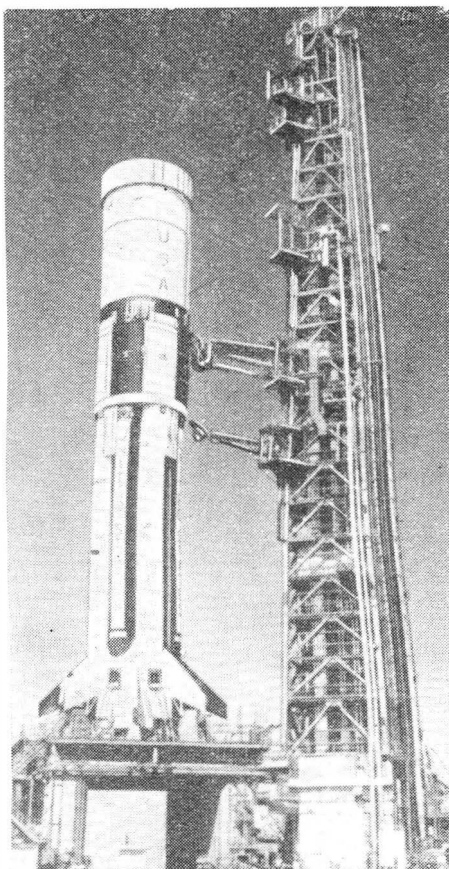


2

ty 586 900 kG. Kierowanie rakieta odbywa się za pomocą układu bezwładnościowego.

Budową stopnia S-1B (rys. 2) zajmuje się wydział astronautyczny firmy Chrysler Corp. Jego montaż przeprowadza się w zakładach NASA w Michoud k. Nowego Orleanu, a próby w Marshall Space Flight Center w Huntsville. Stopień S-1B jest zmodyfikowanym pierwszym stopniem rakiety „Saturn” 1, którego ciężar własny został zmniejszony z 48 080 kG do 38 560 kG. Przy długości 24,4 m, stopień S-1B ma średnicę 6,55 m. Do napędu służy osiem silników Rocketdyne H-1 o łącznym ciągu npm. 725 600 kG (pierwszy stopień rakiety „Saturn” 1 ma ciąg 680 000 kG).

Rozwój i budowę drugiego stopnia S-4B (jest to równocześnie trzeci stopień rakiety „Saturn” 5) zlecono wydziałowi pocisków i astronautyki firmy Douglas, który budował również drugi stopień S-4 „Saturna” 1. Nowy stopień ma większe wymiary (długość 17,7 m i średnicę 6,55 m) i silnik o większym ciągu. Jest to silnik na ciekły wodór i ciekły tlen Rocketdyne J-2 o ciągu w próżni 90 700 kG. Ciężar własny stopnia wynosi 10 900 kG, a ciężar środków napędowych — 104 300 kG. W połowie 1966 roku miały rozpocząć się dodatkowe próby silnika J-2 w komorze podciśnieniowej Arnold Engineering Center w Tullahoma o średnicy 14,6 m i wysokości 15,1 m. Komora odprowadzająca spaliny ze stoiska znajduje się pod ziemią (rys. 3) i ma średnicę 30 m

