

technika
lotnicza
i astronautyczna

1966 **6**



POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

Część VIII (XVIII)

Stopy magnezu

(Dokończenie)

Zebrał i opracował: mgr inż. *Andrzej Ciszewski* i mgr inż. *Tadeusz Radomski*

W bieżącym zestawie tablic podano dalsze dane techniczne dotyczące amerykańskich stopów magnezu przerabianych plastycznie i niektóre dane uzupełniające, dotyczące stopów odlewniczych.

W tablicy 36 — własności mechaniczne w temperaturach obniżonych.

Kolejne tablice 37 i 38 zawierają własności mechaniczne złącz spawanych wykonanych ze stopów magnezu do pracy w temperaturze otoczenia i w tem-

peraturach podwyższonych, tablica 39 — orientacyjne warunki obróbki cieplnej złącz spawanych ze stopów odlewniczych i tablica 40 — zalecane warunki niektórych procesów technologicznych. *Tablice znajdują się na III str. okł.*

TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
W. Dichter: Pierwsi ludzie na Księżycu	1
R. Bekiesiński, H. Rzewski: Filtracja paliw silników turbinowych w niskich temperaturach otoczenia	6
R. Garncarek: Analiza optymalnej prędkości samolotu rolniczego	12
St. Ziętarski: Obrabiarki sterowane liczbowo	18
KRONIKA	23
NOWOŚCI TECHNICZNE	24
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ: Stopy magnezu, część VIII (XVIII), dokończenie — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	II i III okł.
Miedź i stopy miedzi, część IX — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	IV okł.

CONTENTS

W. Dichter: First men on the Moon	1
R. Bekiesiński, H. Rzewski: Filtrating of the turbine engine fuel at low ambient temperatures	6
R. Garncarek: The analysis of optimum flight speed of agricultural aircraft	12
St. Ziętarski: Numerical controlled machine tools	18
Technical news	24
Designer's data sheets: Copper and copper alloys, part IX — by A. Ciszewski and T. Radomski	

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
W. Dichter: Первые люди на луне	1
R. Bekiesiński, H. Rzewski: Фильтрация топлива турбинных двигателей в низких температурах окружающей среды	6
R. Garncarek: Анализ оптимальной скорости самолета для земледелия	12
St. Ziętarski: Станки управляемые числово	18
Хроника	23
Технические новости	24
Конструкторские пособия авиационной и межпланетной техники: Медь и сплавы, часть IX — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	

Prenumeratę TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT

Warszawa, ul. Mazowiecka 12

Telefon 28-80-16



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. PIETRZAK, mgr inż. K. SZUMIELEWICZ, mgr inż. B. TRALA, mgr inż. K. WÓJCICKI

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

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 108/A — Z-5. Nakład 1050 egz. Papier powlekany kl. V, 80 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



Dr inż. WILHELM DICHTER

629.19:523.3

PIERWSI LUDZIE NA KSIĘŻYCU

We wrześniu, 1959 roku po raz pierwszy w historii ciało wyrzucone przez człowieka z Ziemi uderzyło w księżycową tarczę. Radziecki pojazd doszedł wówczas do celu z ogromną prędkością 3,3 km/sek i najprawdopodobniej roztrzaskał się przy tym lub utopił w pokładach pyłu, jeśli na takie natrafił. Ten sztuczny meteor, którego szczątków nigdy nie odnajdziemy, zasygnalizował opinii publicznej rozpoczęcie procesu wszechstronnej eksploracji wygasłego chyba sąsiada Ziemi. Od tamtej chwili dokonano wielu prób, a pojazdy startowały ku Księżycowi zarówno z terytorium ZSRR jak i USA.

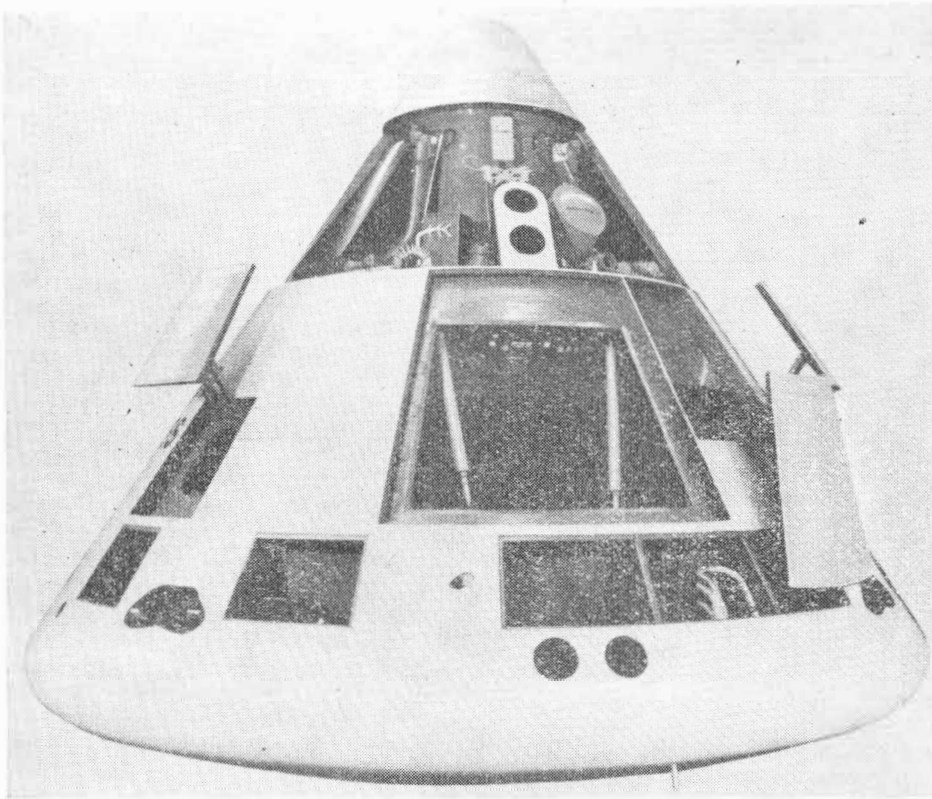
Wybitnym osiągnięciem uczonych radzieckich było dokonanie oblotu Księżycy, w czasie którego obserwowano jego niewidoczną z Ziemi półkulę. Po okrążeniu Księżycy i skierowaniu się ku Ziemi statek radziecki przekazał drogą radiową na naszą planetę zrobione wcześniej zdjęcia. Wydane one zostały we wspólnym atlasie fotograficznym niewidocznej półkuli Księżycy i na ich podstawie nowo odkrytym kraterom oraz suchym morzom nadano nazwy. W lipcu 1964 roku aż do ostatnich ułamków sekundy swego „życia” fotografował Księżyc amerykański pojazd bezzałogowy *Ranger-7*. Wykonaną przez niego serię 4300 doskonałych zdjęć zamyka częściowo tylko czytelna fotografia zrealizowana na wysokości 1500 metrów ponad Srebrnym Globem wówczas, gdy obiekt aparatu obejmował obszar powierzchni o wymiarach 30×50 m. W trakcie prze-

kazywania tego zdjęcia na Ziemi rozpoczęło się zderzenie z Księżycem i niszczenie statku. Ocalał więc fragment fotografii, resztę stanowią zarejestrowane na błonie światłoczułej szumy elektryczne wydane przez ginące urządzenie pojazdu.

W wyniku kilkuletnich eksperymentów astronautycznych dokonanych w obszarze między Ziemią a Księżycem oraz w oparciu o intensywne prace astronomów i astrofizyków zdołano określić wstępne warunki, jakie zastanie pojazd lądujący na Księżycu. Uznano powszechnie, że wpływy pól magnetycznych i elektrycznych oraz promieniowanie korpuskularne, głównie pochodzenia słonecznego, a także niebezpieczeństwo meteorytowe można uznać za nieznaczące. Powierzchnię Księżycy natomiast potraktowano jako twór złożony z trzech rodzajów substancji: skał, pyłu i czegoś, co przypomina pumeks. Gęstość skał szacowana jest na 3 g/cm^3 , gęstość pyłu nie przekracza $1,8 \text{ g/cm}^3$, a porowatego pumeksu — 1 g/cm^3 . Wyznaczając ważną dla celów projektowych prędkość miękkiego lądowania w terenie skalistym, gdyż ten był przede wszystkim brany pod uwagę, rozważano nie tylko wytrzymałość samego statku, lecz również wytrzymałość skał księżycowych, które po zetknięciu się z teleskopowymi nogami pojazdu nie powinny kruszyć się ani pękać. Ostatecznie na podstawie różnych badań stwierdzono, że skały mogą bezpiecznie znieść naciski rzędu $280\text{—}1750 \text{ kG/cm}^2$, co jest wystarczające dla potrzeb astro-

nautyki. Niezależnie od gęstości określono również przewodności cieplne skał, pyłu i porowatej substancji typu pumeksu; wynoszą one odpowiednio $5 \cdot 10^{-3}$, $3 \cdot 10^{-6}$ i $6 \cdot 10^{-5} \text{ cal/cm.sek}^\circ\text{C}$. Natomiast średnią właściwą pojemność cieplną gruntu księżycowego ocenia się na $0,2 \text{ cal/g}^\circ\text{C}$.

Wspaniałym uwieńczeniem tych wszystkich prac badawczych był lot radzieckiej sondy księżycowej *Łuny 9* zakończony udanym miękkim lądowaniem. Trudny problem zredukowania do zera prędkości statku względem Księżycy nie za wcześnie i nie za późno, ale tuż nad powierzchnią Srebrnego Globu, rozwiązali pomyślnie uczeni radzieccy stosując znaną w matematyce i technice metodę kolejnych prób i błędów. Korzystając z doświadczeń nabytych przy realizowaniu poprzednich pojazdów z serii *Łuna*, zdołali oni tak pokierować lotem *Łuny 9*, by w chwili dotknięcia Księżycy prędkość lądowania wynosiła zaledwie około 30 km/godz . Na Ziemię popłynęły strumienie telemetrowanych danych zawierających wyniki badań fizyko-chemicznych, a obracająca się kamera telewizyjna przekazała obraz panoramy Księżycy. Udana lądowanie stacji *Łuna 9* stanowi bezsporny dowód, że wybrany przez astronautykę kierunek rozwojowy wiedzy do sukcesu. W nadchodzących miesiącach i latach na Księżycu będą coraz częściej osiadały wysyłane z Ziemi aparaty bezzałogowe, typu radzieckich *Łun* i amerykańskich



Przedział załogowy statku Apollo. Część wielowarstwowych płyt z pokryciem ablastycznym została zdjęta

Surveyorów, wyposażone w aparaturę pomiarową, fotograficzną i telewizyjną. W ten sposób poznamy coraz dokładniej szczegóły struktury powierzchni srebrnego globu. Z czasem z pokładów tych statków wyjadą ruchome laboratoria i najpierw blisko, a później coraz dalej zaczną penetrować Księżyc. Niektóre sondy na rozkaz z Ziemi wystartują z Księżyca i wrócą na naszą planetę. Wreszcie polecą ludzie, bez lądowania okrążą Księżyc na wysokości kilkunastu kilometrów i skierują swój statek z powrotem na wokółziemską orbitę. Pierwsi ludzie staną na Księżycu najprawdopodobniej dopiero po roku 1970 i chociaż będzie to przygoda o wiele bardziej dramatyczna od tej, jaką wymyślił i opisał Jules Verne, to nauka i technika działalnością swoich najznakomitszych mózgów i maszyn od długiego już czasu przygotowują jej optymistyczne zakończenie.

Rzeczowe przygotowania wyprawy księżycowej ludzi rozpoczęły się około 7 lat temu, objęły one wiele dziedzin teoretycznych i doświadczalnych. Obecnie prace te gwałtownie się rozwijają, rośnie liczba zaangażowanych pracowników, środków materialnych i wydatkowanych na to przedsięwzięcie pieniędzy. W samych Stanach Zjednoczonych

nad urzeczywistnieniem lotu na Księżyc, oznaczonego kryptonimem *Apollo*, uczestniczy ponad 500 000 ludzi, zanim zaś program ten zostanie zrealizowany w pełnym swoim zakresie, Amerykanie będą musieli wyasygnować 20 miliardów dolarów. W Związku Radzieckim sprawa wygląda oczywiście podobnie z tym jednak, że — jak o tym później powiemy — można podejrzewać pewną odmienność schematów lotu rozpatrywanych w obu krajach.

Teoretycznie rzecz biorąc na Księżyc można lecieć albo w sposób bezpośredni, albo wykonując pewną liczbę manewrów na orbicie wokołoksiężycowej lub wokołoziemskiej. Lot bezpośredni, przypominający lot do celu wystrzelonego z armaty pocisku artyleryjskiego, jest uzależniony od zbudowania gigantycznej rakiety wielostopniowej, której pierwszy stopień musiałby rozwinąć około 5500 ton siły ciągu. Pozwoliłoby to na wprowadzenie statku załogowego, mniej więcej 70-tonowego, na tor lotu, wzdłuż którego ruchem beznapędowym dotarłby on do Księżyca niosąc na swoim pokładzie 3—4 ludzi. Nie wydaje się, aby taka rakietka została stworzona przed 1970 rokiem, a wiele trudności, na jakie napotyka konstruowanie dużych układów

napędowych, sugeruje odsunięcie tej daty w jeszcze dalszą przyszłość. Warto tu dodać, iż jedna z najpotężniejszych rakiet amerykańskich *Atlas-Agena* rozwija w czasie pracy silników pierwszego stopnia siłę ciągu rzędu 160 ton, co pozwala jej wprowadzić na orbitę geocentryczną ładunek użyteczny o ciężarze 2,3 tony. Rzecz jasna, że tego rodzaju dane należy traktować rozwojowo, rozumiejąc iż w ośrodkach badań stacjonarnych USA wypróbowuje się jednostki napędowe o dużo większej mocy, np. silnik F-1 o ciągu rzędu kilkuset ton. Jednakże nawet one nie byłyby w stanie zapewnić bezpośredniej podróży z Ziemi na Księżyc. Dotyczy to również radzieckich rakiet nośnych — mówimy tu wyłącznie o pojazdach dostatecznie dobrze wypróbowanych w locie — choć są one silniejsze od amerykańskich, o czym świadczy udane wprowadzenie na orbitę 12-tonowych laboratoriów badawczych *Proton 1* i *2*. Z tych względów bezpośrednią wyprawę księżycową można uznać za nierealną w ciągu najbliższych lat. Przypatrzymy się więc dwu pośrednim wariantom lotu. Rozpocniemy od opisu planu amerykańskiego zakładającego dokonanie manewrów se-lenocentrycznych.

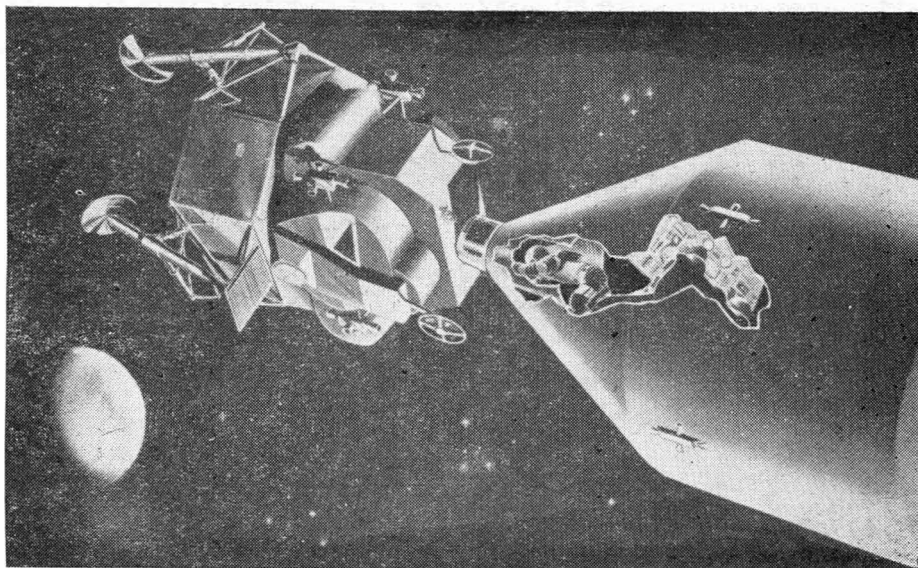
Pracami nad programem *Apollo* kieruje NASA — National Aeronautics and Space Administration (Państwowy Urząd Aerodynamiki i Przestrzeni Kosmicznej), który w roku budżetowym 1965 — rok budżetowy w USA zaczyna się 1 lipca — z posiadanej do dyspozycji sumy 5304 milionów dolarów zamierza wydać na ten cel 2677 milionów. Te bieżące wydatki świadczą zarówno o istnieniu ogromnego kompleksu zagadnień, które trzeba rozwinąć przed startem na Księżyc, jak i o szybkości, z jaką pragnie się tego dokonać.

Księżycowy statek *Apollo* o ciężarze 39,5 tony ustawiony zostanie na wierzchołku 110-metrowej rakiety *Saturn-5*, której ciężar przekroczy 2700 ton. Należy tu zaznaczyć, że pośrednie wersje pocisku *Saturn* są obecnie badane w warunkach stacjonarnych i w locie. Pierwszy stopień *Saturna* pracować będzie 160 sekund, a po zakończeniu jego działania prędkość układu wyniesie 2700 m/sek. Stosunkowo długi czas pracy silników umożliwi osiągnięcie tej wielkiej prędkości przy względnie niedużym przyspieszeniu,

mniejszym od 4—5 g. Pierwszy stopień rakiety *Saturn-5* odpada na wysokości 164 km, a później przez 390 sekund pracuje stopień drugi, przyspieszenia zaś spadają do wartości $2/3$ g. Stopień trzeci zostaje uruchomiony po krótkiej przerwie liczonej od chwili odłączenia się stopnia drugiego. Tego rodzaju system zwiększania zasięgu lub pułapu lotu za pomocą doboru odpowiednich czasów ruchu beznapędowego rozdzielających okresy funkcjonowania silników poszczególnych stopni wypróbowali po raz pierwszy Niemcy w swojej czterostopniowej rakiecie *Rheinbote* napędzanej stałym materiałem pędym. Stopień trzeci *Saturna-5* pracuje 120 sekund i wprowadza statek *Apollo* na kołową orbitę okołoziemską o wysokości 185 km. Prędkość wynosi wówczas 7,8 km/sek. Statek razem z trzecim stopniem rakiety dokonuje teraz 1,5—3 okrążeń Ziemi, w czasie których ośrodki poligonowe oraz trzej lecący kosmonauci sprawdzają prawidłowość funkcjonowania rozmaitych urządzeń pojazdu. Po ustabilizowaniu lotu i odpowiednim zorientowaniu przestrzennym następuje powtórne włączenie silnika trzeciego stopnia na okres 300 sekund, co zwiększa prędkość do 10,85 km/sek. Od tej chwili rozpoczyna się beznapędowy lot w kierunku Księżyca.

Trójmiejskowy statek *Apollo* składa się z trzech przedziałów: załogowego, silnikowego i ekspedycyjnego. Pierwsze dwa buduje firma Nord American Aviation za sumę 934 miliony dolarów, a trzeci firma Grumman Aircraft za 350 milionów. Do 30 czerwca 1966 roku powinny być wykonane 4 egzemplarze statku *Apollo* przeznaczone dla lotów doświadczalnych. Dotychczas zbadano dokładnie makietę przedziału załogowego o ciężarze 3850 kG, którą dla określenia dopuszczalnych przeciążeń rzucano do wody z prędkością 8 m/sek. Modele tego przedziału badano również w urządzeniu elektrołukowym imitującym w ten sposób silne nagrzewanie aerodynamiczne, jakiemu poddany będzie rzeczywisty statek przy wejściu w gęste warstwy atmosfery.

Przedział załogowy jest stożkiem o zaokrąglonym wierzchołku, średnica jego podstawy wynosi 3,9 m, a wysokość 3,4 m. Z 10 m³ objętości przedziału wyposażenie zajmuje 6,2 m³. Ciężar przedziału wynosi 4,5 tony, przy czym ciężar samej konstrukcji nie przekracza 1,8 tony. Mieści się w nim herme-



Dwaj astronauci przechodzą z przedziału załogowego do przedziału ekspedycyjnego

tycznie zamknięta kabina z trzema fotelami ustawionymi w jednym rzędzie, których kształty można dostosować do figur kosmonautów. Ściany kabiny mają konstrukcję ulową i wykonane są ze stopu aluminiowego, cały przedział natomiast pokryty jest 45 płytami warstwowymi, przy czym warstwy rozmaitych substancji umieszczone są między dwoma arkuszami stalowej blachy o grubości 2,3 mm. Płyty warstwowe obłożone są z zewnątrz dodatkowo materiałem ablacyjnym. Zastosowanie systemu płytowego związane jest z tzw. konstrukcją modułową pojazdu, która pozwala na szybką wymianę fragmentu aparatury elektronicznej znajdującej się między kabiną a pokryciem płytowym, bez konieczności dokonywania jakichkolwiek manipulacji z fragmentami pozostałymi.

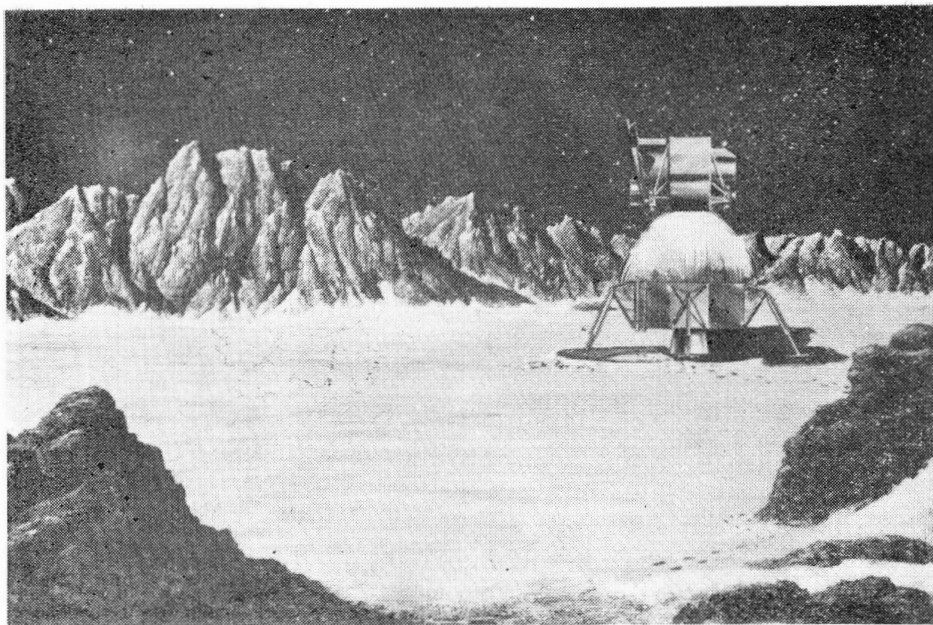
Pod przedziałem załogowym znajduje się przedział silnikowy będący walcem o średnicy 3,9 m i długości 7 m, o ciężarze 22,5 tony. Pod osłoną warstwowych ścianek ze stopu aluminiowego umieszczony jest główny silnik statku *Apollo* rozwijający siłę ciągu 10 ton, przy czym wielkość ciągu może być automatycznie lub ręcznie regulowana w granicach od 10% do 100% wartości maksymalnej. Silnik ten, podobnie jak i pozostałe silniki *Apollo*, zasilany jest ciekłym, samozapłonowym materiałem pędym, w którym paliwo stanowi Aerozyna 50, a utleniacz — czterotlenek azotu. Substancje te znajdują się w elastycznych zbiornikach z trójwarstwowego nylonu umieszczonych we wnętrzu zasobników wykonanych ze stopu aluminiowego lub tytanowego. Pod ciśnieniem sprężonego helu pa-

liwo i utleniacz wpływają do komory spalania silnika. Ma on 4 m długości i jest zawieszony przegubowo, co pozwala na odchylenie go w granicach 10° w każdym kierunku. Według projektu istnieje możliwość 50 włączeń silnika głównego, który zapewnia następujące spadki lub przyrosty prędkości:

- około 100 m/sek — dla dokonania ewentualnej korekcji toru podczas lotu beznapędowego,
- około 1000 m/sek — dla wykonania manewru hamowania koniecznego do wejścia statku na orbitę selenocentryczną,
- około 1000 m/sek — dla opuszczenia tej orbity i wejścia na tor lotu beznapędowego ku Ziemi.