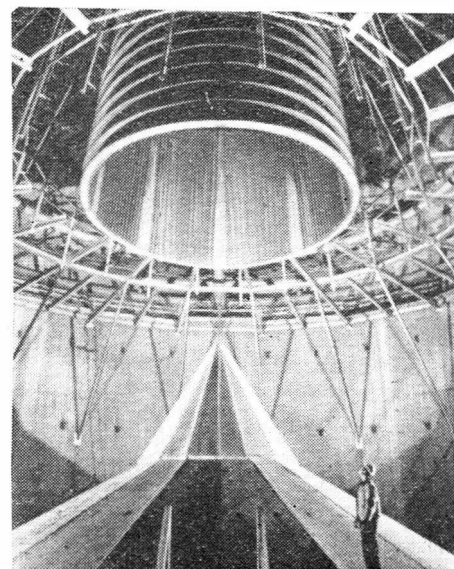


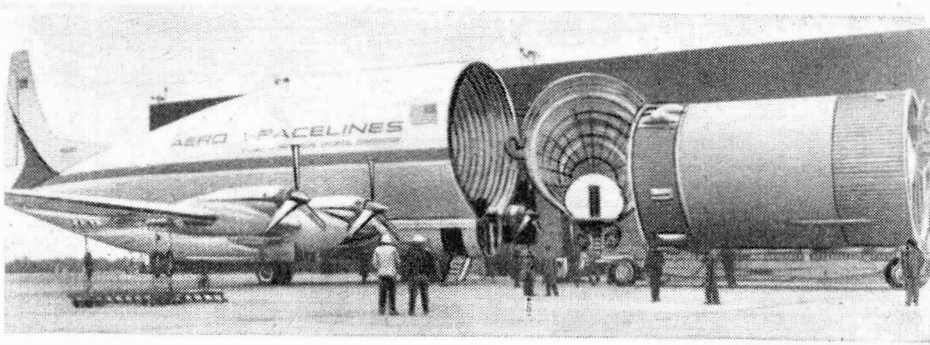
1

3

„Saturn” 1 mogła umieścić na orbicie wokółziemskiej ciężar użyteczny 10 000 kG, rakieta „Saturn” 1B jest w stanie wynieść na orbitę ciężar 16 800 kG. Przez połączenie elementów rakiet „Saturn” 1 i „Saturn” 5 zmniejszono do minimum koszty i czas budowy rakiety „Saturn” 1B. Prace nad tą rakieta rozpoczęto w roku 1962, a do końca roku 1968 ma się przeprowadzić oprócz pierwszej jeszcze jedenaście prób.

„Saturn” 1B składa się z pierwszego stopnia S-1B, drugiego stopnia S-4B i z zasobnika z wyposażeniem, na którym montuje się statek „Apollo” lub inny ładunek. Łącznie ze statkiem „Apollo” długość rakiety wynosi 68,6 m, a ciężar całkowi-





4

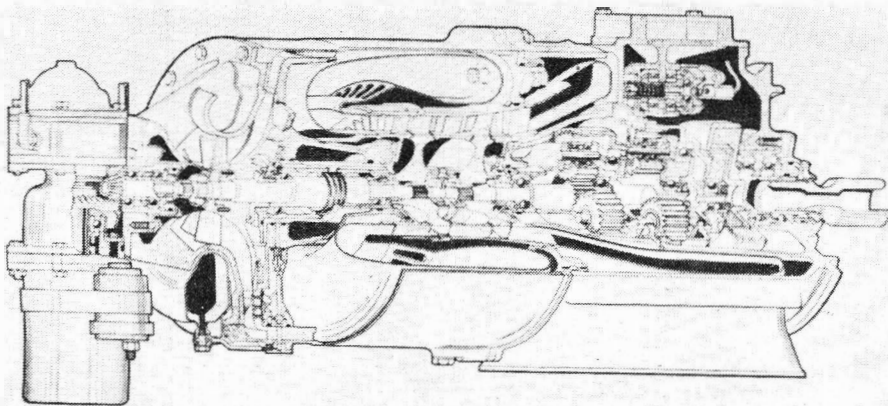
a wysokość 76,2 m. W komorze podciśnieniowej można symulować warunki (ciśnienie i temperaturę) odpowiadające wysokości 38 100 m. Rysunek 4 przedstawia transport stopnia S-4B za pomocą samolotu „Super Guppy”.

Rakietę „Saturn” 1B zamierza się wykorzystać również do wystrzeliwania planetoid (np. w kierunku Merkurego) oraz stacji kosmicznych do badań biologicznych, medycznych, geofizycznych, geodezyjnych i astronomicznych. **W. K.**