Na korpusie przedziału silnikowego umocowane są cztery grupy napędowe liczące po 4 silniki o ciągu 45 kG każdy (dwa poziome i dwa pionowe). Te niewielkie silniki służą do orientowania przestrzennego pojazdu w różnych fazach jego podróży. Od połowy 1963 roku przedział silnikowy przechodzi badania, w czasie których poddawany jest drganiom i obciążeniom zginającym.

Wreszcie u dołu statku znajduje się, złożony z części lądującej i wzlatującej, przedział ekspedycyjny pokryty płaszczem z blachy o grubości 1 mm wykonanej ze stopu aluminiowego. Przedział ten połączony jest z trzecim stopniem rakiety nośnej. Po wyjściu na tor lotu beznapędowego w kierunku Księżyca przedział ekspedycyjny razem z wypalonym już trzecim stopniem *Saturna-5* odłącza się od reszty statku *Apollo*, pozostałe zaś dwa przedziały wykonują obrót o 180°, by następnie połączyć się z powrotem w ten sposób, że przedział załogowy ze-



Część wzlatająca przedziału ekspedycyjnego opuszcza Księżyc. Część lądująca spełnia rolę stołu startowego

tknie się bezpośrednio z przedziałem ekspedycyjnym. Umożliwi to przejście dwu kosmonautów w pobliżu Księżycyca z przedziału załogowego do ekspedycyjnego, w którym dokonają lądowania. W czasie wykonywania manewru odłączania i przyłączania przedziałów trzeci stopień rakiety nośnej przymocowany do przedziału ekspedycyjnego zwiększa jego masę, a tym samym tłumi mogące się pojawić niebezpieczne drgania. Później ładunek wybuchowy odrzuca ten stopień, a chwilę przedtem uruchomione wybuchem prochu noże gilotynowe przecinają wszelkie elektryczne i hydrauliczno-pneumatyczne więzy łączące dotąd statek *Apollo* z rakieta *Saturn-5*. Bardziej szczegółowo omówimy budowę przedziału ekspedycyjnego rozważając poszczególne fazy jego lądowania i startu z Księżycyca.

W pobliżu Księżycyca silnik główny statku wyhamowuje prędkość do tysiąca kilkuset metrów na sekundę i *Apollo* wchodzi na orbitę wokółksiężycową oddaloną o 148 km od jego powierzchni. Kosmonauci badają teraz rejon lądowania, który będzie przypuszczalnie położony pomiędzy +10 i -10 stopniem szerokości oraz 270 i 360 stopniem długości księżycowej. Następnie dwaj kosmonauci pozostawiają swego towarzysza w przedziale załogowym statku i przejdą specjalną śluzą do hermetycznej kabiny w przedziale ekspedycyjnym. Ten ostatni przedział odłączy się teraz od reszty pojazdu i korzystając z silnika o ciągu rzędu 5 ton, umieszczonego w jego części lądującej wykona

oblot Księżycyca po samodzielnej elipsie — zbliżając się do srebrnego globu na 15 km, to znów oddalając się na 148 km. Elipsa jest tak dobrana, że przedział ekspedycyjny spotyka się ze statkiem *Apollo* mniej więcej co 2 godziny i w przypadku jakiejś awarii może, rezygnując z lądowania, połączyć się z nim. Jeśli wszystko będzie przebiegało prawidłowo, dwaj kosmonauci opuszczają się na wysokość 60 m ponad miejsce lądowania, zatrzymają ruch przedziału ekspedycyjnego i tak dobiorą siłę ciągu, by pojazd zawisł nieruchomo. Po upływie około minuty ręcznie sterując obniżą wysokość, a kiedy będzie ich dzieliło już tylko 5 m od powierzchni, wyłączą silnik, aby wypływające z dyszy gorące gazy nie uszkodziły lądowiska. Przedział ekspedycyjny spadnie wówczas i z prędkością 10,5 km/godz. uderzy wcześniej już wysuniętymi i rozstawionymi na 6 m czterema nogami teleskopowymi o Księżycyca. Od chwili oddzielenia się od *Apollo* do wylądowania ma upłynąć około 2,5 godziny. Kolejne uruchamianie silnika części lądującej zapewni następujące spadki prędkości:

1,5 m/sek — dla oddzielenia przedziału ekspedycyjnego od reszty statku,

około 100 m/sek — dla przejścia z orbity kołowej na eliptyczną, około 1800 m/sek — dla przejścia do stanu wizenia ponad miejscem lądowania.

Poza tym silnik ten realizuje jeszcze zmiany prędkości rzędu 200 m/sek związane z przemieszczaniem

się przedziału w płaszczyźnie poziomej. Warto tu dodać, że posługując się dławieniem w kawitacyjnych zaworach igłowych udało się w czasie prób stacjonarnych regulować siłę ciągu silnika części lądującej z dokładnością do 1‰ w zakresie od 2‰ do 100‰ maksymalnej wartości ciągu.

Po wylądowaniu ludzie wyjdą na zewnątrz ubrani w skafandry kosmiczne. Skafandry takie o ciężarze około 10 kG wykonane z sześciu warstw nylonu napyłonych na zewnątrz aluminium są obecnie badane w laboratoriach. Ciśnienie wewnątrz skafandrów nie będzie przekraczało 0,25 do 0,35 kG/cm², zawarty w butlach tlen wystarczy na 4 godziny, a wydychany dwutlenek węgla pochłonie wodorotlenek litu. Istotną trudność sprawia przy budowie układów hermetycznych konieczność utrzymania równowagi termicznej. Ciało ludzkie wydziela bowiem ciepło produkując w ciągu godziny około 270 kcal. Ze skafandra trzeba będzie więc usuwać nadwyżkę termiczną rzędu 0,03 kcal/sek. Jednym ze sposobów realizacji tego, stosowanym zresztą podczas eksperymentów opuszczania satelitów przez Leonowa i White'a, jest doprowadzanie do skafandra, ze znajdującego się obok statku, ochłodzonego tlenu, który pochłania nadmiar ciepła zanim zostanie wciągnięty do płuc. W przypadku wyprawy księżycowej taki tlen podawany będzie, być może, z oziębianych zbiorników niesionych przez kosmonautów.

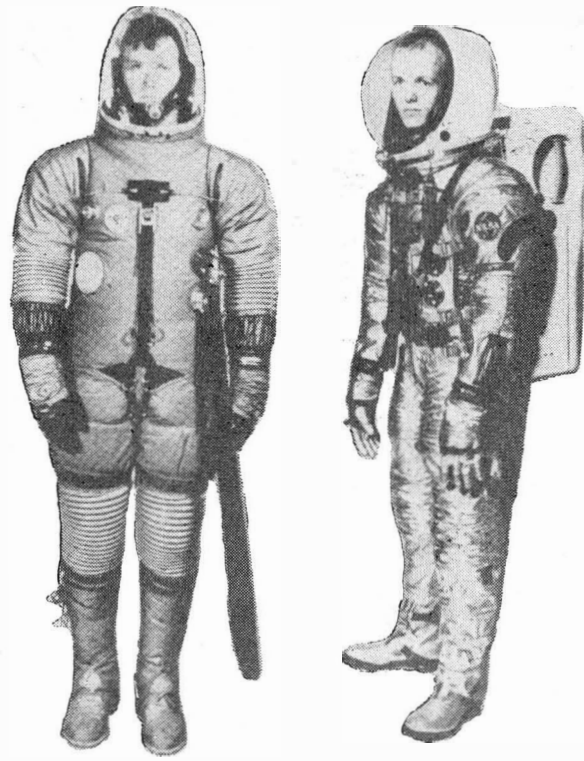
Po pobraniu próbek, wykonaniu zdjęć itd. ludzie wrócą do hermetycznej kabiny znajdującej się w części wzlatającej przedziału ekspedycyjnego. W części tej zresztą mieści się cały system kierowania, zabezpieczania życia i łączności radiowej przedziału. Gdy na horyzoncie nieba ukaże się nadlatujący *Apollo* kosmonauci włączą na 6 minut silnik części wzlatającej rozwijający siłę ciągu do 1800 kG. Do góry wzniesie się wówczas tylko część wzlatająca, natomiast wsparta na teleskopowych nogach część lądująca posłuży jako wygodny stół startowy i pozostanie na Księżycyca. Korzystając z kolejnych włączeń silnika i możliwości regulacji jego ciągu od 10‰ do 100‰ wartości maksymalnej kosmonauci doprowadzą do spotkania z krążącym po księżycowej orbicie statkiem *Apollo*. Dwaj piloci wracają teraz do swego towarzysza w przedziale załogowym, a niepotrzebna już teraz reszta

przedziału ekspedycyjnego zostaje odrzucona ładunkiem wybuchowym.

Znów przez 102 sekundy pracuje silnik główny statku i Apollo z prędkością zwiększoną o 830 m/sek skieruje się ku Ziemi. Przed zanurzeniem się w gęste warstwy atmosfery naszej planety kosmonauci wykonują manewr hamowania, odrzucają przedział silnikowy i dzięki dwóm destabilizatorom z włókna szklanego obracają przedział załogowy tak, aby szeroka podstawa stożka skierowała się ku Ziemi, co zwiększa hamowanie aerodynamiczne. Na odpowiedniej wysokości otwierają się jeszcze 3 spadochrony o średnicy 26 metrów i w końcu przedział ląduje lub woduje bezpiecznie.

Wybranie przez Amerykanów wariantu wymagającego manewru spotkania na orbicie okołoksiężycowej wynika stąd, że ich dotąd wypróbowane w locie statki kosmiczne są względnie niewielkie. Zmuszeni więc do budowy rakiety o znacznie większej masie startowej chcą uczynić to przedsięwzięcie realnym redukując ciężar użyteczny, który ma być przez tę ракетę niesiony. Dlatego też na Księżycu wyląduje nie cały Apollo, lecz tylko jego część, a później inna znów część powróci na Ziemię. Choć takie rozwiązanie zmniejsza ilość koniecznego do zabrania materiału pędnego, to i tak pocisk klasy *Saturna-5* jest obecnie bardzo trudny do wykonania. Poza tym zgrupowanie manewrów na orbicie selenocentrycznej stawia całej tej wyprawie szczególne ostre wymagania techniczne. W odległości 400 000 km, bez możliwości skorzystania z pomocy naziemnych ośrodków obliczeniowych i stacji śledzących najmniejsze nawet odchylenie od założonego programu jest niezwykle niebezpieczne. Dlatego też nie jest wykluczone, że Stany Zjednoczone zmodyfikują swój plan wyprawy księżycowej zbliżając go do przypuszczalnego rozwiązania radzieckiego opartego najprawdopodobniej nie na manewrach selenocentrycznych lecz geocentrycznych.

Związek Radziecki przy użyciu tych rakiet, z których korzystał już w swej dotychczasowej praktyce astronautycznej jest w stanie — z energetycznego punktu widzenia — urzeczywistnić wyprawę ludzi na Księżyc. Można przypuszczać, że plany jego w tej mierze wyglądają jak następuje: otóż, w określonych odcinkach czasu wystrzelonych zo-



Skafandry kosmiczne selenautów

stanie na wspólną orbitę wokółziemską 4—5 rakiet. Pierwszy pocisk wytransportuje w górę właściwy statek księżycowy, czyli sam przedział załogowy, następnie dostarczą resztę konstrukcji i zapasy materiału pędnego. W rezultacie na orbicie geocentrycznej znajdzie się dostateczna ilość materiałów, by zmontować z nich pojazd o ciężarze rzędu 50 ton, który doleci i wyląduje na Księżycu w całości. Stamtąd powróci już oczywiście tylko jego część wzlatująca, część lądująca zaś posłuży jako platforma startowa. Tego rodzaju plan jest bez porównania bezpieczniejszy i rokuje nadzieję na szybszą i pewniejszą realizację, wymaga on jednakże mistrzowskiego opanowania montażu wielkich obiektów na orbitach oddalonych kilkaset kilometrów od Ziemi. Poświęćmy temu problemowi parę słów.

Z dotychczas wykonanych i planowanych na przyszłość eksperymentów radzieckich i amerykańskich związanych z lotami ludzi wynika, że będą one każdorazowo poświęcone zarówno coraz precyzyjniejszemu zbliżaniu się i łączeniu dwu, a nawet kilku statków, jak i coraz swobodniejszemu i coraz dalszemu wędrowaniu pilotów w przestrzeni obok statku. O ile łączenie pojazdów związane jest z istotnym postępem w dziedzinie auto-

matyki kierowania i śledzenia, o tyle indywidualne loty ludzi wymagają wprowadzenia i wypróbowania nowoczesnych systemów napędowych przeznaczonych już nie dla statków, ale właśnie dla ludzi. Systemy takie są już dokładnie opracowane i wypróbowane w warunkach laboratoryjnych. Wszystkie one sprowadzają się mniej więcej do tego, że pilot trzyma na swoich plecach specjalne urządzenie zaopatrzone w cały szereg miniaturowych silniczków raketowych napędzanych sprężonym gazem. Na piersiach pilota znajduje się pulpit sterowniczy wyposażony w giroskopową platformę stabilizowaną, za pomocą którego można automatycznie lub ręcznie włączać lub wyłączać silniczki, utrzymując w ten sposób albo stały kurs w przestrzeni, albo też stałą orientację przy położeniu nieruchomym. Należy przypuszczać, że w ciągu najbliższych dwu lat kosmonauci oddalą się na około 1 km od macierzystego statku i rozpoczną pierwsze treningowe prace montażowe. Kilkaset kilometrów od Ziemi przy braku oporu powietrza, a przede wszystkim wskutek istnienia stanu nieważkości połączonego z niewystępowaniem tarcia, przesunięcie przez jednego człowieka ciężaru ważącego na powierzchni naszej planety kilkadziesiąt ton jest czynnością bardzo pro-

stą. Również sprawy związane ze zbliżaniem się pojazdów do siebie, jak dowodzą tego doświadczenia przeprowadzone ze statkami radzieckimi i kabinami *Gemini*, są bardzo zaawansowane technicznie. Tak więc, być może, już wkrótce astronautyka będzie mogła przystąpić do wykonania pierwszych wielkich montażów na orbitach geocentrycznych. I to właśnie przemawia na korzyść przypuszczalnego planu radzieckiego wyprawy księżycowej.

Proces opanowywania Księżyca będzie się ciągnął dziesiątki, a może nawet setki lat. Istnieje szansa, że nabierze on znaczenia gospodarczego, w sensie bazy surowcowej i

ewentualnego terenu lokalizacji fabryk. Przede wszystkim jednak Księżyc stanie się punktem wyjścia w podróżach człowieka w głąb układu słonecznego, a także miejscem, które wobec braku atmosfery nadaje się znakomicie na laboratorium astrofizyczne. Poznawanie Księżyca przyczyni się również do rozwikłania pewnych zagadek kosmologicznych od dawna nurtujących uczonych. Jak wiadomo, w meteorytach kamiennych odnalezionych dotychczas jest średnio 100 razy mniej uranu i nieraz do 40 razy mniej potasu niż w skorupie ziemskiej. Natomiast meteoryty żelazo-niklowe są 10 razy bogatsze w uran i tor od

powłoki Ziemi. Jeżeli okaże się, że zawartości toru, uranu i potasu są podobne w obszarach powierzchniowych obu planet, wówczas hipoteza o związku łączącym niegdyś Ziemię i Księżyc — o ich wspólnym pochodzeniu — zyska silne poparcie.

Kto wie, czy badania księżycowe i wyprawa ludzi na srebrny glob nie okażą się zadaniem przekraczającym możliwości jednego kraju. Przyczyniłoby to się do nawiązania ogólnoświatowej współpracy astronautycznej, a jeśli taka współpraca rozszerzyłaby się i na inne dziedziny życia, to byłby to wielki sukces humanistyczny astronautyki.

Mgr inż. RYSZARD BEKIESIŃSKI,
mgr inż. HENRYK RZEWSKI

662.75-732

Filtracja paliw silników turbinowych w niskich temperaturach otoczenia

W niniejszym artykule omówiono wpływ niskich temperatur otoczenia na warunki przepływu paliwa w układzie płatowiec—silnik turbinowy. Wyjaśniono proces wzrostu oporów hydraulicznych w układach paliwowych wskutek zmian lepkości paliwa oraz zanieczyszczenia filtrów paliwowych wytrąconymi z paliwa kryształami węglowodorów, smołami i kryształkami lodu, które mogą być przyczyną nienormalnej pracy silnika turbinowego. Ponadto wyjaśniono również proces obładzania elementów układu paliwowego oraz pokazano metody i sposoby polepszania warunków filtracji paliw zarówno na drodze chemicznej, jak i konstrukcyjnej.

W celu zapewnienia prawidłowej i niezawodnej pracy silnika układ paliwowy powinien podawać do komory spalania paliwo w ściśle określonych ilościach w sposób nieprzerwany.

Układy paliwowe muszą pracować niezawodnie na całej drodze paliwa w samolocie, tj. od punktu wyjścia paliwa ze zbiorników płatowca, przez pompy podpompowujące, filtry i zespoły automatycznego sterowania do wtryskiwaczy umieszczonych w komorach spalania silnika.

Wiąże się to jednak nie tylko z określonymi wymaganiami stawianymi pod względem konstrukcyjnym i technologicznym poszczególnym elementom układów zasilania, ale także z własności samych paliw używanych do napędu silników turbinowych. Nie mniej ważną rolę odgrywają także warunki, w jakich eksploatowane są samoloty z napędem turbinowym.

Jedną z ważniejszych cech paliwa mających wpływ na prawidłowość i pewność pracy silnika jest zdolność paliwa do przepompowywania go i filtracji na drodze płatowiec-silnik w różnych warunkach lotu i otoczenia.

Czynniki wpływające na proces filtracji paliwa

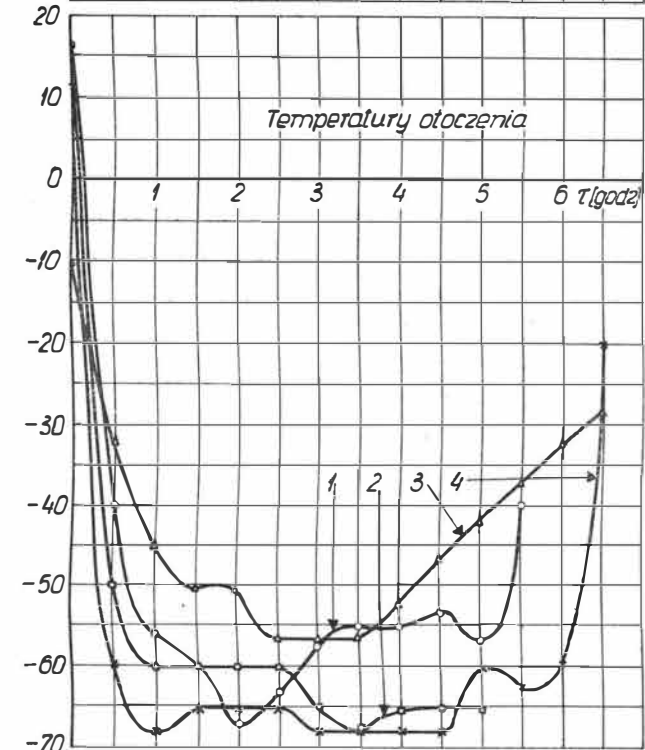
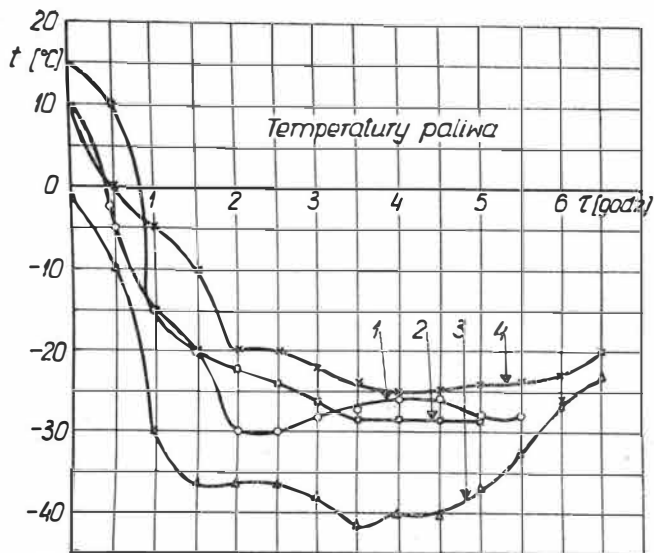
Z punktu widzenia eksploatacji na zdolność przepompowywania paliwa w systemie płatowiec—silnik, a przede wszystkim na warunki jego filtracji, wpływają następujące czynniki:

temperatura i ciśnienie otoczenia, czas, wilgotność powietrza, względna powierzchnia styku lustra paliwa z powietrzem, koncentracja tlenu nad powierzchnią paliwa itp.

Drugą nie mniej ważną grupę stanowią czynniki wynikające z fizyko-chemicznych własności samych paliw:

temperatura zmętnienia, temperatura początku krystalizacji i zamarzania, lepkość i ciężar właściwy, zdolność odparowywania i tworzenia nierozpuszczalnych smół, osadów itp.

Ponieważ najwięcej kłopotów z prawidłowym zasilaniem silników turbinowych w naszych szerokościach geograficznych spotyka się w okresie jesienno-zimowym, dlatego w niniejszym artykule główny nacisk położono na zagadnienia związane z przepompowywa-



1. Ochładzanie paliwa w zbiornikach samolotów podczas lotu:
1 — „Comet-4” ($H = 10 \div 12$ km; $V = 750 \div 800$ km/godz.)
Temperatura paliwa w zbiorniku
- 2 — „Boeing-707” ($H = 10 \div 12$ km; $V = 800 \div 900$ km/godz.)
Temperatura paliwa w zbiorniku
- 3 — „Britannia” ($H = 7 \div 8$ km; $V = 550 \div 550$ km/godz.)
Temperatura wewnętrznych powierzchni ścianek zbiorników
- 4 — „Comet-4” ($H = 10 \div 12$ km; $V = 750 \div 800$ km/godz.)
Temperatura paliwa w przewodzie zasilającym

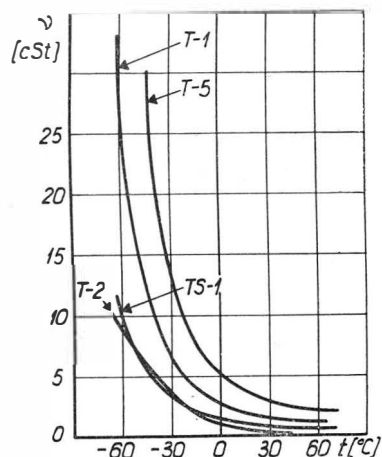
niem i filtracją paliwa w niskich temperaturach otoczenia.