### ROZRUSZNIK TURBINOWY DO SILNIKÓW „SPEY”

Do rozruchu silników Rolls-Royce „Spey”, które służą do napędu zakupionych przez Anglię samolotów „Phantom”, firma Plessey wyprodu-

nią obiegową. Do rozruchu służy zamocowany z przodu silnik elektryczny. Ciężar jednostkowy rozrusznika wynosi 0,376 kG/KM, liczba rozru-



kowała rozrusznik turbinowy, pokazany w przekroju na załączonym szkicu. Rozrusznik ma odśrodkową sprężarkę, zwrotną komorę spalania, jednostopniową turbinę sprężarki i jednostopniową turbinę napędową z dwustopniową przekład-

nią obiegową. Do rozruchu służy zamocowany z przodu silnik elektryczny. Ciężar jednostkowy rozrusznika wynosi 0,376 kG/KM, liczba rozruchów do naprawy głównej — 1000, zużycie paliwa na jeden rozruch — 0,5 l. Zaletą rozrusznika jest nieograniczona liczba ponawianych rozruchów i możliwość stosowania paliwa używanego do silników napędzających samolot. **W. K.**

### SILNIK STRUMIENIOWY O NADDŹWIĘKOWYM SPALANIU

Od dłuższego już czasu lotnictwo amerykańskie finansuje rozwój silnika strumieniowego, w którym spalanie odbywa się w strumieniu naddźwiękowym (supersonic combustion ramjet — stąd nazwa tych silników „Scramjet”). W ramach tego programu firma Marquardt Corp. łącznie z firmą Lockheed i ośrodkiem badawczym General Applied Science Laboratories czyni przygotowania do prób tego rodzaju silników w warunkach w pełni odpow-

wiadających warunkom lotu z prędkością naddźwiękową.

Zasadnicza różnica między silnikiem o spalaniu naddźwiękowym i silniku o spalaniu poddźwiękowym polega na tym, że w pierwszym z nich powietrze podlega mniejszemu sprężeniu przed wlotem do komory spalania — powoduje to utrzymanie przepływu naddźwiękowego we wszystkich strefach komory spalania — i dzięki temu nie występują nadmierne straty ciśnienia całkowi-

tęgo. Przewaga silników o spalaniu naddźwiękowym szczególnie wyraźnie zaznacza się w zakresie liczb Macha od 5 do 8.

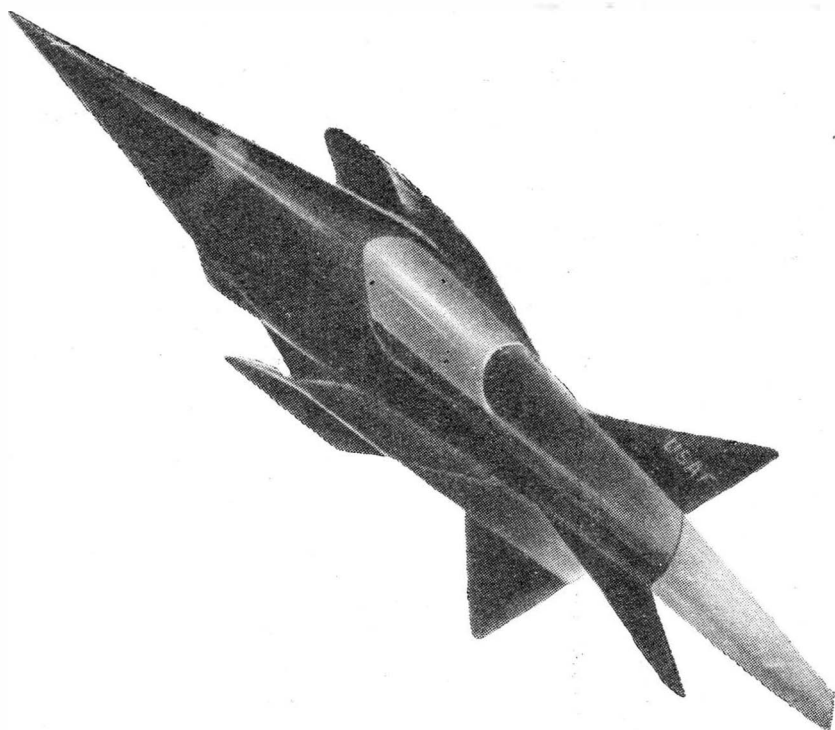
Największą trudność w rozwoju napędów „Scramjet” przedstawia naśladowanie na stoiskach warunków lotu. Szczególnie skomplikowane jest odtworzenie dużych prędkości lotu — prawdopodobnie niemożliwe będzie przekroczenie granicy  $Ma=12$ . Jediną możliwością przebadania silnika w warunkach jego eksploatacji są próby w locie.

W celu przeprowadzenia prób w locie napędu „Scramjet” zbudowano pocisk doświadczalny, na którego obwodzie zabudowano cztery silniki przeznaczone do badań (rys. 1). Wstępne sprężanie powietrza odbywa się w polu ciśnień przedniej części kadłuba pocisku. W czterech dyfuzorach wlotowych następuje dalsze sprężenie powietrza, które z prędkością naddźwiękową dostaje się do komór spalania. W komorach spalania odbywa się szybkie spalanie wodoru. Gazy spalinowe uchodzą przez rozbieżne dysze, przy czym końcowe rozprężanie odbywa się na powierzchni zwięzającej się ogonowej części pocisku. Umieszczone w przedniej części kadłuba urządzenie telemetryczne przekazuje na Ziemię wartości ciśnień i temperatur powietrza we wlotach silnikowych. Pozostała część kadłuba służy jako zbiornik paliwa, którym jest wodór. Umieszczone w tylnej części kadłuba usterzenie zapewnia stateczność statyczną i dynamiczną pocisku.

Start pocisku odbywa się za pomocą rakiety startowej „Castor” (rys. 2) pracującej na stałym środku napędowym. Przyspiesza ona pocisk do takiej prędkości, przy której temperatura powietrza na wlocie do silnika wynosi  $920^{\circ}\text{C}$  — temperatura taka zapewnia samozapłon paliwa. Po oddzieleniu się rakiety startowej pocisk jest przyspieszany przez ciąg własnych silników. Urządzenie sterujące tak reguluje wydatek paliwa, a tym samym ciąg, aby utrzymany był wymagany tor lotu pocisku.

Próby w locie pocisku „Scramjet” mają być przeprowadzone przez ośrodek doświadczalny amerykańskich sił powietrznych w Vandenberg, przy czym przewiduje się trzy rodzaje startu pocisku: 1) za pomocą samolotu; 2) przez wyrzucenie z działa o dużym kalibrze i 3) bliski start przy użyciu silników rakietowych. Pozwoli to na porównanie ze sobą poszczególnych metod startu i wyciągnięcie wniosków na temat sterowania rakiety startowej. Podczas prób w locie naziemne stacje radarowe będą przeprowadzać pomiary toru lotu oraz prędkości i przyspieszeń.

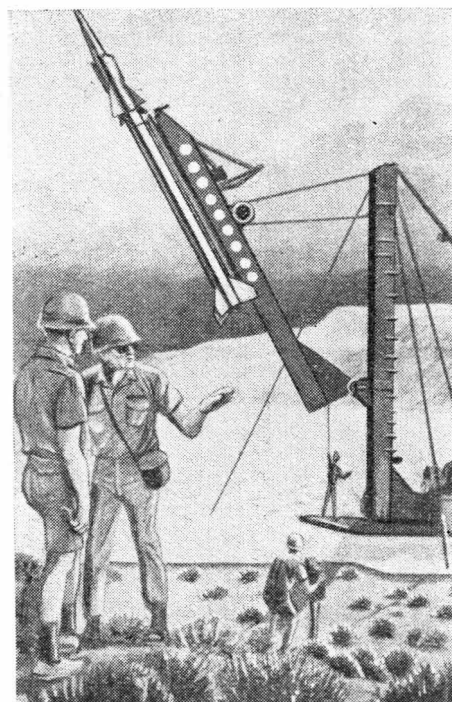
Próby na ziemi i w locie silników „Scramjet” oznaczają początki zastosowań tego rodzaju napędu. Jakkolwiek w opisanym przypadku silnik stanowi integralną całość z pociskiem, należy go jednak rozpatrywać jako oddzielny system napędowy. Planuje się rozwój pojedynczego silnika, który mógłby znaleźć szereg zastosowań zarówno wojskowych, jak i cywilnych.