Proces oddziaływania wyżej wymienionych czynników na własności związane z przepompowywaniem i filtracją paliwa zaczyna się już w zbiornikach paliwowych magazynów materiałów pędnych. W naszych warunkach klimatycznych temperatury otoczenia w okresie zimowym osiągają wartości rzędu -30°C . W zależności od okresu przechowywania paliw w zbiornikach i ich usytuowania (pod ziemią, na powierzchni ziemi) mogą one osiągać temperatury niewiele różniące się od temperatury otoczenia. Prędkość, z jaką paliwo ulega ochłodzeniu, zależy od pojemno-

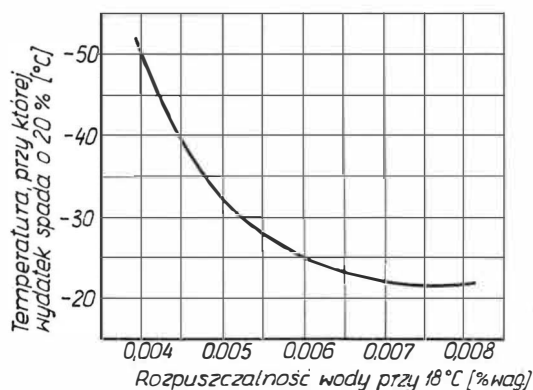
ści zbiorników i materiałów, z jakiego są one zbudowane, np. w zbiorniku metalowym o zawartości 10 ton paliwa wyrównanie temperatury do wartości temperatury otoczenia następuje w przeciągu 1 doby. W podobnym zbiorniku usytuowanym pod ziemią, praktycznie rzecz biorąc, wyrównania temperatur nie będzie. Temperatura paliwa przewyższa zwykle temperaturę otoczenia o około 10°C .

Procesy ochładzania paliwa w zbiornikach samolotów (poddźwiękowych) przebiegają zwykle szybciej ze względu na mniejszą objętość zbiorników, brak warstwy izolacyjnej i dużo niższe temperatury otoczenia (rys. 1).

Ochłodzone paliwo podawane ze zbiorników samolotu do układu zasilania silnika może być przyczyną naruszenia normalnej jego pracy. Znaczną rolę odgrywa tu zmieniająca się wraz ze spadkiem temperatury lepkość paliwa. Wzrost lepkości paliwa powoduje bowiem wzrost oporów hydraulicznych w przewodach instalacji paliwowej. Ponadto część wydzielającej się z paliwa wody zamarzając tworzy w nim zawiesinę drobnych kryształków lodu, które osiadają podczas przepompowywania paliwa na filtrze powodując wzrost oporów hydraulicznych. Jednocześnie procesom tym towarzyszy wydzielanie się z paliwa pewnych grup węglowodorów, które osiadając w postaci kryształków na filtrach paliwowych jeszcze bardziej pogarszają warunki przepływu paliwa.



2. Zależność lepkości kinematycznej paliw silników turbiniowych od temperatury



3. Wpływ rozpuszczalności wody w paliwie na wzrost oporów hydraulicznych filtra spowodowanych osiadczeniem kryształków lodu

Wpływ lepkości paliwa na wzrost oporów hydraulicznych

Układy zasilania współczesnych silników turbiniowych przystosowane są do pracy na paliwie o określonej lepkości. Każdy układ paliwowy charakteryzuje się dwoma parametrami dotyczącymi lepkości:

— optymalną wartością lepkości, dla której układ był konstruowany i który zapewnia jego najlepszą pracę,

— graniczną wartością lepkości, przy której układ nie jest w stanie zapewnić silnikowi wydatków paliwa potrzebnych do osiągnięcia jego mocy (ciągu) startowej.

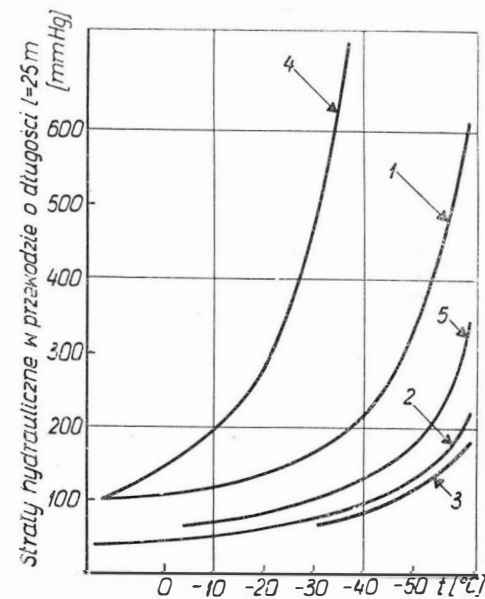
Opory hydrauliczne w przewodach układu paliwowego rosną proporcjonalnie do wzrostu lepkości paliwa. Przy przepływie laminarnym wartość ich można określić następującym wyrażeniem:

$$\Delta H = \frac{64 \cdot \nu \cdot l \cdot V_{sr}^2}{V_{sr} \cdot d \cdot d \cdot 2g}$$

gdzie:

- ΔH — straty hydrauliczne w przewodzie,
- ν — lepkość kinematyczna paliwa,
- V_{sr} — średnia prędkość przepływu paliwa,
- d — średnica przewodu,
- l — długość przewodu,
- g — przyspieszenie ziemskie.

Jak widać z rysunku 4, największe opory przy spadku temperatury obserwuje się dla paliwa typu T-5. Paliwa T-1, TS-1 i T-2 nie powodują tak dużych



4. Straty hydrauliczne w przewodach podczas przepompowywania paliwa przy niskich temperaturach otoczenia:

- 1 — paliwo T-1, 2 — paliwo TS-1, 3 — paliwo T-2, 4 — paliwo T-5, 5 — aromatyczna frakcja paliwa TS-1

strat i w praktyce eksploatacji nie przewyższają one z reguły 20 mm Hg przy temperaturze -40°C i wymiarach oczek w siatkach elementów filtrujących rzędu 30 do 35 μ .

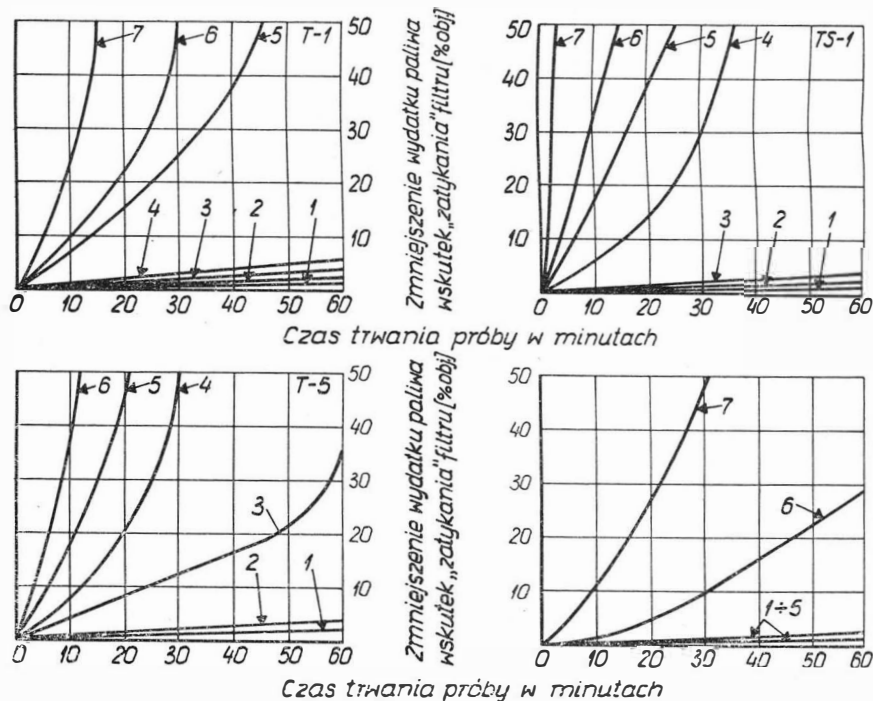
Należy jednak pamiętać, że lepkość paliwa ma bardzo duży wpływ na jakość i stopień jego rozpylenia.

Dlatego też ten warunek jest czynnikiem decydującym o wartości lepkości paliw używanych do napędu silników turbinowych, a nie warunki ich przepompowywania i filtracji. Z tych powodów przyjęto, iż lepkość paliw używanych w obecnie eksploatowanych silnikach turbinowych nie może przewyższać 16 cSt przy temperaturze -40°C .

Wpływ niskich temperatur na przepływ paliwa przez filtry

W czasie eksploatacji silników turbinowych przy ujemnych temperaturach otoczenia bardzo często spotykano się z przypadkami „zatykania” filtrów paliwowych, prowadzącymi niekiedy do samoczynnego wyłączenia silnika. Fakt ten tłumaczono osadzaniem się na filtrze drobnych kryształków lodu powstałych w wyniku wytrącania się wody z paliwa podczas jego ochłodzenia. Jednak, jak wykazały doświadczenia, powstanie kryształków lodu nie jest jedyną przyczyną pogorszenia się pracy filtrów. Duże znaczenie ma tu także skład chemiczny paliwa oraz zawarte w nim zanieczyszczenia mechaniczne.

Stwierdzono, że wraz z obniżeniem temperatury paliwa znaczne pogorszenie warunków filtracji powoduje grupa węglowodorów aromatycznych wchodzących w jego skład. Im jest ich więcej, tym szybciej rosną opory na filtrach. Poddane badaniom laboratoryjnym próbki paliwa typu T-1, TS-1, T-2 i T-5 wykazały, że najgorsze pod tym względem jest paliwo



5. Wpływ temperatury na warunki filtracji paliw:

- 1 — 0°C , 2 — -10°C , 3 — -20°C , 4 — -30°C , 5 — -40°C , 6 — -50°C , 7 — -58°C

T-5 zawierające w swym składzie 18,0% węglowodorów aromatycznych, a najlepsze paliwo T-2 zawierające tylko 11,4 do 15,1% tej grupy węglowodorów.

Wpływ temperatury na własności filtracyjne paliw pokazano na rysunku 5 (do prób użyto specjalne stoisko z filtrem o wymiarach oczek rzędu 30 do 35 μ).

Jednakże w przypadku używania paliwa, z którego usunięto wodę, procesów pogarszających warunki filtracji paliwa nawet przy znacznym jego ochłodzeniu nie obserwuje się. W praktyce nie spotyka się jednak paliw nie zawierających wody. Jak wiadomo, węglowodory aromatyczne, wchodzące w skład wszystkich używanych obecnie do napędu silników turbinowych paliw, odznaczają się dużą higroskopijnością. Po-

Tablica 1. Wpływ rodzaju paliwa i zawartej w nim wody na warunki filtracji

Typ paliwa	Zawartość wody (% wag.)	Temperatura, przy której wydatek paliwa przez filtr maleje o 50% (°C)
Paliwo T-1	brak 0,008	do -58° nie maleje -40°
Paliwo TS-1	brak 0,019	-58° maleje o 18% -36°
Paliwo T-2	brak 0,005	do -58° nie maleje -59°
Paliwo T-5	brak 0,006	-52° -29°

ciąga to za sobą w sposób nieunikniony ciągle nasycanie paliwa wodą zawartą w atmosferze, zależne od temperatury i wilgotności powietrza.

W procesie ochładzania paliwa wydzielone z niego krople wody zamarzają i osiadają na filtrach. Jednakże same kryształki lodu nie mogą spowodować istotnego dla pracy silnika „zatykania” filtru paliwowego. Ochłodzenie paliwa zawierającego 0,005% wody do temperatury -16°C powoduje wydzielenie w postaci lodu około 0,004% wody. Przy wydatkach paliwa rzędu 4500 l/godz. daje to zaledwie 0,18 kG lodu osiadłego na filtrze w ciągu 1 godziny. Ta ilość lodu jest niewystarczająca, aby układ zasilania pracował niewłaściwie z powodu „zatkania” filtru. Kryształki lodu odgrywają jednak rolę ośrodków krystalizacji węglowodorów, które w postaci kryształów osiadają razem z nimi na filtrze przyspieszając tym samym proces jego „zatykania”.

Sytuację tę pogarszają jeszcze bardziej zawarte w paliwie smoły. W przypadku przepływu paliwa nie zawierającego wody osiadają one na filtrze w postaci osadów nie powodując istotnego dla pracy silnika wzrostu oporów hydraulicznych. Sytuacja zmienia się diametralnie, gdy w paliwie znajduje się woda w dowolnej postaci. W takim przypadku cząstki smoły stykając się z wodą tworzą lepka zawiesinę, która powoduje powstanie na elementach filtrujących bardzo trwałej błonki znacznie zwiększającej opory hydrauliczne przepływu.

Zawartość zanieczyszczeń mechanicznych również powoduje pogorszenie warunków filtracji paliw. Cząstki osiadłe na filtrach stają się dodatkowymi ośrodkami krystalizacji węglowodorów i przechłodzonych kropli wody przyspieszając tym samym proces „zatykania” filtrów. Osiadając natomiast na błonce smoły powstałej na filtrze jeszcze bardziej ją utrwala ją.

Reasumując powyższe należy stwierdzić, że główną przyczyną pogorszenia warunków przepływu paliwa przez filtry jest zawarta w nich woda pod dowolną postacią.

Wynika stąd, że jakkolwiek same kryształki lodu bezpośrednio nie mają wpływu na istotną zmianę pracy układu filtrującego, to pośrednio są przyczyną wyżej omówionych zjawisk prowadzących w konsekwencji do naruszenia normalnej pracy silnika turbinowego. Tablica 1 pokazuje wpływ zawartości wody w paliwie na warunki jego filtracji.

W praktyce spotyka się najczęściej trzy formy występowania lodu w paliwie. Należą do nich:

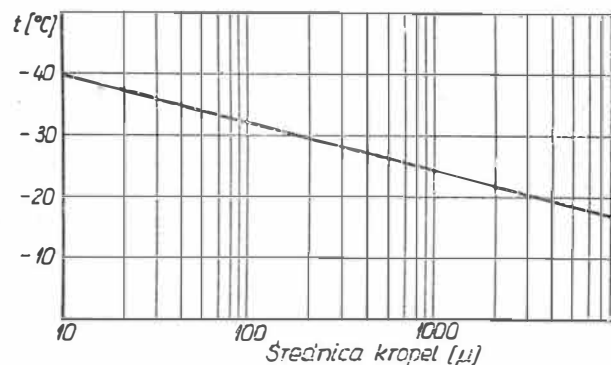
1 — drobne, wydłużone kryształki lodu powstające z reguły w paliwie nie zawierającym zanieczyszczeń mechanicznych. Wielkość poszczególnych kryształków lodu zależy od prędkości ochładzania paliwa. W paliwie ochłodzonym bardzo szybko osiągają one wymiary rzędu 4 do 10 μ , natomiast przy wolnym ochładzaniu — 15 do 40 μ ;

2 — grudki lub masa śnieżna nieokreślonej formy;

3 — długie kryształki lodu powstające w paliwie zawierającym zanieczyszczenia mechaniczne. Długość poszczególnych kryształków może dochodzić do 40 mm.

Nie wszystkie kryształki lodu (ze względu na swe wymiary) zostają zatrzymane na filtrze paliwowym i w związku z tym nie biorą udziału w procesie pogarszania warunków przepływu paliwa.

Praktyka wykazała, że stosunkowo duża liczba uszkodzeń (na przykład w lotnictwie wojskowym USA około 11%) powodowana jest oblodzeniem filt-



6. Zależność temperatury, do której można przechłodzić zawarte w paliwie krople wody od ich średnicy

rów. Stwierdzono, że główną rolę w procesie obmarzania filtru odgrywają nie kryształki lodu, a przechłodzone krople wody, które zamarzają na elementach filtrujących (siatkach) w chwili zetknięcia się z nimi. Wynika to stąd, że wydzielone w procesie ochładzania paliwa krople wody nigdy od razu nie zamarzają, a mogą bardzo długo znajdować się w paliwie w stanie przechłodzonym. Zależy to od ich wymiarów i prędkości chłodzenia. Jeżeli jednak takie paliwo z zawartością przechłodzonych kropli wody będzie przepompowywane, to z chwilą gdy jego strumień napotka na swojej drodze jakieś przeszkody o stosunkowo chłodnych powierzchniach (jak np. siatki elementów filtrujących pomp czy filtrów) nastąpi

natychmiastowe zamarznięcie tych kropelek i prawie zawsze znaczne zakłócenie przepływu. Znane są przypadki obmarzania filtrów zgrubnego oczyszczania o wymiarach oczek filtrujących rzędu 100 μ , a więc takich, które normalnie przepuszczają kryształy lodu zawieszony w paliwie.

Sposoby polepszenia warunków filtracji paliw

Ponieważ stosowane w procesie produkcyjnym metody polepszające warunki filtracji paliw silników turbinowych są niemożliwe do wykorzystania i zastosowania przez użytkownika w warunkach eksploatacji, więc nie będą omawiane w niniejszym artykule.

W praktyce eksploatacyjnej polepszenie własności filtracyjnych paliw sprowadza się głównie do walki z zawartą w nich wodą, a także z wszelkimi zanieczyszczeniami mechanicznymi.

Walka ta prowadzona jest głównie w dwóch kierunkach:

- 1 — walka z kryształkami lodu,
- 2 — walka z oblodzeniem elementów układów paliwowych wywołanym przez wodę w stanie przechłodzonym.

W przypadku gdy kryształki lodu są dość znaczne pod względem wymiarów, wystarczy przed użyciem paliwa na samolocie przefiltrować go przez specjalne mikrofiltry. Jest to metoda najprostsza, ale nie dająca całkowitej pewności, gdyż prawie zawsze w paliwie znajdują się kryształki lodu o takich wymiarach, że nawet najdrobniejsze mikrofiltry nie są w stanie ich zatrzymać.

Metodę tę stosuje się zwykle wraz z procesem wymrażania paliwa w zbiornikach magazynów materiałów pędnych, co powoduje wytrącenie się wody zawartej w paliwie w postaci kryształków lodu. Jest to jednak dość kłopotliwe ze względu na konieczność posiadania w magazynach materiałów pędnych specjalnych zbiorników, w których paliwo poddawane jest wymrażaniu na dwa do trzech dni przed napełnieniem nim zbiorników samolotowych.

Znacznie pewniejszą metodą, która powinna dublować poprzednią metodę, jest stosowanie w eksploatacji domieszek chemicznych mających na celu rozpuszczenie kryształków lodu zawartych w paliwie.

Do najbardziej efektywnych domieszek należą spirytusy (izopropylowy, etylowy, metylowy) i etery. Najczęściej stosowany jest monoetylowy eter glikolu etylenowego w ilości nie przekraczającej 0,3%. Zdolność rozpuszczania kryształków lodu zawartych w paliwie przez tę domieszkę pokazano w tablicy 2.

Tablica 3. Wpływ monoetylowego eteru glikolu etylenowego (płynu „J”) na warunki filtracji różnych rodzajów paliw silników turbinowych

Typ paliwa	Koncentracja płynu „J”, %	Zmniejszenie wydatku (%) z powodu „zatykania” filtrów przy temperaturze				
		-20 °C	-30 °C	-40 °C	-50 °C	-58 °C
Paliwo T-1	nie ma	5	12	50	filtr zatkany	
	0,3	0	0	0	0	9
Paliwo TS-1	nie ma	—	50	—	—	—
	0,3	0	0	0	5,5	48,5
Paliwo T-2	nie ma	—	—	—	27	48
	0,3	0	0	0	5	18,5

Należy tu zaznaczyć, że monoetylowy eter glikolu etylenowego (zwany inaczej płynem „J”) oprócz zdolności rozpuszczania lodu polepsza także warunki filtracji wszystkich grup węglowodorów wydzielających się z paliwa. Efekty stosowania płynu „J” w używanych paliwach uwidoczniło w tablicy 3 i na rys. 7.

Przy dużej ilości kryształków lodu zawartych w paliwie obserwuje się w procesie ich rozpuszczania lekkie zmętnienie paliwa, spowodowane dużym za-

Tablica 2. Zdolność rozpuszczania kryształków lodu przez monoetylowy eter glikolu etylenowego (płyn „J”)

Ilość kryształków lodu w paliwie (% wag.)	Temperatura paliwa (°C)	Ilość wprowadzonej do paliwa domieszki (% wag.)	Czas rozpuszczenia kryształków lodu (min)
0,01	-40	0,1	60
0,01	-40	0,3	31
0,01	-20	0,1	35
0,01	-20	0,3	17
0,05	-20	0,1	51
0,05	-20	0,3	28
0,05	-5	0,3	3
0,10	-20	0,3	48
0,10	-5	0,3	5

wodnieniem poszczególnych cząstek domieszki przez rozpuszczone w nich kryształki lodu. Niekiedy w takich przypadkach z paliwa wypada osad składający się z 60 do 65% domieszki i z 35 do 40% paliwa. Na granicy wydzielonego osadu i paliwa gromadzą się związki smoliste i inne zanieczyszczenia zawarte w paliwie.

Domieszki używane jako rozpuszczalnik kryształków lodu nie wywołują ujemnego wpływu na ogólne eksploatacyjne własności paliw.

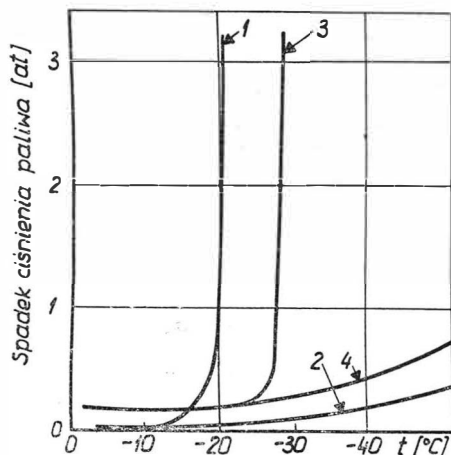
Jak już powiedziano powyżej, nie mniej ważną rolę odgrywa walka o uniemożliwienie zamarzania przechłodzonych kropli wody znajdujących się w paliwie przy ich zetknięciu z poszczególnymi elementami układu paliwowego.

Zasadniczym sposobem tej walki jest dodawanie do paliw specjalnych domieszek chemicznych. Mechanizm działania tych domieszek polega na tym, że łączą się one z kropelkami wody zawartymi w paliwie tworząc roztwór wodny nie zamarzający w niskich temperaturach.

Wpływ ilości wody zawartej w paliwie i rozpuszczonej w jednej z takich domieszek na jego temperaturę, przy której następuje oblodzenie filtrów, obrazuje wykres na rys. 8.

W lotnictwie amerykańskim znalazła zastosowanie domieszka PFA-55MB składająca się z 90% ethylcellosolve'u i 10% gliceryny. Efektywność jej działania pokazuje ta-

blica 4. Stosowanie tego rodzaju domieszek w warunkach eksploatacji jest bardzo proste i to jest ich wielką zaletą. Do ujemnych stron należy zaliczyć możliwość wydalenia domieszki z paliwa razem z jego od-



7. Wpływ monoetylowego eteru glikolu etylenowego (pły- nu „J”) na pracę filtrów paliwowych przy niskich temper- aturach otoczenia:

1 — paliwo TS-1, 2 — paliwo TS-1 z dodatkiem 0,1% pły- nu „J”, 3 — paliwo T-2, 4 — paliwo T-2 z dodatkiem 0,1% pły- nu „J”

stojem, w którym zawarta jest woda. Dlatego celowe jest wprowadzenie domieszki do paliwa w krótkim czasie przed jego użyciem na samolocie.