1

Opisany rodzaj silnika szczególnie nadaje się do napędu załogowych hipersonicznych transportowców kosmicznych, pocisków międzykontynentalnych i odzyskiwalnych stopni nośnych. Ponieważ osiągnięta w locie liczba Macha można rozpa-

trywać jako funkcję zabieranej ilości paliwa, w przypadku dużych pojazdów napędzanych silnikami strumieniowymi o spalaniu naddźwiękowym można uzyskać wyjątkowo duże prędkości lotu. Dzięki małemu ciężarowi i dużemu impulsowi jed-



2

nostkowemu silniki „Scramjet” mogą być w przyszłości stosowane również do napędu pocisków „powietrze-powietrze” i „powietrze-ziemia” oraz jako silniki sterujące pojazdów orbitalnych sprowadzanych na Ziemię.

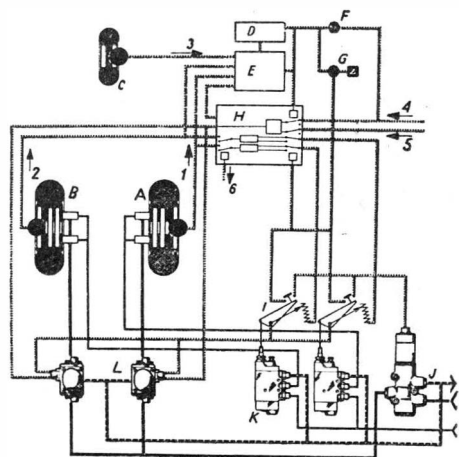
W.K.

### NOWY SYSTEM PRZECIWSLIZGOWY HAMULCÓW

Firma Hispano - Suiza przeprowadza próby nowego systemu regulacji ciśnienia w układzie hamulcowym w celu uzyskania maksymalnego skutku hamowania przy jedno-

czesnym zapobieganiu blokowania kół samolotu. Urządzenie nosi oznaczenie SPAD (Systeme Perfectionne Anti Derapant) i opiera się na przeprowadzanych w sposób ciągły obliczeniach optymalnej wartości poślizgu, która zależy od takich czynników, jak obciążenie kół, prędkość, własności nawierzchni pasa starto-

wego i własności opon. W tym celu miernik przyspieszenia i urządzenie całkujące określają prędkość samolotu, a dwie prądniczki zabudowane w ośkach kół głównych podają prędkości obrotowe kół. Właściwą regulację ciśnienia w układzie hamulcowym przeprowadzają zawory serwomechanizmu.



A i B — koła podwozia głównego z prądniczkami obrotowymi; C — koło przednie z prądniczką obrotową; D — przyspieszeniometer; E — urządzenie całkujące; F i G — wyłącznik chowania podwozia i wskaźnik na tablicy pokładowej; H — rozdzielacz; I — pedały hamulcowe; J — zawór solenoidowy przewodu ciśnieniowego; K — zawory hamulców bezpieczeństwa; L — zawory serwomechanizmu; 1 — przewód do przekazywania prędkości obrotowej koła A; 2 — przewód do przekazywania prędkości obrotowej koła B; 3 — przewód do przekazywania prędkości obrotowej koła C; 4 — prąd stały 27 V; 5 — prąd zmienny 115 V, 400 Hz; 6 — przewód do urządzeń zabezpieczających.

W.K.

### WTÓRNE OPRACOWYWANIE NOWYCH MATERIAŁÓW

Rozwój nowych konstrukcji w przodujących dziedzinach techniki jest ściśle związany z rozwojem nowych materiałów o coraz lepszych własnościach użytkowych. Z reguły wzrost tych własności pociąga za sobą pogorszenie charakterystyk technologicznych, takich jak: skrawalność, podatność na przeróbkę na zimno czy gorąco. Dlatego ostatnio wprowadzono wtórne badania i drugi etap w opracowaniach materiałów. Materiały o ustalonym składzie chemicznym, spełniające wymagania konstrukcji, poddaje się dalszemu opracowaniu, mającemu na celu podwyższenie cech technologicznych przy równoczesnym zachowaniu własności użytkowych. Takiej procedurze poddano kilka typów stali nierdzewnej. Przez niewielkie zmiany w składzie chemicznym, a głównie zmianę technologii wyrobu materiału, wytworzono szereg odmian technologicznych dla każdego gatunku stali nierdzewnej.