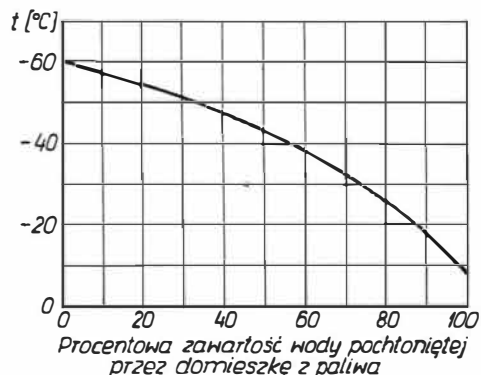
Oprócz metod chemicznych mających na celu po- lepszenie warunków filtracji paliw stosuje się także

Tablica 4. Wpływ domieszki PFA- -55MB na pracę filtrów paliwowych

Typ paliwa	Zawartość wody w paliwie (% wag.)	Ilość domieszki (% obj.)	Temperatura pa- liwa, przy któ- rej następuje „zatkanie” filtru (°C)
JP-4	0,01	0	-11,1
JP-4	0,08	0	- 2,2
JP-4	0,01	0,1	-60,0
JP-4	0,08	0,1	-60,0
JP-5	0,08	0	- 8,3
JP-5	0,01	0,05	-49,0
JP-5	0,08	0,05	-25,0
JP-5	0,08	0,05	-51,1

różne rozwiązania konstrukcyjne. Do najbardziej zna- nych należą urządzenia służące do rozmrażania lodu osiadłego na filtrach paliwowych za pomocą wtrysku spirytusu na jego elementy filtrujące, gdy nastąpi określony wzrost oporów przepływu. Urządzenia tego

typu sterowane są zwykle automatycznie w oparciu o różnicę ciśnień paliwa przed i za filtrem. Metoda ta nie znalazła szerszego zastosowania, gdyż polepsza pracę tylko jednego elementu układu paliwowego nie



8. Wpływ wody pochłoniętej przez domieszki z paliwa na temperaturę, przy której następuje oblodzenie filtru paliwowego

zabezpieczając innych elementów przed możliwością oblodzenia; wtrysk spirytusu nie usuwa bowiem lodu, który może się znajdować w całej objętości paliwa.

Inną metodą jest podgrzewanie paliwa przed filtrem niskiego ciśnienia. Podgrzewanie odbywa się bądź gorącym olejem z układu olejenia silnika, bądź też powietrzem o wysokiej temperaturze doprowadza- nym w tym celu ze sprężarki. Metoda ta pozwala podwyższyć temperaturę paliwa powyżej 0°C i tym samym zabezpiecza układ paliwowy silnika przed oblodzeniem w strefie znajdującej się za podgrze- waczem.

Poza tym stosuje się również w układach zasilania silników turbinowych urządzenia bocznikujące prze- pływ paliwa w przypadku „zatkania” filtru paliwo- wego.

Omówione w niniejszym artykule zagadnienia nie wyczerpują w pełni problemu, jednakże wskazują najprostsze drogi walki o polepszenie warunków filt- racji paliw używanych do silników turbinowych.

Literatura

1. N. A. Rogozin: „Reaktiwnyje topliwa”, Moskwa, 1963 r.
2. J. B. Czertkow, G. F. Bolszakow, E. I. Gulin: „Topliwa dla reaktiwnych dwigatelej”, Leningrad, 1964 r.
3. J. M. Pauszkin: „Chimiczeskij sostaw i swojstwa reaktiwnych topliw”, Moskwa, 1958 r.
4. E. W. Rozenowicz: „Awiacjonnyje topliwa, masła, smazki i specjalnyje židkosti”, 1956 r.
5. „Tiechniczeskije normy na nieftoprodukty”, Moskwa, 1955 r.

W następnym, lipcowym numerze opublikujemy m.in. opis ekspozycji przemysłu lotniczego na XXXV Międzynarodowych Targach Poznańskich.

Polski przemysł lotniczy pokazał swój dorobek, osiągnięcia, a także kierunek rozwojowy. Ekspozycja, zlokalizowana w centralnej części, obejmowała cztery branże: sprzęt lotniczy, sil- niki spalinowe, chłodnictwo i hydraulikę siłową.

Warto też będzie przeczytać artykuł Zdzistawa Brodzkiego pt. „Niektóre zagadnienia acro- dynamiki statku kosmicznego”, artykuł Stefana Szczecińskiego pt. „Obciążenia zmęczeniowe wałów korbowych silników lotniczych” i inne ciekawe pozycje.

Analiza optymalnej prędkości samolotu rolniczego

Jednym z elementów wpływających na ekonomiczność eksploatacji samolotu rolniczego jest wydajność, to jest czas potrzebny do obróbenia jednostki powierzchni pola. Czas przypadający na obróbenie danej powierzchni składa się z czasu obróbki (przelotów roboczych nad polem i czasu zakrętów), czasu dolotu do pola i powrotu na lotnisko, czasu lądowania, kołowania, załadunku i startu. Wpływ prędkości roboczej samolotu na czas pracy można wyjaśnić na przykładzie samolotów o różnych prędkościach użytkowych. Samolot o większej prędkości będzie krócej wykonywał lot roboczy i dolet do pola, ale mając większą prędkość minimalną, będzie miał większy promień, a więc i czas zakrętu. Można się spodziewać, że dla pól większych i dolotów dalszych lepszy będzie samolot o większej prędkości i odwrotnie. Należy sprawdzić te przypuszczenia i znaleźć prędkość dającą optimum wydajności. Dla ułatwienia wykazania wpływu prędkości roboczej samolotu, a wyeliminowania oddziaływania innych czynników zakłada się, że czasy startu, lądowania, kołowania i załadunku chemikaliów są niezależne od prędkości roboczej samolotu. W pracy niniejszej uwzględnia się czas obróbki pola, czas dolotu z lotniska na pole (lub z pola na pole) i powrotu na lotnisko.

Analiza czasu zakrętu

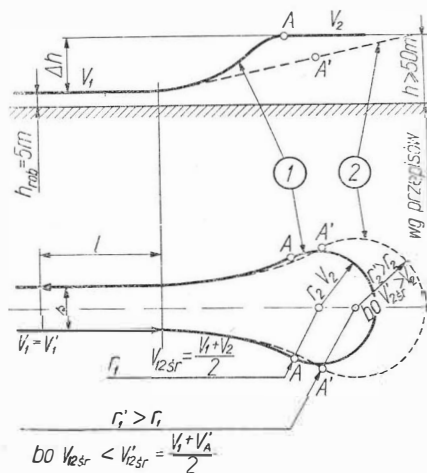
Operacja obróbki pola składa się z równoległych przelotów nad polem (z wykonywaniem czynności obróbki), z zakrętem po każdym przelocie w celu wejścia na przeciwny kurs.

Wykonywanie zakrętów stanowi znaczną część czasu obróbki pola. Z tego względu określenie optymalnego sposobu wykonywania zakrętu w zależności od właściwości aerodynamicznych samolotu jest nieodzowne do przeprowadzenia analizy wydajności samolotu rolniczego.

Czas trwania zakrętu jest tym większy, im większa jest prędkość i im mniejsze przechylenie samolotu w zakręcie. Z powyższego wynika, że zakręty powinno się wykonywać z możliwie jak najmniejszą prędkością i jak największym przechyleniem. Ponieważ lot nad polem odbywa się na wysokości kilku do kilkunastu metrów, a polskie przepisy przewidują wykonywanie zakrętów z dużym przechyleniem na wysokości h nie mniejszej niż 50 m nad powierzchnią ziemi, zakręt w praktyce zbliża się do manewru według następującego schematu: samolot po przelecie pola wchodzi w łagodny zakręt na zewnątrz z nabieraniem wysokości i wytracaniem prędkości.

Po nabraniu odpowiedniej wysokości następuje ciasny zakręt do wewnątrz (z dużym przechyleniem i ewentualnie ze stratą wysokości), po czym najście na nowy kurs ze znizeniem i nabieraniem prędkości w łagodnym zakręcie na zewnątrz.

W założeniach przyjmuje się, iż zakręt na zewnątrz (zaczynający lub kończący się nisko nad ziemią) wykonuje się z małym przechyleniem — średnio 25° , a zakręt wewnętrzny (wykonywany 50 m lub wyżej nad powierzchnią ziemi) z przechyleniem dużym do 45° . Bezpieczną prędkość w zakręcie na wysokości ≥ 50 m i w locie po prostej nad polem określa się na 1,2 prędkości minimalnej bez wpływu ciągu śmigła, co jest równe około 1,3 prędkości



1. Schemat manewru zakrętu z pokazaniem dwóch możliwych sposobów wykonania manewru: 1 — manewr zakrętu z zakrętem wewnętrznym w płaszczyźnie poziomej, 2 — manewr zakrętu z zakrętem wewnętrznym w trakcie zmiany wysokości lotu.

Punkty odpowiednio A i A' określają początek zakrętu wewnętrznego. Punkty te muszą leżeć w takiej odległości od osi symetrii manewru, aby można było zamknąć zakręt wewnętrzny stycznie do zakrętu zewnętrznego wprowadzającego samolot na przeciwny kurs

kości minimalnej z wpływem ciągu śmigła. O ile prędkość lotu nad polem jest większa od prędkości bezpiecznej, samolot może osiągać wysokość wykorzystując energię kinetyczną. Gdy różnica prędkości jest odpowiednio duża, samolot wejdzie na wymaganą przez przepisy wysokość bez zmiany ustawienia przepustnicy. W przeciwnym razie trzeba w trakcie wykonywania zakrętu wznosić się przez dodanie gazu, co zwiększa zużycie paliwa, rozprasza uwagę w chwili wymagającej dużego skupienia i, jak można przekonać się z dalej zamieszczonych wyliczeń, wydłuża czas trwania zakrętu.

Istnieją dwie możliwości wykonywania zakrętu w ramach opisanego wyżej schematu. Jak widać z rys. 1, zakręt wewnętrzny można wykonywać w płaszczyźnie poziomej ze stałą prędkością lub w trakcie nabierania wysokości z prędkością zmienną.

Wykonanie zakrętu wewnętrznego w płaszczyźnie poziomej jest korzystniejsze, bo mniejsza jest wtedy średnia prędkość w zakręcie, a tym samym krótszy jest czas zakrętu. W związku z tym do dalszej analizy przyjmuje się, iż zakręt wewnętrzny wykonuje się w płaszczyźnie poziomej z prędkością bezpieczną.

Przy poczynionych poprzednio założeniach obliczenia sprawdzające wykazały:

1. Nowoczesne samoloty rolnicze mają wystarczający zasób mocy rozporządzalnej do wykonywania zakrętów z przechyleniem 45° z małą stratą wysokości pozwalającą na bezpieczne wykonywanie takich za-

krętów. (Przy 70^{0/0} mocy rozporządzalnej silnika samolotów rolniczych o maksymalnej prędkości wznoszenia 4,5 m/sek strata wysokości — w zakręcie o 180° z przechyleniem

		$V_{\min} = 70 \text{ km/h}$				$V_{\min} = 110 \text{ km/h}$			
		$V_{\text{bezp.}} = 90 \text{ km/h}$				$V_{\text{bezp.}} = 140 \text{ km/h}$			
$V_{\text{rob.}}$	km/h	120*	149**	155	176**	190	220	249	230
h	m	24,2	45	62	82	45	64	113	154
$V_{\text{rob.}}$		1,33	1,55	1,72	1,75	1,35	1,57		
$V_{\text{bezp.}}$		1,89	2,11		1,71	2,00			
t_1	sek	22,4	21,2	21,4	33,5	33,6	33,7		
t_1		21,9	22,9		34,0	34,9			
t_1		1,06	1,00	1,01	1,000	1,004			
t_1		1,03	1,08		1,003	1,015			
t_1	min				1,040				

*) prędkość zbyt mała, aby uzyskać wymaganą wysokość $5 + h = 50 \text{ m}$,

**) najmniejsza prędkość, która pozwala na wykorzystanie energii kinetycznej do nabrania wymaganej wysokości $h = 5 + 45 = 50 \text{ m}$.

45° — wynosi 10—15 m). Samoloty o mniejszym nadmiarze mocy rozporządzalnej, np. „Gawron” (W_{\max} około 2 m/sek) nie mogą wykonywać zakrętów z tak dużym przechyleniem ze względu na niebezpiecznie duże opadanie. Dla tego typu samolotu przy przechyleniu w zakręcie około 30° czas zakrętu jest większy o 73^{0/0}.

2. Przeciżenia działające na samolot przy łagodnym zakręcie na zewnątrz z jednoczesnym wyrwaniem nie przekraczają wartości +2 i -0,5 g, a więc są całkowicie dopuszczalne dla samolotów rolniczych.

3. Założony schemat manewru jest możliwy do wykonania — gdyż naniesienie przeciążeń i prędkości otrzymanych z analizy manewru na obwiednię obciążeń sterowanych wykazało, że wszystkie punkty określające manewr leżą wewnątrz obwiedni. W locie z przechyleniem 45° samolot leci na $C_z = 0,985 C_{z \max}$ bez uwzględnienia ciągu śmigła, co odpowiada około 0,8 $C_{z \max}$ z uwzględnieniem ciągu śmigła (przyjmuje się, że własności samolotu i umiejętności pilota pozwalają lecieć przy takiej wartości C_z).

Wprowadzając uproszczenia, polegające na przyjęciu V_{sr} w zakręcie na zewnątrz, można wyliczyć czas zakrętu t_1 według poniższych wzorów, dających ostatecznie dobre przybliżenie w zastosowaniu do

obliczeń w niniejszej pracy (oznaczenia jak na rys. 1).

$$\text{Promień zakrętu: } r = \frac{V^2}{g \cdot \text{tg } \varphi}$$

gdzie:

V — prędkość w zakręcie,
 g — przyspieszenie ziemskie,
 φ — kąt przechylenia w zakręcie.

$$r_1 = \frac{V_{sr}^2}{g \cdot \text{tg } 45^\circ} \quad (1)$$

gdzie:

$$V_{sr} = \frac{V_1 + V_2}{2}$$

V_1 — prędkość robocza w locie nad polem,

V_2 — prędkość bezpieczna.

$$r_2 = \frac{V_2^2}{g \cdot \text{tg } 25^\circ} \quad (2)$$

$$\cos \alpha = \frac{0,5 s + r_1}{r_1 + r_2} \quad (3)$$

gdzie:

s — szerokość pasa obróbki,

α — kąt wyjścia na zewnątrz do zakrętu.

$$\Delta h = \frac{1}{2g} (V_1^2 - V_2^2) \quad (4)$$

$$t_1 = \frac{2\sqrt{r_1^2 \alpha^2 + \Delta h^2}}{V_{sr}} + \frac{r_2(\pi + 2\alpha)}{V_2} + \frac{2l}{V_1} \quad (5)$$

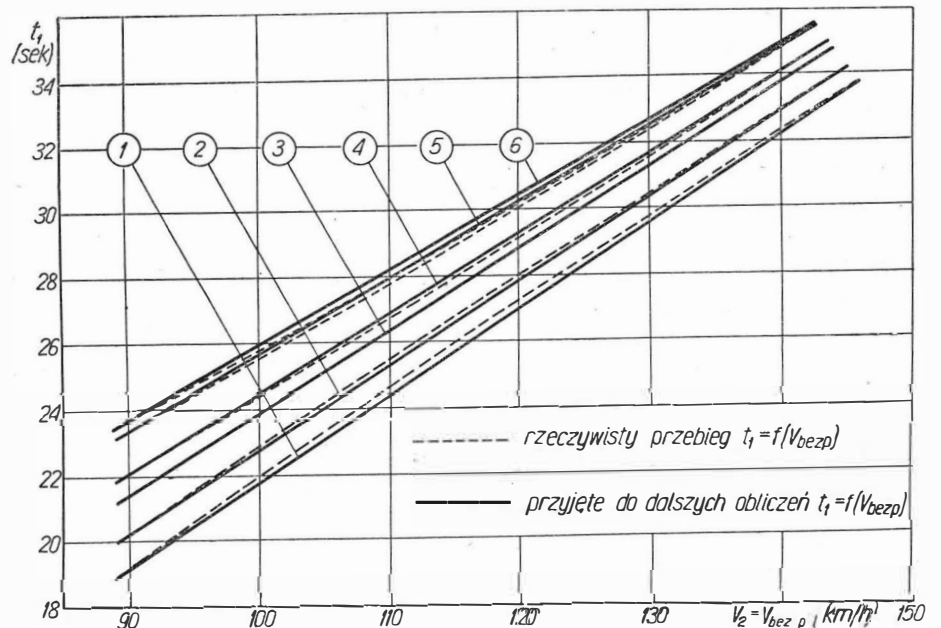
gdzie:

$2l$ — założona długość toru na wprowadzenie i wyprowadzenie samolotu z zakrętu.

Tablica zawiera czasy zakrętów t_1 obliczone dla różnych prędkości

lotu nad polem, przy prędkości bezpiecznej w zakręcie niezależnej od prędkości roboczej i założonej wysokości lotu nad polem 5 m. Jak wynika z rezultatów obliczeń zamieszczonych w tablicy, czas wykonania zakrętu minimalnie zależy od prędkości wejścia w zakręt, to znaczy od prędkości roboczej. W interesującym nas zakresie, od prędkości V_1 pozwalającej na nabranie wysokości $h = 50 \text{ m}$ do $V_1 = 1,8 V_{\text{bezp}}$ (co stanowi górną granicę prędkości roboczej samolotów rolniczych skonstruowanych dotychczas) różnice czasów nie przekraczają 3^{0/0}.

Przy prędkości roboczej nie zapewniającej wejścia na wysokość $h = 50 \text{ m}$ z rozpędu trzeba dociągać samolot na tę wysokość przez dodanie gazu. W tym przypadku czas potrzebny na wykonanie zakrętu wzrasta. W przypadku krańcowym, gdy prędkość robocza jest równa V_{bezp} , przy $V_{\text{bezp}} = 90 \text{ km/h}$ czas t_1 wynosi 32 sek, a przy $V_{\text{bezp}} = 140 \text{ km/h}$ — 50 sek. Są to półtora-krotnie większe wartości niż w tablicy. Ponieważ czas wykonywania zakrętu w rozpatrywanym zakresie prędkości roboczych minimalnie zależy od prędkości roboczej, a głównie od prędkości bezpiecznej, można więc uzależnić czas wykonywania zakrętu tylko od prędkości V_{bezp} . Rys. 2 przedstawia czas wykonywania zakrętu w funkcji V_{bezp} obliczony według wzoru (5) przy założeniu $V_{\text{rob}} = 1,5 V_{\text{bezp}}$. Jest to



2. Czas zakrętu t_1 w funkcji prędkości bezpiecznej samolotu:

1 — szerokość obróbki 80 m 3 — szerokość obróbki 40 m 5 — szerokość obróbki 10 m
 2 — „ „ 60 m 4 — „ „ 30 m 6 — „ „ 7,5 m

prawie prosta funkcja prędkości bezpiecznej dla każdej szerokości obróbki. Do dalszych obliczeń zastępuje się krzywe wyrażające zmianę czasu prostymi, przy czym popełnione błędy są bardzo małe. Wtedy czas zakrętu wyraża się następującym wzorem:

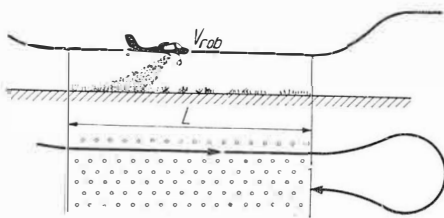
$$t_1 = \eta + \varepsilon(V_{bezp} - \xi) \quad (6)$$

(V_{bezp} podstawiamy w m/sek),

Analiza optymalnej prędkości roboczej bez uwzględnienia dołotu

W niniejszym rozdziale dążąc do uzyskania pewnych uogólnień analizuje się fragment lotu roboczego, obejmujący pracę samolotu nad polem.

Cykl obróbki składa się z jednego przelotu i jednego zakrętu (rys. 3).



3. Schemat cyklu obróbki

Czas wykonania cyklu t jest sumą czasu przelotu nad polem i czasu zakrętu:

$$t = t_1 + \frac{L}{V_{rob}} \quad (7)$$

gdzie:

L — długość pola.

Dla pola o kształcie kwadratowym:

$$L = \sqrt{S}$$

gdzie:

S — powierzchnia pola,

i wtedy:

$$t = t_1 + \frac{\sqrt{S}}{V_{rob}} \quad (8)$$

Czas obróbki pola jest iloczynem czasu wykonania jednego cyklu przez liczbę cykli. Liczba cykli zależy tylko od szerokości pola i od szerokości pasa obrabianego w jednym cyklu. Najkrótszy czas cyklu, a tym samym najkrótszy czas obróbki pola, otrzymuje się wtedy, gdy suma czasu zakrętu i przelotu nad polem jest najmniejsza. Przy założeniach przyjętych w rozdziale poprzednim okazuje się, że w rozpatrywanym zakresie prędkości roboczych czas zakrętu jest niezależ-

ny od prędkości roboczej, a zależy tylko od V_{bezp} . W związku z tym dla danej prędkości V_{bezp} czas wykonania cyklu będzie mniejszy, im większa będzie prędkość robocza. Tak więc przy obranej konfiguracji powierzchni nośnej samolotu (np. na klapach lub bez klap) opłaca się lecieć na największej mocy silnika, jaka jest dopuszczalna ze względów eksploatacyjnych. Zakręt można wykonać na prędkości V_{bezp} , jeśli wyhamujemy samolot od prędkości roboczej do bezpiecznej zużywając energię kinetyczną na uzyskanie wysokości. Wysokość ta może być większa niż 50 m.

Przy przyjętych poprzednio założeniach łatwo można określić optymalną prędkość roboczą (na mocy trwałej) dla osiągnięcia najkrótszego cyklu obróbki. W omawianym przykładzie przyjęto szerokość obróbki 40 m jako wielkość średnią.

Po podstawieniu do wzoru (8) wartości na czas zakrętu t_1 według wzoru (6) otrzymuje się czas cyklu:

$$t = \eta + \varepsilon(V_{bezp} - \xi) + \frac{\sqrt{S}}{V_{rob}}$$

a po wprowadzeniu podstawienia:

$$\frac{V_{rob}}{V_{bezp}} = a$$

$$t = \eta + \varepsilon \left(\frac{V_{rob}}{a} - \xi \right) + \frac{\sqrt{S}}{V_{rob}} \quad (9)$$

Najkrótszy czas obróbki pola nastąpi dla

$$\frac{dt}{dV_{rob}} = 0$$

Stąd optymalna prędkość robocza:

$$V_{rob.opt.} = \sqrt{\frac{a}{\varepsilon}} \sqrt{S} \quad (10)$$

Podstawiając do wzoru (9)

$$a = \frac{V_{rob}}{V_{bezp}} \text{ otrzymuje się: } V_{rob.opt.} = \frac{\sqrt{S}}{\varepsilon \cdot V_{bezp}} \quad (11)$$

Dla przyjętej w przykładzie szerokości obróbki $s = 40$ m:

$$V_{rob.opt.} = 1,06 \sqrt{a \cdot \sqrt{S}} \text{ [m/sek]}$$

lub:

$$V_{rob.opt.} = 1,12 \frac{\sqrt{S}}{V_{bezp}} \text{ [m/sek]}$$

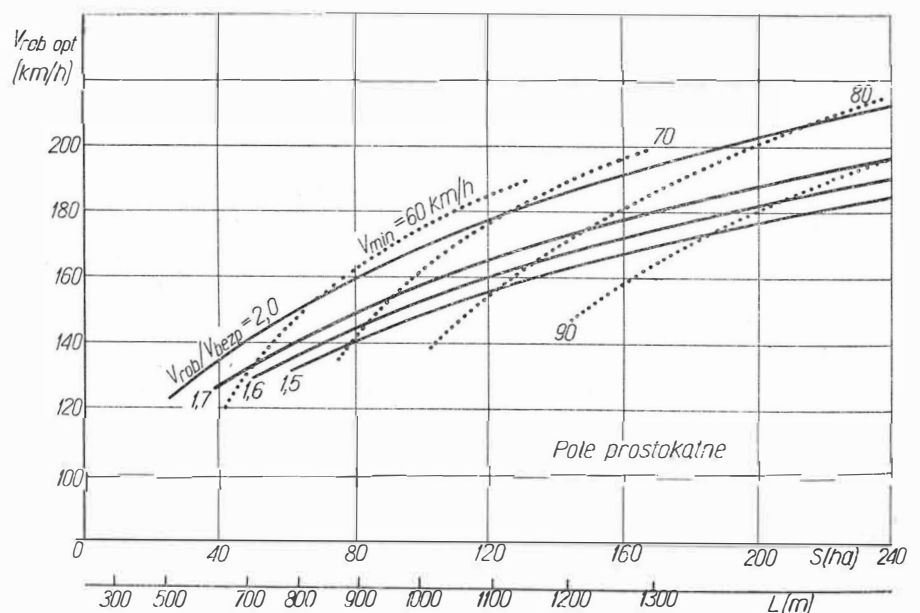
gdzie:

S — m^2 ,

V_{bezp} — m/sek.