W ten sposób wytworzyły się rodziny stali o tych samych własnościach konstrukcyjnych, ale różnych własnościach technologicznych. Odmiany stali nierdzewnej typu 416 obejmują:

a) łatwoskrawalną, b) superskrawalną, c) kujną, d) o wysokiej twardości, e) podatną do formowania na zimno.

Stal odmiany „a” pozwala na wzrost prędkości skrawania o 15%, a twardości narzędzia o 200%.

Natomiast stal odmiany „b” pozwala nawet skrawać z prędkościami większymi o 150% w stosunku do stali typu podstawowego. Podobnie jest z innymi odmianami.

Dzięki wytworzeniu tych gatunków pochodnych zakład produkcyjny może dobrać technologię najdogodniejszą w lokalnych warunkach oraz najtańszą, a równocześnie spełnić wymagania stawiane przez konstruktora.

A.G.

# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

## Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

### Miedź i stopy miedzi

#### Część IX

(Dalszy ciąg)

Zebrali i opracowali: mgr inż. Andrzej Ciszewski i mgr inż. Tadeusz Radomski

W bieżącym zestawie tablic podano dane techniczne dotyczące polskich, radzieckich i amerykańskich stopów miedzi.

Tablice 3, 4 i 5 zawierają dane dotyczące mosiądzów odlewniczych: tablica 3 — skład chemiczny i własności fizyczne polskich i radzieckich stopów tego typu.

Tablica 3. Skład chemiczny i własności fizyczne polskich i radzieckich mosiądzów odlewniczych

Rodzaj mosiądzu	Cecha		Skład chemiczny (w %)							Suma zanieczyszczeń maks.	Własności fizyczne *)			
	wg PN-60 H-87026	wg ГОСТ 1019-47	Cu	Pb	Mn	Al	Fe	Si	Zn		Ciężar właściwy (G/cm <sup>3</sup> )	Górna temperatura topnienia (°C)	Współczynnik rozszerzalności liniowej $\alpha \times 10^6$	Przewodność cieplna
														Kcal cm.sek.°C
Manganowo- olowiowo- żelazowy	MM47	—	47-50	2,0-3,5	3,0-4,0	—	0,5-1,2	—	reszta	1,2	—	—	—	
Manganowo- żelazowy	MM55	ЛМЖК 55-3-1	53-58	—	3,0-4,0	—	0,5-1,5	—	reszta	2,0	8,5	880	22,0	0,24
Manganowo- olowiowy	MM58	ЛМЖС 58-2-2	57-60	1,5-2,5	1,5-2,5	—	—	—	reszta	2,5	8,5	890	21,0	0,26
Aluminiowo- manganowo- żelazowy	MA58	—	56-60	—	1,0-2,0	1,5-2,5	0,5-1,5	—	reszta	2,0	—	—	—	—
Aluminiowy	MA67	ЛА 67-2,5	66-68	—	—	2,0-3,0	—	—	reszta	3,0	8,5	995	—	0,27
Krzemowy	MK20	ЛК 80-3,1	79-81	—	—	—	—	2,5-4,5	reszta	2,8	8,3	900	17,0	—
Krzemowo- olowiowy	MK080	ЛКС 80-3-3	79-81	2,0-4,0	—	—	—	2,5-4,5	reszta	2,0	8,6	900	17,0	—
Ołowiowy	M059	ЛС 59-1,1	57-60	1,0-2,0	—	—	—	—	reszta	2,0	8,5	885	20,1	0,26
Aluminiowo- żelazowo- manganowy	—	ЛАЗЖМ 66-6-3-2	64-68	—	1,5-2,5	6,0-7,0	2,0-4,0	—	reszta	8,5	899	19,8	—	—
Aluminiowo- żelazowy	—	ЛАЗК 60-1-1,1	58-61	—	0,1-0,6	0,75-1,5	0,75-1,5	Sn 0,2-0,7	reszta	8,5	904	21,6	—	0,27
Manganowo- cynowo- olowiowy	—	ЛМЖС 58-2-2-2	56-60	0,5-2,5	1,5-2,5	—	—	Sn 1,5-2,5	reszta	8,5	890	—	—	0,26
Manganowo- żelazowy	—	ЛМЖК 52-4-1	50-55	—	4,0-5,0	—	0,5-1,5	—	reszta	8,3	870	—	—	—

\*) Wg danych radzieckich.