Wyniki obliczeń zamieszczono w postaci wykresów na rys. 4. Jak widać, pożądana prędkość robocza jest tym większa, im dłuższe jest pole i im mniejsza prędkość bezpieczna. Dla zwykle spotykanej rozpiętości prędkości $\frac{V_{na\text{ mocy trwałej}}}{V_{bezp}} =$

$= 1,6$ i pół do 100 ha (lub o długości do 1000 m) najkorzystniejsza prędkość robocza kształtuje się w granicach do 150 km/h. Odpowiada jej prędkość V_{bezp} około 90 km/h, co przy uwzględnieniu marginesu bezpieczeństwa daje prędkość V_{min} 70 km/h. Współczesne samoloty rolnicze osiągają przytoczone wyżej parametry w locie z klapami wychylonymi do startu. Tak więc można uważać, że zasadniczą konfiguracją roboczą samolotu będzie kon-



4. Prędkość robocza optymalna w funkcji powierzchni (o kształcie kwadratowym) lub długości pola dla szerokości pasa obróbki 40 m

figuracja z klapami wychylonymi do startu. Tylko przy polach o rzadko spotykanej wielkości (ponad 100 ha) opłacałoby się latać ze schowanymi klapami. Większą wydajność (krótszy czas obróbki) można uzyskać przez zwiększanie rozpiętości prędkości, na przykład przez otwieranie slotu i klap w zakręcie, a zamykanie w locie nad polem (o ile byłoby to dopuszczalne z innych względów).

Dla sprawdzenia rozważań teoretycznych rozpatrzono konkretny

samolot bez slotu z powierzchnią skrzydeł powiększoną o 50%:

$V_{przelotowa} = 205$ km/h (ze schowanymi klapami):

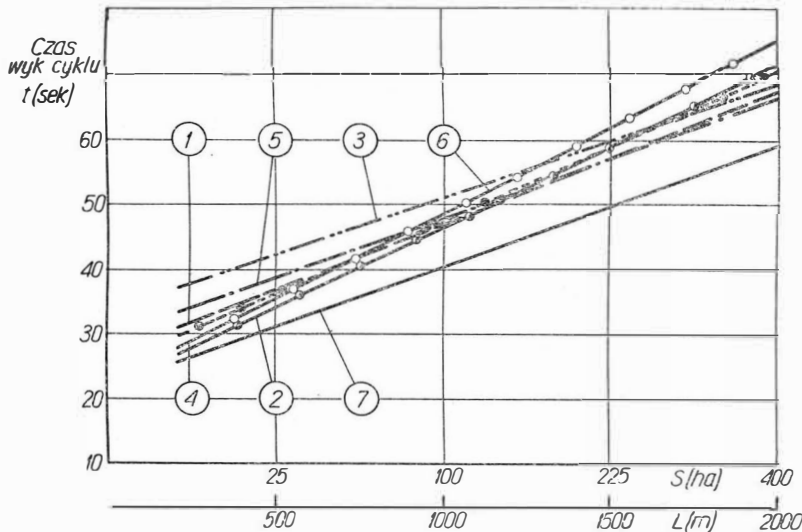
a — na klapach w położeniu roboczym:

$V_{bezp} = 90$ km/h; $V_{rob} = 90—145$ km/h

b — ze schowanymi klapami:

$V_{bezp} = 120$ km/h; $V_{rob} = 120—205$ km/h

samolot ze slotem i klapami wysuwanymi w zakręcie a chowanymi w locie nad polem:



5. Czas wykonania cyklu t w funkcji powierzchni (o kształcie kwadratowym) lub długości pola dla szerokości pasa obróbki 40 m:

1 — samolot ze slotem — kłapy schowane, 2 — samolot ze slotem — kłapy wypuszczone, 3 — samolot bez slotu — kłapy schowane, 4 — samolot bez slotu — kłapy wypuszczone, 5 — samolot z powierzchnią skrzydeł powiększoną o 50%, a bez slotu — kłapy schowane, 6 — samolot z powierzchnią skrzydeł powiększoną o 50%, a bez slotu — kłapy wypuszczone, 7 — samolot ze slotem i klapami sterowanymi w trakcie pracy nad polem

przykład samolotu rolniczego opracowanego w Polsce, a różne właściwości aerodynamiczne samolotu wprowadzono przyjmując następujące konfiguracje:

samolot ze slotem:

$V_{przelotowa} = 190$ km/h (ze schowanymi klapami)

a — na klapach w położeniu roboczym

$V_{bezp} = 90$ km/h $V_{rob} = 90—155$ km/h

b — ze schowanymi klapami

$V_{bezp} = 110$ km/h; $V_{rob} = 110—190$ km/h

samolot bez slotu:

$V_{przelotowa} = 217$ km/h (ze schowanymi klapami)

a — na klapach w położeniu roboczym:

$V_{bezp} = 103$ km/h; $V_{rob} = 103—168$ km/h

b — ze schowanymi klapami:

$V_{bezp} = 139$ km/h; $V_{rob} = 139—217$ km/h

$V_{przelotowa} = 217$ km/h (ze schowanymi klapami)

$V_{bezp} = 90$ km/h; $V_{rob} = 90—217$ km/h

W podanych przykładach obliczono czas cyklu t dla uznanej za średnią szerokości obróbki $s = 40$ m. Wyniki w formie wykresu podane są na rys. 5. Najlepszy ze względu na czas wykonania cyklu okazuje się samolot lecący w konfiguracji gładkiej (bez slotu i klap) nad polem, a otwierający sloty kłapy w zakręcie*). Na drugim miejscu jest samolot ze slotem, dalej bez slotu, a

*) Przedstawione wyliczenia ujmują zagadnienie w sposób uproszczony. Obliczenia wykonane zostały przy założeniu otwierania slotu i klap w sposób nagły, co jest w praktyce niemożliwe. Prowadziłoby to do niedopuszczalnie dużych obciążeń. Przy powolnym otwieraniu klap i slotu zysk na czasie byłby wielokrotnie mniejszy. Korzyści osiągnięte ze skrócenia czasu obróbki nie równoważyłyby podrożeń konstrukcji wobec konieczności stosowania skomplikowanych układów mechanicznych i hydraulicznych i powiększenia ciężaru własnego samolotu.

najgorszy z powiększoną o 50% powierzchnią skrzydła. Rozpiętość prędkości roboczych dla tych samolotów wynosi w tej samej kolejności 2,4; 1,72; 1,64; 1,61. Różnice w trzech ostatnich przypadkach są niewielkie.

Z wykresu można także stwierdzić, że w zakresie wielkości pól do 100 ha lepiej opłaca się latać z klapami wychylonymi (uwaga ta nie dotyczy samolotu ze sterowanymi slotami i klapami w trakcie lotu roboczego).

Analiza optymalnej prędkości roboczej z uwzględnieniem dołotu

Przy rozważaniu wpływu dołotu zachodzi konieczność przejścia od rozważań natury ogólnej do rozważań bardziej szczegółowych. Uwzględniając dołot należy uwzględnić wydatek chemikaliów na jednostkę powierzchni pola, gdyż od tego zależy stosunek czasu zużytego na czynności robocze do czasu dołotu. Można powiedzieć z góry, że dla mniejszych wydatków wpływ dołotów na kształtowanie się prędkości optymalnej obróbki jest mniejszy (na jeden dołot i powrót przypada większy okres pracy z jednego załadowania). Poprzednio uzasadniono, że dla pól o wielkości od 4—100 ha (o kształcie kwadratowym) lub o długości do 1000 m zasadniczą konfiguracją roboczą samolotu jest konfiguracja z klapami wychylonymi do startu. Samolot lata nad polem na klapach wychylonych. Natomiast dołot i powrót odbywa się z klapami schowanymi. Należy więc powiązać prędkość bezpieczną w konfiguracji roboczej (określającą czasy zakrętów), prędkość roboczą (określającą czasy przelotów nad polem) i prędkość przelotową (określającą czas dołotu i powrotu).

Dla nowoczesnych samolotów rolniczych stosunek prędkości roboczej na mocy trwałej do prędkości bezpiecznej waha się od 1,5 do 1,7. Pamiętając, że w trakcie obróbki samolot lata na klapach, a przeloty wykonuje się z klapami schowanymi, zakłada się, że $V_{przelotowa}$ (konfiguracja gładka) = 1,35 V_{rob} (na klapach w położeniu roboczym). Tak mniej więcej kształtuje się ta zależność w klasie samolotów rolniczych.

Pozostałe założenia do obliczeń optymalnej prędkości roboczej:

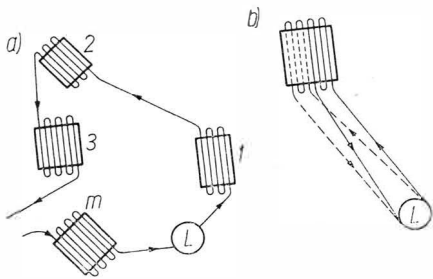
— wydatki chemikaliów 400, 200, 20 i 5 kg/ha,

— odpowiadające szerokości opylania 10, 40, 80 i 80 m dla samolotów dużych i 7,5, 30, 60 i 60 m dla samolotów małych,

— udźwig chemikaliów 1500 kG dla samolotów dużych i 750 kG dla samolotów małych,

— doloty z lotniska na pole 0,2 i 4 km dla dużych wydatków (400 i 200 kG/ha) i 0,4, 10 i 25 km dla małych wydatków chemikaliów (20 i 5 kG/ha),

— odległość średniego przelotu z pola na pole 1 km (rys. 6).



6. Schemat lotu roboczego samolotu:

a — przy udźwigu chemikaliów wystarczającym do obróbki m pól, b — przy udźwigu chemikaliów niewystarczającym do obróbki jednego pola

Zakłada się ponadto, że w czasie jednego lotu samolot obrabia pola o jednakowej powierzchni i kształcie przy tym samym wydatku chemikaliów na jednostkę powierzchni.

Wyprowadzenie wzorów na optymalną prędkość roboczą:

S — powierzchnia pola,

L — długość pola,

$L_1 = \sqrt{S}$ — dla pola o kształcie kwadratowym,

Q_{chem} — ładunek chemikaliów zabierany jednorazowo przez samolot (udźwig chemikaliów),

q — wydatek chemikaliów na 1 ha,

s — szerokość obróbki,

L_1 — długość dolotu,

L_2 — długość przelotu z pola na pole.

Wydatek chemikaliów na jeden cykl obróbki:

$$q_{cyklu} = q \cdot s \cdot L = q \cdot s \cdot \sqrt{S}$$

Liczba cykli obróbki z jednego załadowania:

$$n = \frac{Q_{chem}}{q_{cyklu}} = \frac{Q_{chem}}{q \cdot s \cdot \sqrt{S}}$$

Liczba pól obróbnionych z jednego załadowania:

$$m = \frac{Q_{chem}}{q \cdot S}$$

Liczba przelotów z pola na pole:

$$m - 1 = \frac{Q_{chem}}{q \cdot S} - 1$$

Czas wykonywania zabiegów obróbki:

$$T_1 = n \cdot t$$

gdzie:

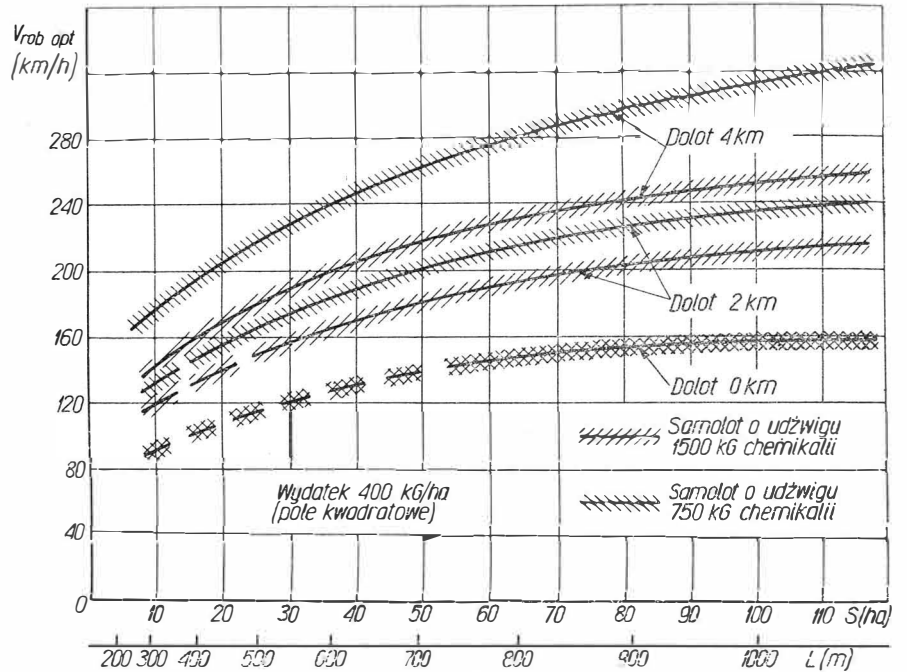
t — czas wykonywania cyklu wyraża się według wzoru (9). Po podstawieniu:

$$T_1 = \frac{Q_{chem}}{q \cdot s \cdot \sqrt{S}} \left[\eta + \varepsilon \left(\frac{V_{rob}}{a} - \xi \right) + \frac{\sqrt{S}}{V_{rob}} \right]$$

Czas dolotu i powrotu:

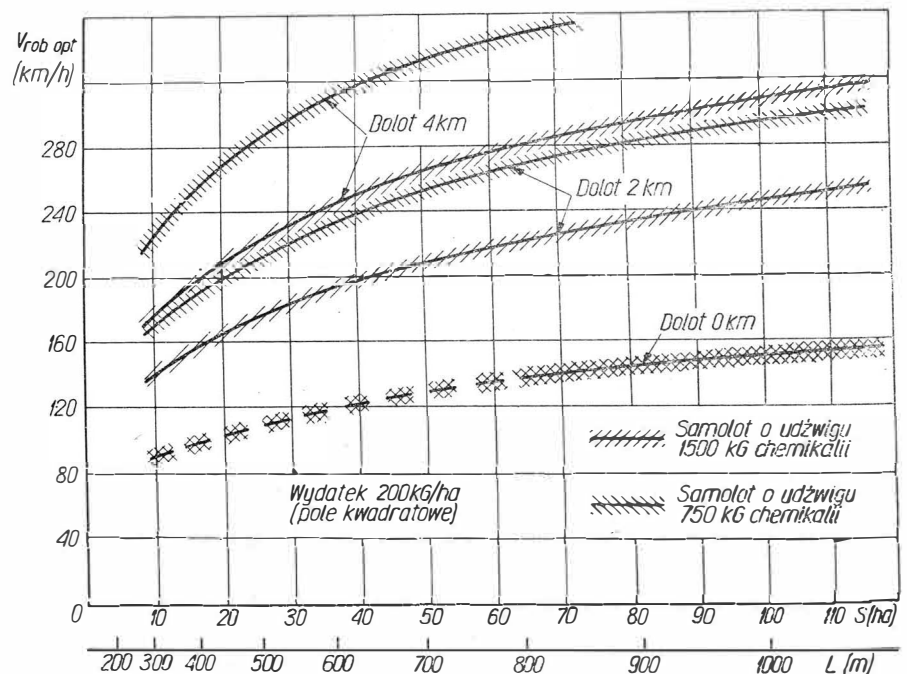
$$T_2 = \frac{2 L_1}{V_{przelot}}$$

a po podstawieniu $V_{przelot} = b \cdot V_{rob}$:



7a. Prędkość robocza optymalna w funkcji powierzchni lub długości pola z uwzględnieniem dolotu

$s = 10$ m dla samolotu o udźwigu 1500 kG
 $s = 7,5$ m „ „ „ 750 kG



7b. Prędkość robocza optymalna w funkcji powierzchni lub długości pola z uwzględnieniem dolotu

$s = 40$ m dla samolotu o udźwigu 1500 kG
 $s = 30$ m „ „ „ 750 kG

$$T_2 = \frac{2 L_1}{b \cdot V_{rob}}$$

Czas przelotu z pola na pole:

$$T_3 = \left(m - 1 \right) \frac{L_2}{V_{przel}} = \left(\frac{Q_{chem}}{q \cdot S} - 1 \right) \frac{L_2}{b \cdot V_{rob}}$$

Całkowity czas obróbki z jednego załadowania:

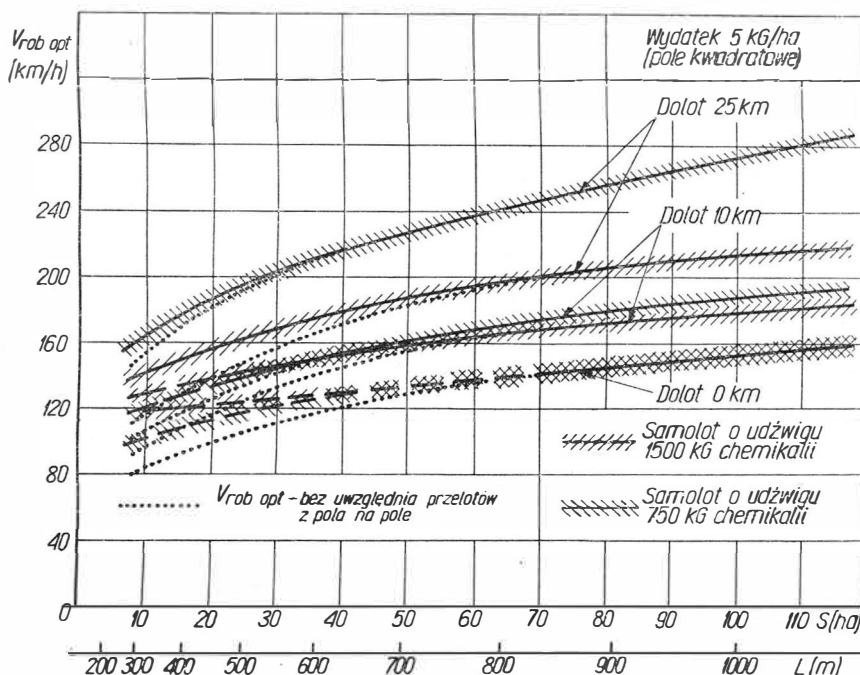
$$T = T_1 + T_2 + T_3$$

przedstawiając wartości T_1 , T_2 i T_3 z poprzednio wyprowadzonych wzorów otrzymuje się:

$$T = \frac{Q_{chem}}{q \cdot s \cdot \sqrt{S}} \left[\eta + \varepsilon \left(\frac{V_{rob}}{a} - \xi \right) + \frac{\sqrt{S}}{V_{rob}} \right] + \frac{2 L_1}{b \cdot V_{rob}} + \left(\frac{Q_{chem}}{q \cdot S} - 1 \right) \frac{L_2}{b \cdot V_{rob}}$$

Po zróżniczkowaniu i przyrównaniu do zera (dla $\frac{dT}{dV_{rob}} = 0$)

$$V_{rob \cdot opt} = \sqrt{\frac{a}{\varepsilon} \sqrt{S} \left\{ 1 + \frac{q \cdot s}{Q_{chem}} \left[2 L_1 \left(\frac{Q_{chem}}{q \cdot S} - 1 \right) \frac{L_2}{b} \right] \right\}} \quad (12)$$

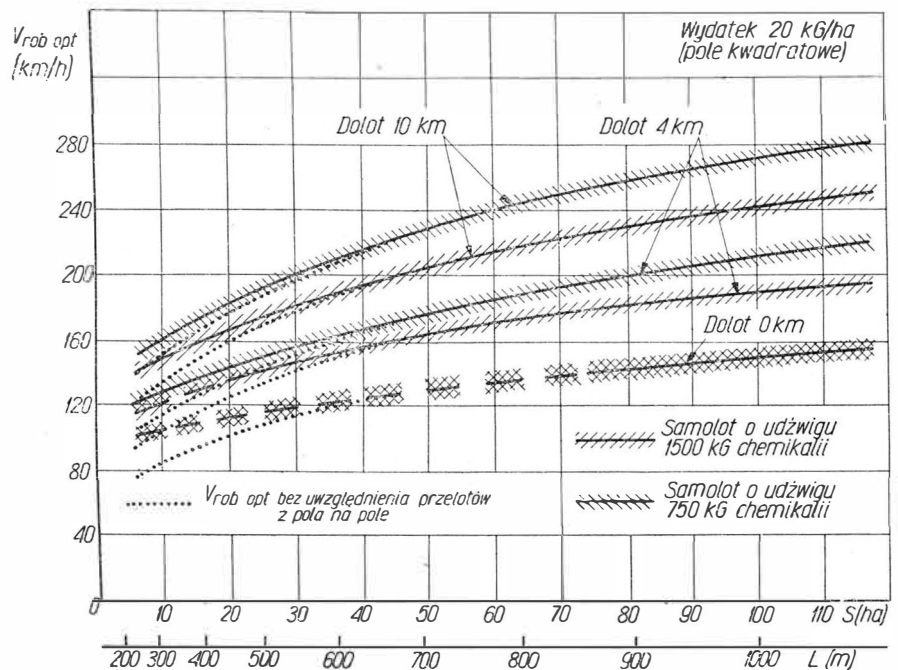


8b. Prędkość robocza optymalna w funkcji powierzchni i długości pola (o kształcie kwadratowym) z uwzględnieniem dołotu i przelotu z pola na pole *)

$s = 80$ m dla samolotu: o udźwigu 1500 kG
 $s = 60$ m „ „ „ 750 kG

*) W celu znalezienia $V_{rob \cdot opt}$ dla pola o kształcie prostokątnym należy:
odczytać $V_{rob \cdot opt}$ (L), gdzie L — długość pola o kształcie prostokątnym
odczytać $V_{rob \cdot opt}$ (S), gdzie S — powierzchnia pola o kształcie prostokątnym
odczytać $V_{rob \cdot opt}$ (S) — bez uwzględnienia przelotu z pola na pole

obliczyć $V_{rob \cdot opt}$ pola prostok. = $V_{rob \cdot opt}$ (L) $\frac{V_{rob \cdot opt}$ (S)
*)
 $V_{rob \cdot opt}$ (S)



8a. Prędkość robocza optymalna w funkcji powierzchni i długości pola (o kształcie kwadratowym) z uwzględnieniem dołotu i przelotu z pola na pole *)

$s = 80$ m dla samolotu o udźwigu 1500 kG
 $s = 60$ m „ „ „ 750 kG

Analizując powyższy wzór można stwierdzić, że optymalna prędkość robocza wzrasta:

z wielkością pola S,

ze wzrostem stosunku $\frac{V_{rob}}{V_{bezp}} = a$,

ze wzrostem wydatku chemikaliów na ha q,

ze zwiększeniem szerokości obróbki s,

z długością dołotów L_1 i przelotów z pola na pole L_2 i maleje:

ze zwiększaniem się udźwigu

Q_{chem} ,

ze wzrostem stosunku $\frac{V_{przelot}}{V_{rob}} = b$.

Jeżeli nie trzeba uwzględniać przelotu z pola na pole, co zachodzi dla dużych wydatków chemikaliów na ha już przy niewielkich powierzchniach pól (gdy $\frac{Q_{chem}}{q \cdot s} = 1$) wzór (12)

sprowadza się do postaci:

$$V_{rob \cdot opt} = \sqrt{\frac{a}{\varepsilon} \sqrt{S} \left[1 + \frac{2 L_1 q \cdot s}{Q_{chem} \cdot b} \right]} \quad (13)$$

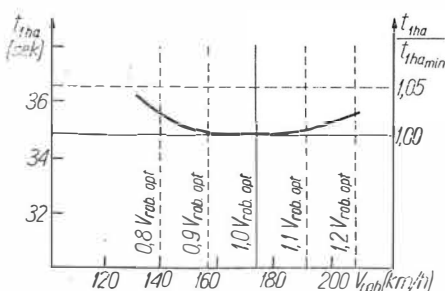
Przechodząc do danych szczegółowych i obliczając $V_{rob \cdot opt}$ przy wydatkach 400 i 200 kG/ha stosuje się wzór (13) *) , a przy wydatkach 20 i 5 kG/ha wzór (12) *) . Wyniki obliczeń przedstawiono na rys. 7a i b oraz 8a i b w postaci wykresów.

*) Samolot o udźwigu 1500 kG przy wydatku 400 kG/ha obrabia 3,75 ha, a przy wydatku 200 kG/ha 7,5 ha z jednego załadowania; samolot o udźwigu 750 kG chemikaliów odpowiednio 1,875 ha i 3,75 ha. Natomiast w niniejszej pracy rozpatruje się obróbkę pól o powierzchni od 4 do 100 ha.

Jak łatwo zauważyć, rozpiętość prędkości optymalnej dla różnych wydatków chemikaliów, szerokości pasma obróbki, dla różnej wielkości pól i długości dolotów jest duża. Jest rzeczą konstruktora dobranie właściwości samolotu na przeciętne warunki eksploatacji.

Dla Polski i innych krajów demokracji ludowej oraz dla krajów zachodniej Europy przeciętna wielkość pól do obróbki zawiera się w granicach od 10 do 20 ha. Przyjmuje się, że powierzchnia średniego pola wynosi 15 ha. Przyjmuje się ponadto, że średnie pole ma kształt prostokąta, którego długość jest w stosunku 3:2 większa od szerokości. Tak więc kształt średniego pola będzie reprezentowany przez prostokąt o wymiarach 317×475 m, średni dolot wynosi około 2 km dla dużych wydatków i około 10 km dla małych.

Dla tak sprecyzowanych średnich warunków pracy w konfiguracji roboczej na kłapach optymalna prędkość robocza dla samolotów dużych (o udźwigu około 1500 kG chemikaliów) układa się w pobliżu 160 km/h, a dla samolotów mniejszych (o udźwigu około 750 kG chemikaliów) w pobliżu 180 km/h.



9. Wpływ odchylenia prędkości roboczej od prędkości roboczej optymalnej na czas obróbki 1 ha

Samolot najczęściej wykonuje obróbkę z prędkością różną od optymalnej. Dla pokazania wpływu odchylenia prędkości roboczej od optymalnej na wydajność przeliczono przykłady, a wyniki jednego z nich zamieszczono w postaci wykresu (rys. 9). W podanym przykładzie obliczono czas obróbki 1 ha pola o powierzchni 15 ha i kształcie prostokąta 317×475 m w funkcji prędkości roboczej przy następujących założeniach:

- udźwig samolotu — 1500 kG chemikaliów,
- wydatek chemikaliów — 200 kG/ha,
- szerokość obróbki — 40 m,
- długość dolotu — 2 km,
- czas podejścia do lądowania, lądowania, kołowania, załadunku i startu — 1 min.

Prędkość robocza optymalna odczytana z wykresu na rys. 7b dla powyższych warunków wynosi 173 km/h. Czas obróbki liczone według wzoru (13).

Jak można zauważyć z wyniku obliczeń (rys. 9), krzywa czasu obróbki w funkcji prędkości roboczej ma przebieg bardzo płaski w pobliżu minimum. Zmiana prędkości roboczej od $0,9 V_{rob\ opt}$ do $1,1 V_{rob\ opt}$ ma praktycznie mały wpływ. Dla prędkości roboczej różnej o 20% od $V_{rob\ opt}$ przyrost czasu obróbki wynosi 2%. Podobne wyniki otrzymuje się dla innych wydatków i szerokości obróbki. Stąd można wyciągnąć wniosek, że o ekonomiczności samolotu, którego prędkość robocza leży w granicach od 0,8 do $1,2 V_{rob\ opt}$ decydować będą inne czynniki, takie jak na przykład mały koszt produkcji, niezawodność eksploatacji, szerokość powierzchni obrabianej w jednym przelocie, szybkość obsługi naziemnej.

Przy wyliczonych poprzednio prędkościach optymalnych granice, w których powinna znajdować się prędkość robocza samolotu będą wynosiły odpowiednio 130—190 km/h dla samolotów dużych i 145—215 km/h dla samolotów mniejszych.

Obrabiarki sterowane liczbowo

Technika liczbowego sterowania obrabiarek znajduje coraz szersze zastosowanie w różnych gałęziach przemysłu budowy maszyn. W nowoczesnym przemyśle lotniczym, który pierwszy wprowadził i rozwinął tę technikę, obrabiarki sterowane liczbowo stały się niezbędnym ogniwem w procesie zautomatyzowanego sterowania produkcją.

W artykule przedstawione są problemy związane z charakterystycznymi rozwiązaniami konstrukcyjnymi nowoczesnych OSL*) z programowaniem ich oraz z zastosowaniem tych maszyn. Za podstawę przyjęto przede wszystkim dane zaczerpnięte z przemysłu amerykańskiego, który w niespotykanej gdzie indziej skali stosuje je jako wypróbowany środek produkcji. Potwierdzeniem może być fakt, że wg oszacowań opublikowanych w „American Machinist” na początku 1965 r. w przemyśle Stanów Zjednoczonych pracowało ok. 4800 OSL, podczas gdy w W. Brytanii ok. 250, w NRF — ok. 80. Brak dotychczas bliższych danych liczbowych dotyczących rozwoju OSL w Związku Radzieckim, chociaż literatura wykazuje, że i przemysł radziecki ma już poważne doświadczenia w tej dziedzinie.

W publikacjach przedstawiana jest powszechnie opinia, że zrealizowanie amerykańskiego programu budowy statków kosmicznych było możliwe tylko dzięki szerokiemu zastosowaniu techniki liczbowej do sterowania produkcją, w czym mieści się również zastosowanie OSL. Dla zobrazowania tej techniki przy omawianiu nowoczesnych metod programowania, podano przykłady z praktyki konstrukcyjnej i technologicznej amerykańskich zakładów lotniczych.

Większość nowych obrabiarek sterowanych liczbowo wykazuje zanik cech konstrukcyjnych, które ułatwiały obsługę przez człowieka i przez to obrabiarki te stają się po-

dobne do konwencjonalnych obrabiarek automatycznych.

Istniejące układy sterowania stawiają przed konstrukcją obrabiarki następujące wymagania: ściśle okre-

ślone własności dynamiczne elementów ruchomych, określone luzy, du-

*) OSL — obrabiarki sterowane liczbowo.

za sztywność zespołów, znajomość oporów tarcia i oporów wynikających ze zmiany kierunku ruchu itp.

W najnowszych konstrukcjach zakres sterowania wydatnie się rozszerza i obecnie nie tylko programowane są ruchy stołu, lecz również prędkości obrotowe i posuwowe oraz wymiana narzędzi i przedmiotów obrabianych. Rozwiązania te wymagają omówienia.

Sterowanie ruchami posuwowymi i obrotowymi obrabiarki

Stosowane rozwiązania napędu ruchów posuwowych są bardzo różnorodne. Pamiętać należy, że napęd posuwu, służący zarazem do ustawienia w czasie obróbki, jest częstotliwym układem sterowania i stąd wymagają szczególne wymagania. Powszechnie stosuje się bezstopniowy napęd posuwu. Zdecydowały o tym — szczególna przydatność takiego napędu na sterowanie oraz to, że mogły być użyte silniki prądu stałego i silniki hydrauliczne, gdyż siły posuwu w obrabiarkach są w pierwszym przybliżeniu niezależne od prędkości posuwu (przestawianie przy stałym momencie).

Silniki elektryczne prądu stałego, ze względu na mały moment bezwładności, obniżają mechaniczną stałą czasową, na którą zresztą ma jeszcze wpływ rodzaj użytego elementu nastawczego. Wg danych amerykańskich dla mocy 1—18 kW używa się jako nastawnika amplitudyny, natomiast dla mocy mniejszych — triod tyratronowych.

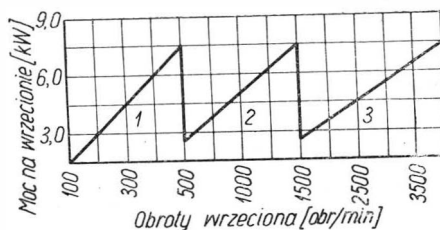
Ponadto do ustawiania ruchów posuwowych w małych obrabiarkach stosuje się silniki krokowe. Silnik taki zgodnie z zadaną częstotliwością wykonuje skokowy ruch obrotowy. Charakterystycznymi wielkościami silników krokowych są, obok wielkości kroku, moment oraz częstotliwość graniczna. Przez częstotliwość graniczną rozumie się taką częstotliwość maksymalną, z którą może obracać się silnik bez gubienia kroków. Zależy to nie tylko od parametrów silnika, lecz również od obciążeń sprężynowych, masowych i tarcia. Pomiar przesuwu przyrostami — najmniejszy odcinek skokowy tego silnika — 0,005 mm. Silnik krokowy może spełniać zarazem rolę przetwornika cyfrowo-analogowego. Do większych obrabiarek stosowane są silniki krokowe o większej

mocy. Do takich należy silnik Digtork o momencie 100 kGcm i częstotliwości granicznej 500 Hz.

Przy większych prędkościach obróbki lub wyższych dokładnościach stosuje się do obrabiarek silniki hydrauliczne z ciągłym lub nieciągłym układem nastawczym. Częstotliwość przebiegu w obwodzie otwartym z elektrohydraulicznym napędem ruchu posuwowego jest 2—3 wyższa niż przy użyciu silników prądu stałego.

Jeśli droga przesuwu jest niewielka, a masy przesuwowe nie są duże, stosuje się napęd tłoczkowym silnika. Zakres wymiarowy przesuwu osiągnąć w ten sposób wynosi 400 mm. Ustawienie następuje z dużą prędkością.

Gdy wymagany jest dłuższy przesuw oraz masy przesuwane są większe, wówczas najczęściej znajdują



1. Wykres mocy silnika hydraulicznego z trzema zakresami prędkości napędzającego wrzeciono obrabiarki

zastosowanie silniki hydrauliczne z tłokami osiowymi, które bezpośrednio lub przez przekładnię napędzają stół obrabiarki. Silniki te na ogół mają wysokie obroty i dlatego musi być używana przekładnia, która w połączeniu z wpływem masy wirującej, luzów i sprężystości pogarsza charakterystykę całego układu. Stąd też wzmocniono wysiłki w celu uzyskania silnika pracującego w szerokim zakresie obrotów o równomiernym ruchu obrotowym i dużym momencie obrotowym dla ruchu powolnego. Opracowano silnik hydrauliczny o tłokach promieniowych, którego masy wirujące są niewielkie tak, że nawet duża wielkość przepływu (360 cm³/obr) nie wpływa na dobre przebiegi czasowe silnika. Silnik jest napędzany przy stosunkowo niskim ciśnieniu (35 kG/cm²), a częstotliwość własna wynosi ok. 250 Hz. Najniższe obroty silnika w zamkniętym układzie regulacji wynoszą $\frac{1}{60000}$ obr/min, a najwyższe 350 obr/min (krótkotrwałe — 500 obr/min).

W układach z silnikami hydraulicznymi znaczną uwagę poświęca się problemom filtracji oleju oraz utrzymania stałej temperatury oleju.

Inaczej przedstawia się sprawa automatycznej zmiany obrotów wrzeciona obrabiarki. Była ona już spotykana w obrabiarkach konwencjonalnych i dlatego mniej tu jest rozwiązań nieznanymi. Niemniej jednak i w tym przypadku sterowanie liczbowe uprzywilejowuje bezstopniową zmianę obrotów wrzeciona.

Do bezstopniowej zmiany obrotów stosowane są silniki prądu stałego, silniki hydrauliczne, a przy małych mocach również mechaniczne przekładnie bezstopniowe. Silniki hydrauliczne mają szczególnie małe wymiary i jako takie nadają się do napędu wrzecion wiertarek i frezarek o małych wrzeciennikach, np. duże frezarki stosowane w produkcji samolotów mają najczęściej do napędu wrzeciona silniki hydrauliczne o mocy 50 kW i więcej. W ostatnich latach odstępuje się od silników hydraulicznych, a zastępuje je silnikami prądu stałego. Przyczyną jest prawdopodobnie niski współczynnik sprawności silników hydraulicznych, co łączy się z nadmiernym nagrzewaniem się obrabiarki i tym samym pogorszeniem jej dokładności.

Duże trudności napotyka się przy tym, żeby napęd wrzeciona obrabiarki zmieniał obroty przy stałej mocy, tj. przy niskich obrotach powinien mieć na wrzecionie duży moment, natomiast przy wysokich obrotach mały moment. Przy obu rodzajach napędu (zmiana pola w silniku prądu stałego, zmiana wielkości przepływu w silnikach hydraulicznych), jest to możliwe jedynie w małym zakresie (od 1:3 do 1:5). Dla otrzymania dużego zakresu obrotów (od 1:20 do 1:200) należy zastosować przekładnię zębatą, co z kolei niweluje korzyści wypływające z bezstopniowej zmiany obrotów. O wiele większy zakres zmian obrotów (1:50 i więcej) można uzyskać przy stałym momencie, lecz wówczas na niskich obrotach moc jest zbyt mała. Dlatego też stosuje się silniki hydrauliczne o charakterystyce podanej na rys. 1.

Przekładnie zębate stosowane w konstrukcjach OSL są szczególnie starannie wykonane. Można podać następujące cechy tych przekładni: brak luzów międzyzębnych, duża sztywność i zapobieganie sprężystemu działaniu kół, krótkie wałki

(sztywność przeciwskrętna i przeciwiątna), małe masy kół szybkoobrotowych itp.

W OSL prawie wyłącznie stosuje się śruby pociągowe z kulkami obiegowymi. Średnice śrub przekraczają często 125 mm. Nakrętki są najczęściej dzielone dla wyeliminowania luzów.

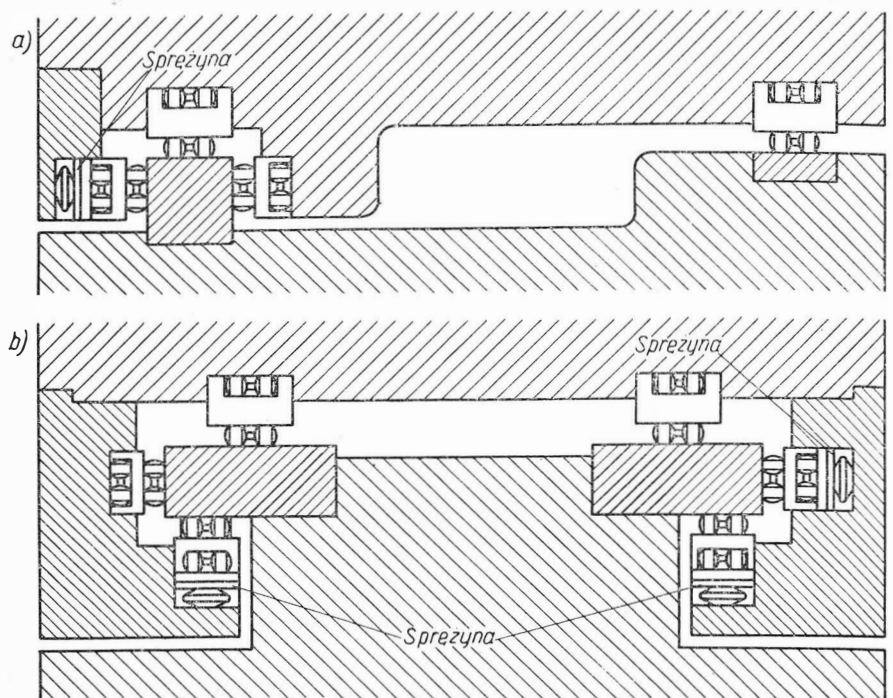
Przy bardzo dużych obrabiarkach np. frezarkach bramowych nie stosuje się tych śrub, lecz układ koło zębate — zębatka. Zębatki są podwójne, a 2 koła zębate są nacinane skośnie tak, że nacisk poosiowy eliminuje luzy między zębatkami a kołami.

Prowadnice w OSL rozwiązywane są odmiennie niż w obrabiarkach konwencjonalnych. Często spotyka się specjalnie wykonane listwy przykręcane do łoża obrabiarki. Parę cierną oraz smar (stosuje się również folie z tworzyw sztucznych) tak się dobiera, aby zlikwidować różnicę między siłą tarcia kinetycznego i spoczynkowego i nie dopuścić do powstania szkodliwego zjawiska tarcia przerywanego. Prowadnice hydrostatyczne nadal są rzadko stosowane. O wiele częściej spotyka się prowadnice toczne. Najbardziej znane są prowadnice toczne typu Tychoway, przedstawione na rys. 2. Tarcie w tych prowadnicach jest małe a w związku z tym siła tłumiąca w układzie ustawczym nie przeciwdziała skutecznie niestabilności. Dla uniknięcia tego pozostawia się szczałkowe tarcie ślizgowe — obciążenie przenoszone jest przez prowadnice toczne w około 75%. Reszta siły normalnej stwarza zamierzone tarcie szczałkowe.

Chociaż same urządzenia pomiarowe nie należą do konstrukcji obrabiarki, jednak ich rozmieszczenie ma pewien wpływ na rozwiązania konstrukcyjne. W obrabiarkach bardzo dokładnych prowadzi się pomiar położenia bezpośrednio między łożem obrabiarki a częścią związaną z saniami. W amerykańskich obrabiarkach stosuje się przeważnie indukcyjne systemy pomiarowe, a dla nich zmiana odległości między podziałką a ruchomą częścią nie ma tak dużego wpływu na sygnał wyjściowy, jak dla niektórych układów optycznych.

Wymiana narzędzi i części obrabianych

Zapewnienie dla każdego narzędzia odpowiedniego ustawienia,



2. Przykład prowadnicy tocznej typu Tychoway

prędkości posuwu, obrotów itp. jest o wiele łatwiejsze przy zastosowaniu sterowania liczbowego. Tym niemniej, w niektórych OSL znajduje jeszcze zastosowanie ręczna wymiana narzędzi. Wymiana narzędzi jest automatyzowana różnymi środkami. W wiertarkach i tokarkach sterowanych liczbowo często stosuje się głowice rewolwerowe. Wprowadzają one jednak praktyczne ograniczenia co do możliwości użycia większej liczby narzędzi i dlatego też szuka się innych rozwiązań, np. dwie głowice rewolwerowe.

Wszechstronniejsze są rozwiązania, w których automatyczna wymiana narzędzi następuje przez zmianę wrzeciona lub też przez zastosowanie specjalnego systemu chwytowego. W wielu wiertarkach istnieje większa liczba wrzecion, które ponadto są wraz z ułożyskowaniem przesuwane do odpowiedniego położenia roboczego za pomocą szyn. Rozwiązanie to mimo wielu zalet jest jednak bardzo skomplikowane w porównaniu z głowicą rewolwerową i co za tym idzie bardzo kosztowne.

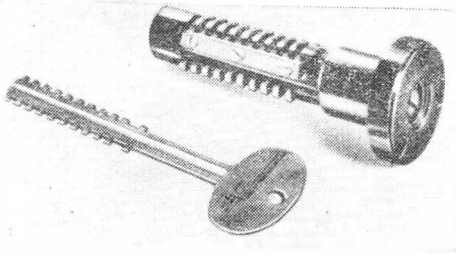
W systemach uchwytowych spotyka się również trzy odmiany; podtrzymywanie narzędzia w uchwycie jedynie pod działaniem siły ciężkości, podtrzymywanie narzędzia z trzech stron hakowymi uchwytami a z czwartej dociskiem mechanicznym, podtrzymywanie narzędzia poprzez kołnier. Ostatni sposób omówiony zostanie poniżej.

Bardzo ważną sprawą przy automatycznej wymianie narzędzi jest jednoznaczne oznakowanie narzędzia w magazynie narzędziowym. Jest to konieczne ze względu na programowanie używanych w procesie obróbczym narzędzi poprzez ich adresy w magazynie narzędziowym. Z różnych rozwiązań stosowanych dotychczas pozostały i rozwinięły się 2 sposoby znakowania:

1. *Kodowany uchwyt narzędziowy*, 10 pierścieni kodujących, znajdujących się na uchwycie, poprzez różne kombinacje daje możliwość oznakowania 961 różnych narzędzi. Narzędzie w takim uchwycie umieszczone jest w magazynie narzędziowym, a następnie pierścienie kodujące pozwalają za pomocą przełączników elektrycznych „odsukać” zaprogramowane narzędzie niezależnie od jego miejsca w magazynie. W obecnych zastosowaniach OSL liczba 961 różnych narzędzi jest często za mała i wymaga wtedy ograniczenia konstrukcji do możliwości narzędziowych lub też ręcznej wymiany dla narzędzi nie oznakowanych kodem.