# Rodzaje profilów, systematyka, oznaczenia

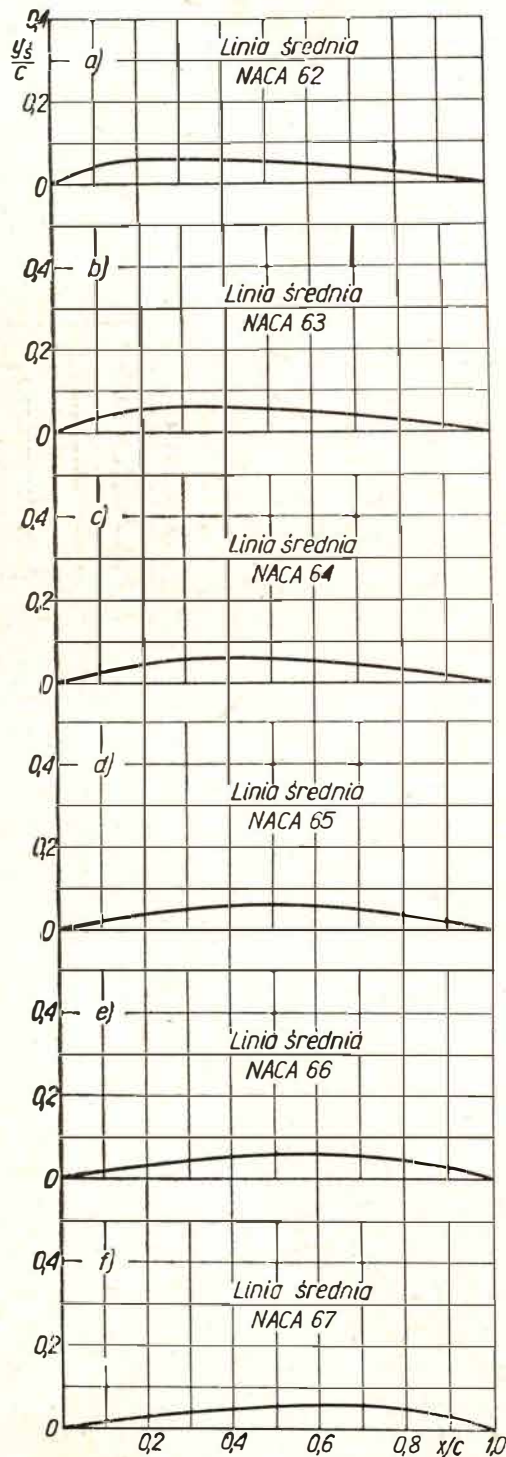
oprac. E. Lewalska

I rodzina — profile czterocyfrowe (ciąg dalszy).

W oparciu o przedstawione zależności, określono współrzędne linii średnich dla serii: 62, 63, 64, 65, 66 i 67.

Współrzędne linii średniej oraz współczynniki aerodynamiczne podano w tabelicy 2:  $C_z$ ,  $\alpha$  i  $C_m$  dla  $X = c/4$  określone teoretycznie w oparciu o zależności teoretyczne. Kształt tych linii podano na rys. 8 a, b, c, d, e i f.

Współrzędne linii średnich dla serii 22 mają się tak do współrzędnych linii serii 62 jak 2 : 6, a dla serii 44 mają się tak do współrzędnych linii serii 64 jak 4 : 6.