2. *Znakowanie za pomocą związanego z narzędziem klucza*, którego nacięcia ząbkowe stanowią kod (rys. 3). Klucz przez zastosowanie zapisu dwójkowo-dziesiętnego pozwala na zakodowanie pięciocyfrowej liczby narzędzi, tj. maksymalnie 99 999. Klucz ten wraz z trzpieniem wtykowym wstawia się do tulei zbiorczej, w której z kolei znaj-

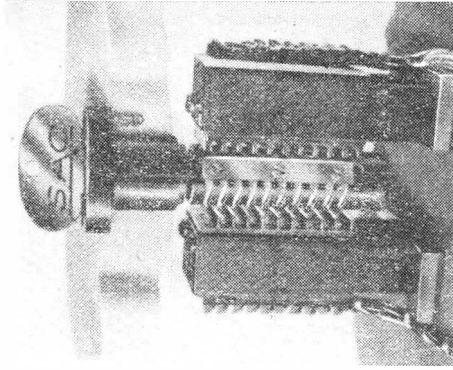
a



3. Klucz do kodowania narzędzi w magazynie (Scully-Anthony):

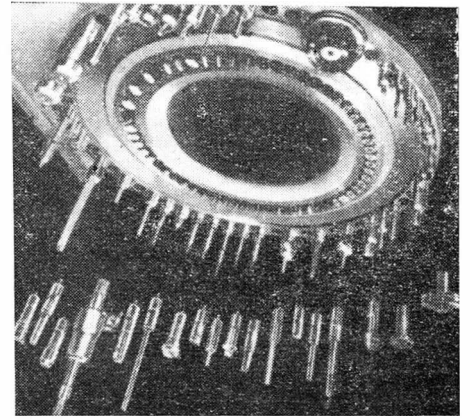
a — klucz z zakodowanym w systemie dwójkowo-dziesiętnym numerem narzędzia oraz trzpień wykowy, b — klucz w tulei zbiorczej między głowicami czytającymi kod liczbowy

b

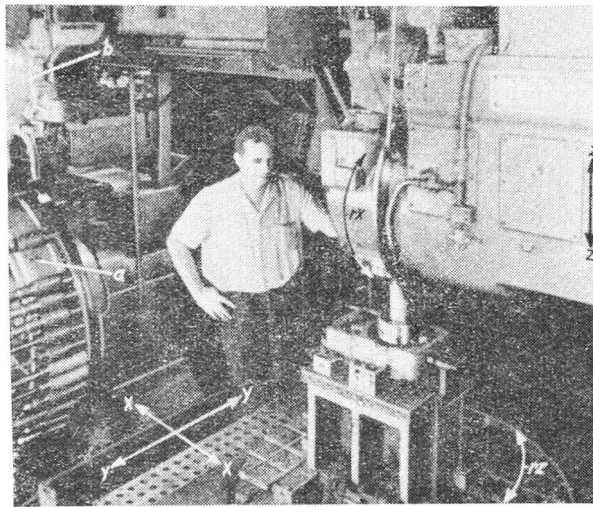


dują się głowice czytnikowe kodów połączone z uchwytami odpowiednich narzędzi. Widok zewnętrzny magazynu narzędziowego z tym ukła-

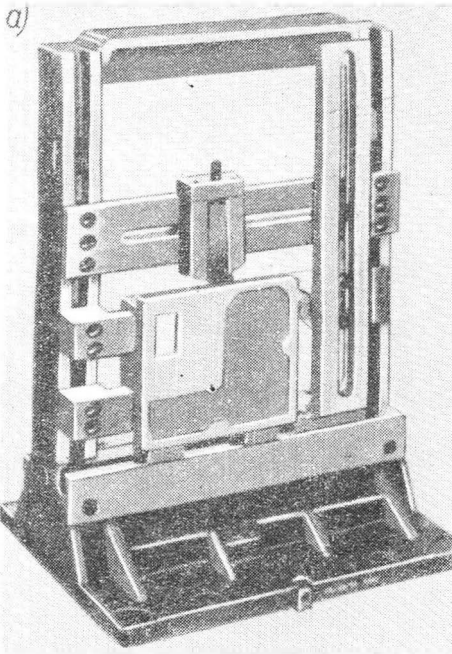
Praktyczne ograniczenie liczby możliwych do zaprogramowania narzędzi wynika więc z pojemności magazynu narzędziowego obrabiark-



4. Magazyn narzędziowy z ustawionymi narzędziami i kluczami kodowymi w tulei zbiorczej (Sundstrand)



5. Widok obrabiarki wielozdaniowej o pięciu stopniach swobody, sterowanych liczbowo (x, y, z, rx, rz). Obrabiarka ma duży magazyn narzędziowy (a) z automatyczną wymianą narzędzi (b)



ki. Automatyczna wymiana narzędzi jest najłatwiejsza wtedy, gdy magazyn narzędziowy jest umieszczony na wrzecienniku obrabiarki. Rozwiązanie takie ma jednak swoje granice ze względu na wymiary i ciężar magazynu. Większe magazyny narzędziowe ustawia się obok

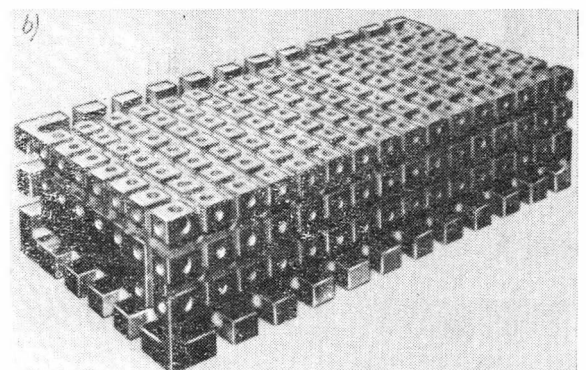
dem kodowania narzędzi przedstawiony jest na rys. 4. Szczególnie ważne jest tu, aby narzędzie nie było oddzielone od kodującego klucza i nie pomieszane z innym kluczem kodującym.

obrabiarki (rys. 5). Magazyny konstruowane są przeważnie w postaci tarcz lub bębnow, w których narzędzia ułożone są poosiowo.

We wszystkich OSL układy pomiarowe określają położenie sani

narzędziowych i stołu z częścią obrabianą, a nie bezpośrednio narzędzia i przedmiotu obrabianego. Z tego też względu ważną sprawą jest dokładne ustalenie przyrządów uchwytowych względem układu pomiarowego, jak również narzędzia w uchwycie. Ustawienie ostrza narzędzia w uchwycie narzędziowym następuje poza obrabiarką; wykorzystuje się do tego czujnik, przyrządy mechaniczne, optyczne, mikroskopy nastawcze itp. Przy bardzo dokładnej obróbce może powstać konieczność ustawienia narzędzia bezpośrednio przy wykonywaniu pierwszej zaprogramowanej części. Dodać należy, że magazyny narzędziowe wraz z urządzeniami automatycznej wymiany należą do jednych z bardziej kosztownych elementów OSL (np. magazyn narzędziowy z automatyczną wymianą firmy Scully-Jones kosztuje średnio ok. 27 000 dolarów).

Z uwagi na niewielką liczbę części obrabianych i różnorodność ich kształtów nie stosuje się pełnej auto-



6. Przyrządy mocujące: a — uniwersalny przyrząd mocujący do obróbki części z dwóch stron (Kearney and Trecker), b — blok mocujący (Sundstrand)

matyzacji przy wymianie przedmiotów na OSL. Częściowa automatyzacja tego procesu jest jednak konieczna, gdyż zwiększa ona stopień wykorzystania kosztownych maszyn.

Ekonomicznym rozwiązaniem jest

zastosowanie dwu miejsc mocowania przedmiotów na jednym stole obrotowym, gdzie po obrocie o 180° zmienia się przedmiot poddawany obróbce. Zmiana przedmiotu następuje podczas obróbki przedmiotu przeciwnielego.

Bardziej zautomatyzowanym rozwiązaniem jest zastosowanie dwu stołów mocujących przesuwanych po szynach. W położeniu roboczym ustalane są dokładnie na podstawie obrotowej, która może obracać się w zaprogramowany sposób o 360° , przez co umożliwiała obróbkę przedmiotu ze wszystkich stron. Dla umożliwienia obróbki dwóch różnych przedmiotów na dwóch wymiennych stojakach, układ sterowania podstawy obrotowej ma dwa czytniki taśm włączane zgodnie z aktualnie pracującym stołem.

Przy dużych obrabiarkach i ciężkich przedmiotach występują rozwiązania jak przy konwencjonalnych, ciężkich wiertarko-frezarkach, tzn. przesuwne stojaki obrabiarkowe. Stojak obrabiarki przesuwa się po prowadnicach do obrabianego przedmiotu, gdyż ma możliwość programowania ruchów w kierunku trzech osi.

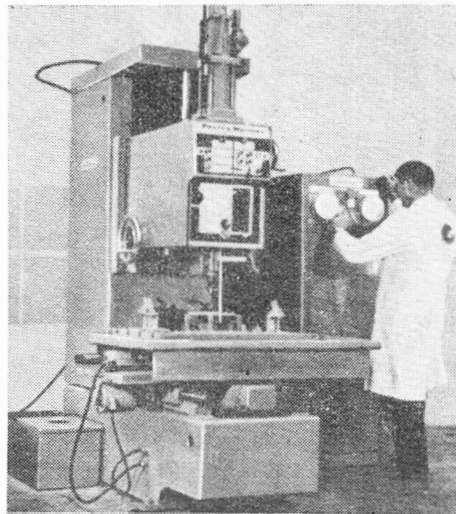
Elementem poważnie utrudniającym szybką wymianę przedmiotów obrabianych są przyrządy mocujące. Konieczność ich dokładnego ustawienia na stole względem układu pomiarowego warunkuje ich konstrukcję. Dodatkowym utrudnieniem jest potrzeba zapewnienia dostępu do części obrabianej możliwie z wielu stron. Coraz częściej zauważa się stosowanie uniwersalnych przyrządów mocujących, tj. przyrządów przeznaczonych dla całej grupy części podobnych (rys. 6).

Elementy konstrukcyjne układów sterowania

Przy przenoszeniu informacji stosowano jeszcze niedawno, zarówno karty i taśmy dziurkowane, jak również taśmy magnetyczne. Znane na ogół wady kart dziurkowanych i taśm magnetycznych spowodowały, że obecnie w obrabiarkach amerykańskich stosowane są wyłącznie taśmy dziurkowane (rys. 7).

Według normy EIA (Electronic Industries Associations) taśmy te mają szerokość 1 cala i są 8-ścieżkowe. Zaletami taśm dziurkowanych są: wystarczająca gęstość informacji, możliwość zapisu i odczytu za

pomocą stosunkowo prostych urządzeń, przydatność w warunkach warsztatowych i łatwość kontroli zapisu. Materiałem, z którego najczęściej wykonuje się taśmy dziurkowane, są folie aluminiowe oraz papier. Odczytu taśm dziurkowanych dokonuje się na zasadzie mechaniczno-elektrycznej, pneumatyczno-elektrycznej a również fotoelektrycznej. Czytniki mechaniczno-elektryczne są tanie i szczególnie przydatne w warunkach warsztatowych. Czytniki fotoelektryczne stosuje się dopiero przy większych prędkościach odczytu (około 200—500 znaków/sek), co spotyka się przy sterowaniu ciągłym.



7. Wiertarka (Pratt and Whitney) z liczbowym ustawianiem stołu w dwu osiach. Wprowadzanie informacji dotyczących drogi przesuwu przez taśmę dziurkowaną (o szerokości 1 cala, 8-ścieżkową)

Możliwość interwencji człowieka w program obróbki podczas przebiegu procesu jest w obecnych konstrukcjach ograniczana. Tylko do określonych obrabiarek usprawiedliwione jest użycie dodatkowych urządzeń do korekty programu i ręcznego wprowadzenia informacji. Ręczne wprowadzanie informacji do obrabiarki stosuje się często przy ustawianiu, co dla prostych, niepowtarzalnych przedmiotów daje możliwość wykonania bez zaprogramowanej taśmy dziurkowanej oraz pozwala łatwiej wykryć błędy w programie. Przy bezwzględnych układach pomiarowych również na tej drodze osiąga się zerowanie układu. Spotykane urządzenia korekty programu dotyczą najczęściej zmiany warunków skrawania (prędkość, posuw) oraz zmiany wymiarów narzędzia obróbczego.

Układy przetwarzania i magazynowania informacji oparte są na

układach logicznych, które wykonuje się przeważnie w systemie bezstykowym (jako bezstykowe traktuje się również styki w osłonach hermetycznie zamkniętych). Funkcje logiczne skupione są w drukowanych pakietach wtykowych i takich elementach jak tranzystory, diody, oporniki.

W układach pomiarowych obrabiarek nie występują jednolite rozwiązania. Położenie stołu obrabiarki może być określane bezpośrednio za pomocą podziałek liniowych, jak również pośrednio za pomocą obrotowego nadajnika. Podziałki liniowe stosowane są tam, gdzie wymagana jest bardzo wysoka dokładność (ok. 2μ). Przy podziałkach liniowych stosowane są jedynie systemy analogowe. Nadajniki obrotowe, stosowane w systemie cyfrowym, są zdecydowanie ekonomiczniejsze, lecz mogą być stosowane jedynie przy wymaganych dokładnościach około 0,01 mm.

Układy pomiarowe działają w ten sposób, że wielkość mierzona ustalana jest bezdotykowo, co zwiększa pewność działania. Systemy analogowe oparte są przede wszystkim na zasadzie wykorzystywania zmian indukcyjności, natomiast systemy cyfrowe działają na zasadzie fotoelektrycznej.

Podsumowując, można stwierdzić, że charakterystyczne dla rozwiązań konstrukcyjnych układów sterowania są:

- a) zastosowanie techniki półprzewodników,
- b) dalsze ujednoczenie stosowanych elementów konstrukcyjnych,
- c) pewność działania w warunkach warsztatowych,
- d) łatwy dostęp i zamienność całych elementów składowych,
- e) łatwość wykrywania przyczyn usterek,
- f) niewielka liczba koniecznych rodzajów części zamiennych.

Warto również dodać, na jakiej drodze odbywa się łączenie układu sterowania i obrabiarki w jedną całość funkcjonalną. Zarówno w zakładzie produkującym układy sterowania jak również w zakładzie produkującym obrabiarki istnieją odpowiednio symulatory obrabiarek i symulatory układów sterowania. Układy sterowania przez podłączenie z symulatorem — obrabiarką sprawdza się w działaniu i następnie koryguje pewne ich charakterystyki. Tak przygotowany układ jest

montowany z właściwą obrabiarką, a następnie poddaje się próbom cały układ sterowania i obrabiarki (czas trwania prób zależy od obrabiarki: od 2 dni do 4 tygodni).

Sztywność i dokładność obrabiarek sterowanych liczbowo

Sztywność i dokładność OSŁ powinna być większa niż w porównywalnych obrabiarkach konwencjonalnych z następujących względów:

a) automatyczne ustawianie eliminuje używanie przyrządów prowadzących narzędzie, które normalnie zwiększały dokładność obróbki.

b) automatyczny przebieg procesu obróbki wyklucza możliwość wpływu na dokładność obrabiarki i jej funkcje ze strony obsługującego,

c) automatyczny przebieg procesu obróbki i często występujące zasadnicze zmniejszenie czasów pozama-

szynowych podwyższa obciążenie obrabiarki. (Czas maszynowy obrabiarek sterowanych ręcznie wynosi 20—30%, a OSŁ około 80% czasu całkowitego).

Do czynników, od których zależą błędy systematyczne dokładności obrabiarek, należą przede wszystkim zmiany geometryczne obrabiarki pod wpływem obciążenia i wahań temperaturowych oraz zużycie części. Wpływ temperatury na zmiany wymiarowe jest pomniejszony przez chłodzenie lub podgrzewanie oleju smarującego, w celu utrzymania stałej temperatury. Istnieją jednak również bardziej skomplikowane sposoby zwiększenia dokładności wymiarowej, na przykład taka kompensacja, że mierzona jest zmiana wymiarowa wrzeciona roboczego i następnie wprowadzane są poprawki wymiarowe do wartości odpowiedniej współrzędnej.

Zużycie jako czynnik wpływający na zmniejszenie dokładności jest bardzo trudne do określenia ilościowego. Ponieważ w ogólności zużycie powodowane jest przez tarcie, często spotyka się zastępowanie elementów o wzajemnym ruchu poślizgowym przez elementy o wzajemnym ruchu tocznym, co było już omawiane.

Drgania narzędzia podczas obróbki, wywoływane przez niewłaściwe warunki skrawania, można wyeliminować przez staranny dobór zaprogramowanych warunków skrawania; nie można jednak uniknąć drugiej przyczyny tych drgań, a mianowicie występujących często niejednorodności materiałów obrabianych. Dlatego też najpewniejszym wyjściem jest tu zastosowanie zwiększonej sztywności odpowiednich elementów obrabiarki.

NOTATKI ZE ŚWIATA

■ Z okazji 20-lecia Stowarzyszenia Lotników Polskich w Nottingham odbyły się uroczystości jubileuszowe, w których uczestniczyły również angielskie organizacje kombatanckie.

■ Zespół konstruktorów znanych czechosłowackich zakładów lotniczych Moravan-Otrokovic otrzymał Dyplom Honorowy FAI, za skonstruowanie znanych samolotów szkolnych i akrobacyjnych „Zlin”.

■ „Międzynarodowe Trofeum Harmonii” przyznawane co roku w Stanach Zjednoczonych dla pilotów mających największe osiągnięcia — otrzymał Max Conrad oraz rodzina pilotki Joan Merriam, która zginęła w wypadku lotniczym. Conrad wyróżniony został za dokonanie rekordowego lotu na trasie 12 700 km z Afryki na Florydę, zaś Joan Merriam — za przelot dookoła świata po najdłuższej trasie, jaką przeleciała kobieta.

■ Samolot „Zlin Z.326” ma już następcę. Jest nim „Z-526 Trener-Master” — samolot treningowy dopuszczony do pełnej akrobacji. Na prototypie „Z-526” inż. Bezak zajął w ub. roku trzecie miejsce w zawodach w akrobacji „Lockheed Trophy” w Anglii. W zakładach „Moravan” znajduje się w budowie samolot akrobacyjny „Z-526 AS Akrobat Special”. Oba samoloty wyposażone są w śmigło przestawialne automatycznie „Avia V-503”.

■ Na fiordach okręgu Møre w Norwegii wprowadzono regularne połączenia dla komunikacji i transportu poduszki z kierowcami „Westland”. Wprowadzono tam dwa typy pojazdów: 18-osobowy SR.N5 i 38-osobowy SR.N6.

■ Radioteleskop brytyjski w Jodrell Bank odebrał — via Venus — sygnały nadane przez radziecką stację na Krymie. Odległość 92 mln kilometrów przebywały one w 6 minut.

■ W ramach światowej akcji naukowej „Roku Spokojnego Słońca” NASA przygotowuje się do umieszczenia na orbicie ziemskiej satelity „Explorer IQSY”. Za-

daniem jego ma być zbadanie promieni „X” i promieniowania ultrafioletowego słońca.

■ NASA zamierza wysłać na orbitę księżycową statek LOS (Lunar Orbiter Spacecraft), który ma sfotografować powierzchnię Księżyca.

■ Ogółem przez 6 lat będzie realizowany program kosmiczny „Gemini”. Pierwsze próby rozpoczęto w 1961 r. — zaś ostatnie zakończyć się mają w 1967 r. Na okres ten zaplanowano 12 lotów kabin z załogą i stopniowo coraz trudniejsze manewry spotkań, orbitowania i cumowania statków w kosmosie.

■ W Japonii dokonano udanych doświadczeń z dwumetrowej długości modelem pociągu rakietowego, który będzie uzyskiwał prędkość 800 km/godz. Konstruktorem pociągu jest profesor Hisanjo Ozawa z Uniwersytetu Meijo w Nagoya.

■ Indonezja wystrzeliła już szereg rakiet meteorologicznych. Rakiety osiągają wysokość 190 km i przekazują dane dotyczące pogody, wiatru i promieniowania kosmicznego.

■ W Anglii zostanie zbudowana pierwsza transatlantycka stacja telekomunikacyjna, przeznaczona do odbioru sygnałów za pośrednictwem satelitów stacjonarnych typu „Super Early Bird”.

■ Prez. Johnson wysuwa sugestie, aby USA, NRF i inne kraje współpracowały w badaniach kosmicznych.

■ Prof. A. Błagonrawow oświadczył w wywiadzie, że uczeni radzieccy i francuscy nawiązali ścisłe kontakty w zakresie badań kosmicznych i zamierzają kontakty te kontynuować, aby rozwinąć współpracę w tej dziedzinie.

■ Brazylia i Francja planują wspólne badania przestrzeni kosmicznej za pomocą wystrzeliwania rakiet z brazylijskiej bazy w stanie Rio Grande del Norte.

■ Zachodnioniemieckie zakłady „Junkers-Werke” podpisały z europejską organizacją badań kosmicznych ESRO kontrakt na budowę satelity „Heos”. Satelita ten zostanie wystrzelony w 1968 r. na wysokość około 250 tys. km i będzie przeznaczony do badań zjawiska promieniowania w kosmosie w okresie szczególnego nasilenia plam na Słońcu.

KRONIKA

● Prof. dr Fr. Misztal — który ostatnio otrzymał nominację na zastępcę sekretarza naukowego PAN — został wybrany na członka-korespondenta Międzynarodowej Akademii Astronautycznej w Paryżu. Jak wiadomo, członkami tej Akademii są już profesorowie: M. Łunc, Wł. Fiszdun i M. Lachs.

● Dyplomy FAI za ustanowione w 1964 i 1965 r. rekordy międzynarodowe otrzymali: Wiera Kamińska, S. Kluk, A. Abiamowicz i L. Natkaniec. Medal im. Czesława Tańskiego za 1964 r. otrzymała Adela Dankowska, zaś Medal Zasłużonego Mistrza Sportu przypadł St. Kasperkowi. APRL zgłosił kandydaturę mgr inż. E. Makuli do wyróżnienia Medalem Lilienthala za 1965 r. Jest on mistrzem Polski, zaś w kolejnych mistrzostwach świata zajmował V, II, I i IV lokatę; zdobył też 8 rekordów krajowych i jeden międzynarodowy.

● Co drugi piątek po południu w lokalu „Skrzydlatej Polski” zbierali się wycynowi piloci szybowcowi Aeroklubu Warszawskiego, by uczestniczyć w spotkaniach, w czasie których rozpatrywane były problemy i zagadnienia lotów wyczynowych. Do rozpoczęcia sezonu odbyło się kilkanaście tego typu ciekawych i pożytecznych seminariów.

● W tym roku przekazane zostanie do użytku centrum kontroli ruchu w Międzynarodowym Porcie Lotniczym na Okęcie. Obecnie montuje się nowoczesne importowane urządzenia. Ostatnio podpisano w KW PZPR w Warszawie porozumienie między odbiorcą portu — Ministerstwem Komunikacji a wykonawcą obiektu — Ministerstwem Budownictwa, zobowiązujące do pełnego zrealizowania planów budowy dworca w ciągu 2 lat. W tym okresie plan zakłada wykonanie trzykrotnie więcej prac niż w ciągu minionych czterech lat.

● Plany PIHM przewidują, że w bieżącym roku zaczną się prace nad przetworzeniem sygnałów — uzyskiwanych dzięki satelitom meteorologicznym — w obrazu układu chmur.

Służba prognoz otrzyma w 5-latce nowe stacje radarowe, dwie na południu kraju (w rejonach Tarnowa i Wrocławia), dwie na północy (rejon Rozewia i Świnoujścia) i jedną w Legionowie pod Warszawą.

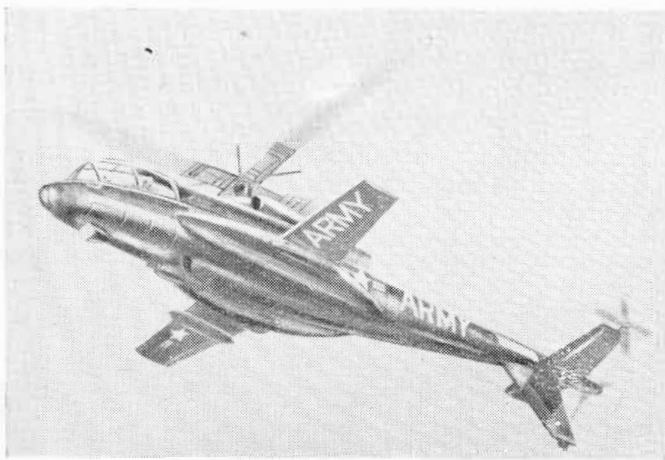
UZBROJONY ŚMIGŁOWIEC BELL „HUEY COBRA”

Walki w Wietnamie wykazały ogromne znaczenie taktyczne śmigłowców w wojnach ograniczonych, ujawniając tym samym poważną lukę w arsenale lotniczym armii amerykańskiej. Nie ulega wątpliwości, że znajdujące się w Wietnamie śmigłowce Bell UH-1B i Vertol CH-47A spełniają nałożone zadania transportowe, daje się jednak odczuwać

nieważ jednak oddanie do użytku śmigłowca AAFSS, budowanego obecnie przez firmę Lockheed (rys. 1), może nastąpić nie wcześniej niż za dwa—trzy lata, konieczne stało się wprowadzenie na ten okres śmigłowca zastępczego. Armia amerykańska rozpatrzyła pięć projektów takiego śmigłowca, przedstawionych przez firmy: Piasecki, Vertol, Bell,

W porównaniu ze śmigłowcem UH-1B śmigłowiec „Huey Cobra” wykazuje następujące zalety:

- z pełnym ładunkiem osiąga większą prędkość przelotową (290 km/h),
- zabiera dwukrotnie więcej amunicji,
- może trzykrotnie dłużej operować w rejonie celu,



1

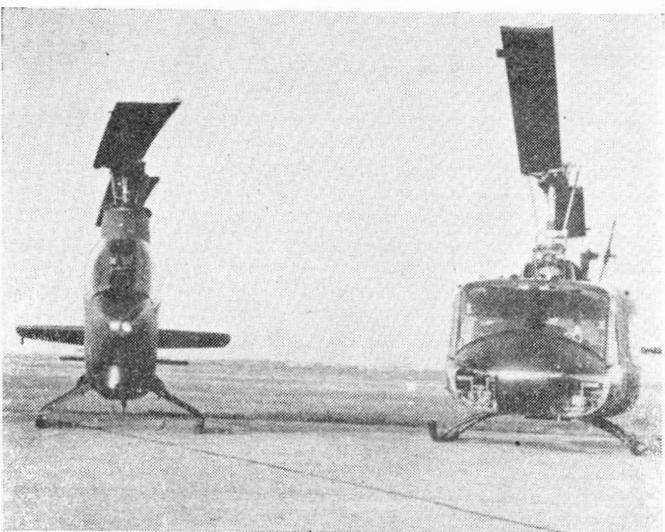


2

brak uzbrojonych śmigłowców towarzyszących. Sytuacja ta nie uległa zmianie mimo uzbrojenia śmigłowców UH-1B, gdyż ich prędkość wynosząca 225 km/h jest za mała, aby mogły one zapewnić osłonę latającą z prędkością 276 km/h śmigłowcom CH-47A.