Rys. 8. Kształt linii średnich dla serii profili: 62, 63, 64, 65, 66 i 67

Tabela 2

**Współrzędne linii średnich profili**

Serii NACA 62			Serii NACA 63			Serii NACA 64			Serii NACA 65			Serii NACA 66			Serii NACA 67		
$C_z = 0,9 \alpha = 2,81^\circ$ , $C_m c/4 = -0,113$			$C_z = 0,8 \alpha = 1,60^\circ$ , $C_m c/4 = -0,134$			$C_z = 0,76 \alpha = 0,74^\circ$ , $C_m c/4 = -0,157$			$C_z = 0,75 \alpha = 0^\circ$ , $C_m c/4 = -0,187$			$C_z = 0,76 \alpha = -0,74^\circ$ , $C_m c/4 = -0,222$			$C_z = 0,8^\circ \alpha = -1,6^\circ$ , $C_m c/4 = -0,266$		
x %c	y <sub>s</sub> %c	dy <sub>s</sub> /dx	x %c	y <sub>s</sub> %c	dy <sub>s</sub> /dx	x %c	y <sub>s</sub> %c	dy <sub>s</sub> /dx	x %c	y <sub>s</sub> %c	dy <sub>s</sub> /dx	x %c	y <sub>s</sub> %c	dy <sub>s</sub> /dx	x %c	y <sub>s</sub> %c	dy <sub>s</sub> /dx
0	0	0,60000	0	0	0,40000	0	0	0,30000	0	0	0,24000	0	0	0,20000	0	0	0,17143
1,25	0,726	0,56250	1,25	0,489	0,38333	1,25	0,369	0,29062	1,25	0,296	0,23400	1,25	0,247	0,19583	1,25	0,212	0,16837
2,5	1,406	0,52500	2,5	0,958	0,36667	2,5	0,726	0,28125	2,5	0,585	0,22800	2,5	0,490	0,19167	2,5	0,421	0,16531
5,0	2,625	0,45000	5,0	1,833	0,33333	5,0	1,406	0,26250	5,0	1,140	0,21600	5,0	0,958	0,18333	5,0	0,827	0,15918
7,5	3,656	0,37500	7,5	2,625	0,30000	7,5	2,039	0,24375	7,5	1,665	0,20400	7,5	1,406	0,17500	7,5	1,217	0,15306
10,0	4,500	0,30000	10,0	3,333	0,26667	10,0	2,625	0,22500	10,0	2,160	0,19200	10,0	1,833	0,16667	10,0	1,592	0,14694
15,0	5,625	0,15000	15,0	4,500	0,20000	15,0	3,656	0,18750	15,0	3,060	0,16800	15,0	2,625	0,15000	15,0	2,296	0,13469
20,0	6,000	0,00000	20,0	5,333	0,13333	20,0	4,500	0,15000	20,0	3,840	0,14400	20,0	3,333	0,13333	20,0	2,939	0,12245
25,0	5,977	-0,00938	25,0	5,833	0,06667	25,0	5,156	0,11250	25,0	4,500	0,12000	25,0	3,958	0,11667	25,0	3,520	0,11020
30,0	5,906	-0,01875	30,0	6,000	0,000000	30,0	5,625	0,07500	30,0	5,040	0,09600	30,0	4,500	0,10000	30,0	4,041	0,09796
40,0	5,625	-0,03750	40,0	5,878	-0,02449	40,0	6,000	0,00000	40,0	5,760	0,04800	40,0	5,333	0,06667	40,0	4,898	0,07347
50,0	5,156	-0,05625	50,0	5,510	-0,04898	50,0	5,833	-0,03333	50,0	6,000	0,00000	50,0	5,833	0,03333	50,0	5,510	0,04898
60,0	4,500	-0,07500	60,0	4,898	-0,07347	60,0	5,333	-0,06667	60,0	5,760	-0,04800	60,0	6,000	0,00000	60,0	5,878	0,02449
70,0	3,656	-0,09375	70,0	4,041	-0,09796	70,0	4,500	-0,10000	70,0	5,040	-0,09600	70,0	5,625	-0,07500	70,0	6,000	0,00000
80,0	2,625	-0,11250	80,0	2,939	-0,12245	80,0	3,333	-0,13333	80,0	3,840	-0,14400	80,0	4,500	-0,15000	80,0	5,333	-0,13333
90,0	1,406	-0,13125	90,0	1,592	-0,14694	90,0	1,833	-0,16667	90,0	2,160	-0,19200	90,0	2,625	-0,22500	90,0	3,333	-0,26667
95,0	0,727	-0,14062	95,0	0,827	-0,15918	95,0	0,958	-0,18333	95,0	1,140	-0,21600	95,0	1,406	-0,26250	95,0	1,833	-0,33333
100,0	0,000	-0,15000	100,0	0,000	-0,17143	100,0	0,000	-0,20000	100,0	0,000	-0,24000	100,0	0,000	-0,30000	100,0	0,000	-0,40000