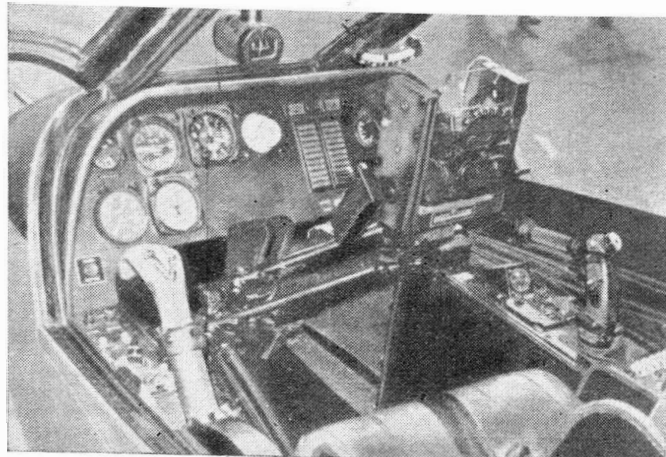
W związku z powyższym opracowano program AAFSS (Advanced Aerial Fire Support System), mający na celu budowę nowoczesnego uzbrojonego śmigłowca przeznaczanego do osłony śmigłowców transportowych i do bezpośredniego wsparcia oddziałów lądowych. Po-

Kaman i Sikorsky. Wybór padł na śmigłowiec Bell „Huey Cobra” (rys. 2). Przypisać to należy m.in. możliwości szybkiego wprowadzenia tego śmigłowca na uzbrojenie oraz niskim kosztem jego budowy i eksploatacji, co jest wynikiem wykorzystania w śmigłowcu wszystkich dynamicznych elementów i uzbrojenia śmigłowca UH-1B. Śmigłowce „Huey Cobra” mogą być natychmiast dostarczone, bez przeszkalaniania personelu naziemnego i pilotów, na teren działań wojennych, gdzie będą korzystać z części zamiennych dla śmigłowców UH-1B.



3

5



— załoga jest lepiej zabezpieczona przed ostrzałem z ziemi, a sam śmigłowiec jest mniej narażony na zestrzelenie, dzięki mniejszej powierzchni czołowej, mniejszej sylwetce i skutecznemu opancerzeniu.

Kadług śmigłowca został tak ukształtowany, aby umożliwiał osiągnięcie większych prędkości lotu i aby stwarzał mniejsze prawdopodobieństwo trafienia go przez pociski. Podczas gdy szerokość kadłuba śmigłowca UH-1B wynosi 2,54 m, kadłub śmigłowca „Huey Cobra” ma tylko 0,915 m szerokości (rys. 3). Poza tym w celu zmniejszenia oporów aerodynamicznych zastosowano chowane płozy. Do ułatwienia przymusowego lądowania służy umieszczone w środkowej części kadłuba koło.

W przedniej części kadłuba znajduje się obrotowa wieżyczka (rys. 4), w której może być umieszczony sześciolufowy wirujący karabin maszynowy General Electric XM-134 (4000 strzałów na minutę) lub 40 mm granatnik (200 granatów na minutę). Kąt obrotu wieżyczki wynosi 240°, zakres ruchu karabinu maszynowego lub granatnika w płaszczyźnie pionowej — 25° w górę i 65° w dół. Na końcach krótkich skrzydeł o rozpiętości 2,82 m można umieścić dodatkowe uzbrojenie, m.in. rakiety o kalibrze 70 mm. Broń obsługuje strzelec siedzący w przedniej kabine (rys. 5), w której obok celownika znajdują się również ważniejsze przyrządy pilotażowe.

Fotele załogi są opancerzone za pomocą spawanych płyt ze stali stopowej. Również ważniejsze części śmigłowca są zabezpieczone tymi płytami przed ostrzałem z ziemi.

Dwupłatowy wirnik Model 540 jest typu „door hinge” — zawieszenie łopat przypomina mocowanie drzwi. Jego łopaty mają większą cięciwę niż łopaty wirników dotychczas stosowanych na śmigłowcach UH-1B (obecnie również i te śmigłowce są wyposażone w wirniki Model 540), a mianowicie 68,5 cm zamiast 53,3 cm. Pozwala to na uzyskanie większej prędkości lotu i zapewnia większą sterowność. Piasta wirnika jest zaopatrzona w łożyska teflonowe, które nie wymagają smarowania. Jest ona usztywniona w celu zmniejszenia obciążeń od drgań łopat w płaszczyźnie cięciwy. Udało się poza tym stłumić drgania wirnika w kierunku pionowym, dzięki czemu nie przenoszą się one na kadłub — ma to szczególnie duże znaczenie w przypadku śmigłowca uzbrojonego.

Do napędu śmigłowca zastosowano silnik turbinowy Lycoming T53-L-13, stanowiący rozwojową wersję silnika używanego na śmigłowcu UH-1B. Silnik ten ma moc zwiększoną do 1400 KM, jednak na ziemi jest ona ograniczona do 1100 KM, dzięki czemu silnik utrzymuje stałą moc do wysokości 3000 m (lub na ziemi do temperatury otoczenia 35°C).

Pierwszy lot śmigłowca Bell „Huey Cobra” odbył się we wrześniu 1965 roku.

W.K.

BADANIE SŁOŃCA ZA POMOCĄ SATELITY „PIONEER” 6

W grudniu 1965 roku amerykańska agencja do spraw lotnictwa i astronautyki NASA zapoczątkowała systematyczne badania przestrzeni kosmicznej, przede wszystkim Słońca, za pomocą sztucznej planetoidy „Pioneer” 6, pierwszej z nowej serii satelitów „Pioneer”. Satelity te będą krążyć wokół Słońca w pasie o szerokości 64 000 000 km, leżącym w płaszczyźnie ekliptyki Ziemi, przy czym tory niektórych z nich będą znajdować się wewnątrz, a innych na zewnątrz ekliptyki. Wystrzelony — za pomocą rakiety Douglas „Improved Delta” — 16 grudnia 1965 roku „Pioneer” 6 ma zbliżyć się po upływie sześciu miesięcy do Słońca na odległość 124 000 000 km. Jego okres obiegu Słońca wynosi 310 dni.

„Pioneer” 6 wykazuje najkorzystniejszy stosunek ciężaru użytecznego do ciężaru całkowitego spośród wszystkich sztucznych planetoid: ciężar aparatury badawczej wynosi 15,9 kG przy ciężarze całkowitym 63,5 kG. Ma on kształt cylindra o wysokości 88,9 cm i średnicy 94,0 cm, a zbudowany jest głównie ze stopów aluminium. Planetoida jest stabilizowana — w odniesieniu do ekliptyki Ziemi — za pomocą ruchu obrotowego (60 obr/min), w związku z czym jej przyrządy obejmują kąt 360°, 10 368 elementów zamieniających energię słoneczną na elektryczną cyklicznie zwraca się w kierunku Słońca, a promieniowanie anteny cyklicznie kierowane jest na Ziemię. Wszystkie manewry orientujące satelitę w przestrzeni odbywają się przy użyciu dysz sterujących zasilanych zimnym gazem. „Pioneer” 6 może przekazać znacznie więcej danych pomiarowych niż dotychczas wystrzeliwane planetoidy i reaguje na 57 różnych rozkazów. Jest on poza tym magnetycznie „najczystszy” pojazdem kosmicznym, gdyż jego własne pole magnetyczne wynosi mniej niż 1/100 000 pola magnetycznego Ziemi. Dzięki temu pomiary międzyplanetarnego pola magnetycznego mogą odbywać się bez wprowadzania zakłóceń. Nowością jest zastosowanie na satelicie dwóch lamp o fali bieżącej (lampy elektroniczne o niskim poziomie szumów).

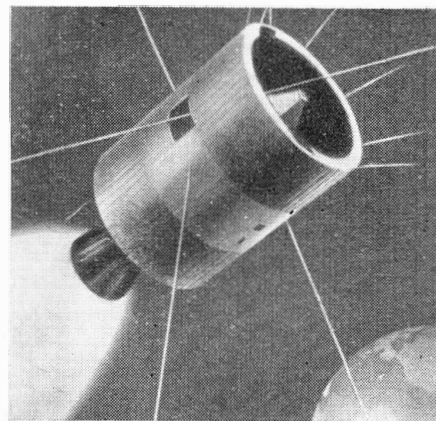
„Pioneer” 6 ma przeprowadzić badania turbulentnej atmosfery Słońca lub tzw. wiatru słonecznego (jest to strumień naładowanych cząstek), pola magnetycznego Słońca, obszaru granicznego między atmosferą Słońca i przestrzenią międzygwiazdową, fizycznych własności Słońca i zależności między naładowanymi cząstkami o dużej energii i polami magnetycznymi. Poza tym ma on po raz pierwszy wykonać doświadczenia dotyczące rozprzestrzeniania się fal radiowych w przestrzeni międzyplanetarnej. Potrzebne do tych badań urządzenia dostarczyły cztery uniwersytety i ośrodki badawcze NASA — Ames i Goddard.

W.K.

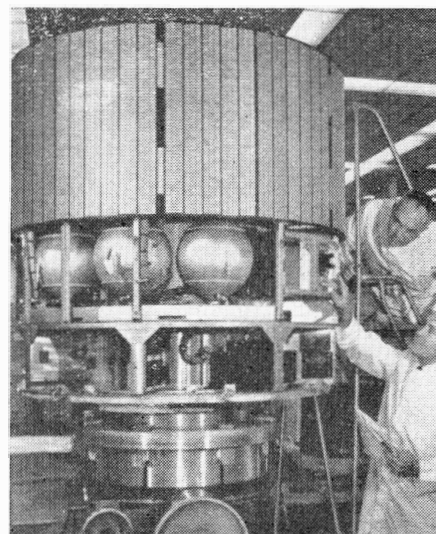
SATELITY DOŚWIADCZALNE ATS

Firma Hughes Aircraft Co. otrzymała od NASA zamówienie wartości 39 milionów dolarów na budowę serii satelitów doświadczalnych ATS (Applications Technology Satellite). Firma ma zbudować dwa prototypy i pięć satelitów użytkowych, za pomocą których będzie można przeprowadzić około dwudziestu doświadczeń w następujących dziedzinach: łączności, obserwacji meteorologicznych, napędów (silniki jonowe), stabilizacji i promieniowania. Przewidziany jest następujący program lotów i doświadczeń: 1) jeden satelita na orbicie oddalonej od Ziemi o 9650 km, stabilizowany za pomocą sił ciężkości przy użyciu dwóch wysięgników o długości 39,9 m z umieszczonymi na ich końcach ciężarami, ma przeprowadzić badania uszkodzeń powodowanych przez promieniowanie, pomiary naładowanych cząstek i obserwację chmur za pomocą kamer o dużej rozdzielczości; 2) dwa satelity na orbicie synchronicznej oddalonej od Ziemi o 35 900 km, stabilizowane za pomocą ruchu obrotowego, mają przeprowadzić próby z urządzeniami łącznościowymi, doświadczenia z silnikami jonowymi i obserwację chmur; 3) dwa satelity na orbicie synchronicznej, stabilizowane za pomocą sił ciężkości, mają przeprowadzić próby silników jonowych, doświadczenia meteorologiczne i ba-

1



2



danie promieniowania. Pierwszy satelita ma być wystrzelony w 1966 roku. Będzie on wyposażony w antenę nowego typu, zapewniającą większą moc sygnału i kierowanie pro-

mieniowania wyłącznie w stronę Ziemi, mimo stabilizującego ruchu obrotowego satelity.

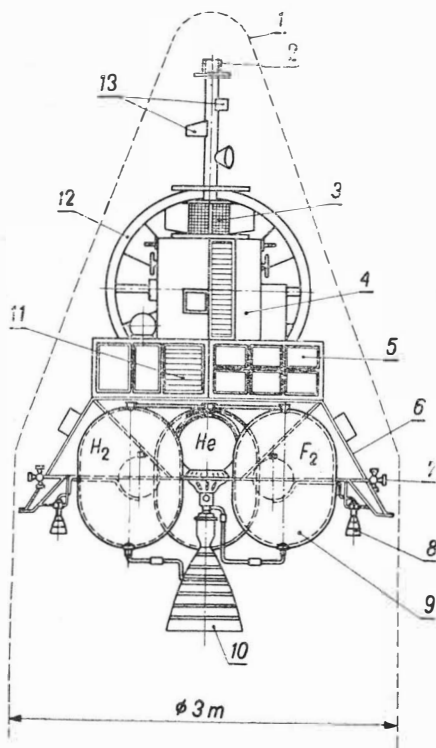
Rysunek 1 przedstawia satelitę stabilizowanego za pomocą sił cięż-

kości, rysunek 2 — model satelity stabilizowanego za pomocą ruchu obrotowego. Oba satelity są wyposażone w silniki do zmiany orbity eliptycznej na orbitę kołową. **W.K.**

POJAZD DO BADAŃ PLANETY JOWISZ

Zaprojektowany przez zachodniemiecką firmę Boelkow pojazd do badań planety Jowisz będzie prawdopodobnie budowany wspólnie przez NRF i USA. Prace firmy Boelkow obejmują dwa projekty pojazdu: „Jura” 1 i „Jura” 2. Przewiduje się przelot pojazdu w odległości 200 000 km od planety. Spośród wie-

lu możliwych zadań wybrano następujące: wykonanie zdjęć powierzchni planety, przeprowadzenie pomiarów temperatury, promieniowania podczerwonego, promieniowania kosmicznego, pola magnetycznego i gęstości meteoroidów (w czasie przelotu przez pas asteroidów) oraz określenie składu atmosfery. Ciężar całkowity pojazdu ma wynosić najmniej 1000 kg.



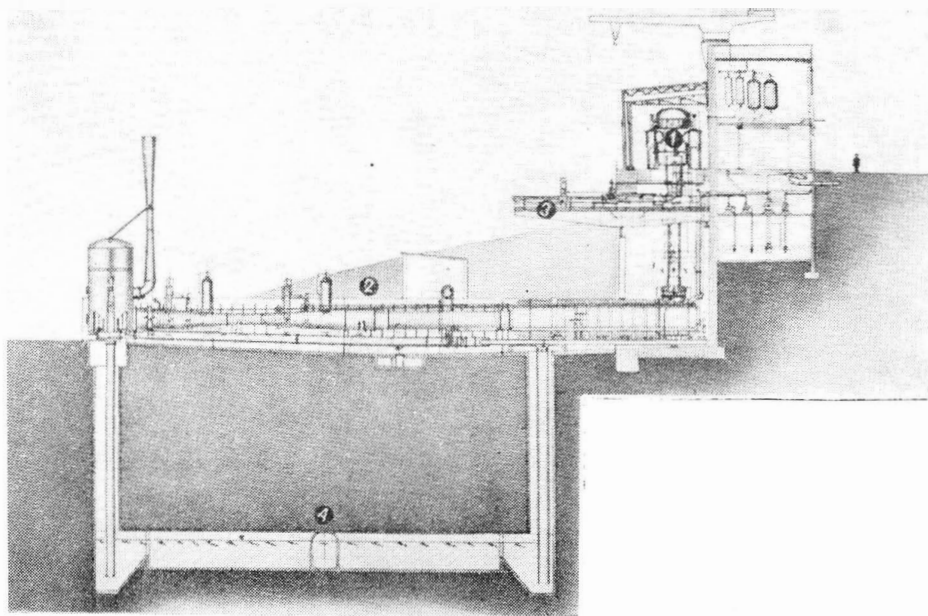
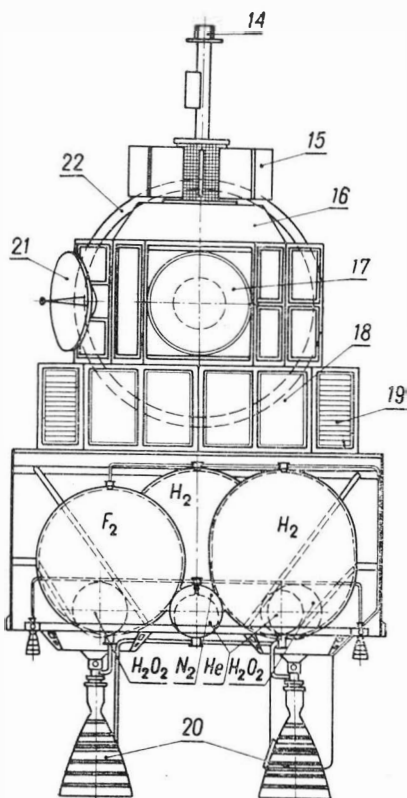
1 — odrzucana osłona; 2 — antena bezkierunkowa; 3 — bateria izotopowa; 4 — pomieszczenie z przyrządami; 5 — poszczenie z urządzeniami; 6 — konstrukcja nośna; 7 — dysze sterujące na sprężony gaz; 8 — silnik korekcyjny; 9 — zbiornik paliwa; 10 — silnik główny (ciąg 500 kg); 11 — zaluzje do regulacji temperatury; 12 — antena paraboliczna; 13 — czujniki; 14 — antena bezkierunkowa; 15 — bateria izotopowa; 16 — osłona; 17 — wyrzucany pojemnik badawczy; 18 — pomieszczenie z aparaturą; 19 — zaluzje do regulacji temperatury; 20 — silnik główny (ciąg 500 kg); 21 — wysokościomierz radarowy; 22 — antena paraboliczna.

W.K.

PIERWSZE W EUROPIE STOISKO WYSOKOŚCIOWE DO BADANIA SILNIKÓW RAKIETOWYCH

W październiku 1965 roku oddano do użytku w Lampoldshausen nale-

trzeciego stopnia — budowanego przez ERNO w NRF — rakiety nośnej „Europa” 1. Program badań przewiduje badanie procesów zapłonu w symulowanych warunkach odpowiadających wysokości 150 km i pracę ciągłą silnika w warunkach odpowiadających wysokości 40 km. Silnik o ciągu 2300 kg będzie zabudowany w komorze o objętości 16 m³, w której panuje ciśnienie 0,004 kg/cm² (5 mm Hg na wylocie z dyszy). Tak niskie ciśnienie w komorze zapewnia układ dwóch ejektorów parowych, odsysających z komory spaliny silnika (temperatura spalin 2500 °C, prędkość wylotowa 3000 m/sek). Ejektory są zasilane przez dwa silniki raketowe, z których każdy wytwarza 30 kg/sek mieszanki składającej się z jednej części spalin i dwóch części wody. Warto zauważyć, że wydatek spalin badanego silnika wynosi 10 kg/sek. Do chłodzenia układu wylotowego służy zbiornik wody o pojemności 1000 m³, który zasila układ chłodzący przewodem o średnicy 1 m. Woda z kolei jest chłodzona za pomocą urządzenia amoniakalnego. Wydatek wody wynosi 2000 kg/sek. Aby woda nie została zassana do komory wysokościowej, zwierciadło



żące do DVL (Deutsche Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt) pierwsze europejskie stoisko wysokościowe do badania silników raketowych na paliwo chemiczne. Na stoisku tym będzie badany silnik

wody musi leżeć o 20 m poniżej komory.

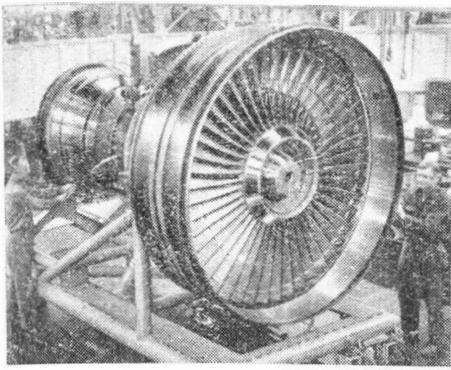
Oznaczenia na rysunku: 1 — komora wysokościowa; 2 — ejektory parowe dla silnika głównego; 3 — ejektory dla silników sterujących; 4 — zbiornik wody chłodzącej.

W.K.

NOWE SILNIKI DWUPRZEPLYWOWE PRATT AND WHITNEY

Firma Pratt and Whitney opracowała serię silników dwuprzepływowych, przeznaczonych prawdopo-

dobnie do ciężkich samolotów transportowych i „autobusów” powietrznych. Są to silniki STF-200C o cią-



gu 14 060 kG, STF-200D o ciągu 16 330 kG i STF-200F o ciągu 17 690 kG. Wspólną cechą tych silników jest duży stosunek wydatku powietrza zewnętrznego do wydatku powietrza wewnętrznego, wynoszący

2,0 : 1 dla silnika 200 C, 3,0 : 1 dla silnika 200 D i 4,0 : 1 dla silnika 200 F, umieszczony z przodu silnika dwustopniowy wentylator, dziewięciostopniowa sprężarka wysokiego ciśnienia i napędzająca ją dwustopniowa turbina. Turbina niskiego ciśnienia ma trzy stopnie w przypadku silnika 200 C i cztery stopnie w przypadku silników 200 D i 200 F. Całkowity wydatek powietrza silnika STF-200 C wynosi 363 kG/sek, z czego na kanał zewnętrzny przypada 243 kG/sek, spręż całkowity — 20 : 1, średnica — 1778 mm, długość — 2600 mm, ciężar — 2495 kG (stosunek ciągu do ciężaru 5,64) i jednostkowe zużycie paliwa — 0,7 kG/kGh. Wydaje się, że silnik ten po zastosowaniu dodatkowego spalania w kanale zewnętrznym będzie mógł być użyty również do napędu

pasażerskich samolotów naddźwiękowych. Jeśli chodzi o pozostałe silniki, to wiadomo tylko, że silnik STF-200 F ma średnicę 2150 mm, długość 2900 mm, ciężar 3000 kG (stosunek ciągu do ciężaru 5,9) i jednostkowe zużycie paliwa 0,66 kG/kGh.

Opublikowano poza tym zdjęcie silnika JTF14E o ciągu 18 000 kG. Brak jakichkolwiek danych na temat tego silnika, sądząc jednak po średnicy wentylatora (fot.) można przypuszczać, że stosunek wydatków silnika jest zbliżony do stosunku wydatków silnika General Electric GE1/6 (ma on stosunek wydatków 8 : 1), przeznaczonego do napędu ciężkiego samolotu transportowego Lockheed C-5A (patrz TLiA zeszyt 5/66).

W.K.

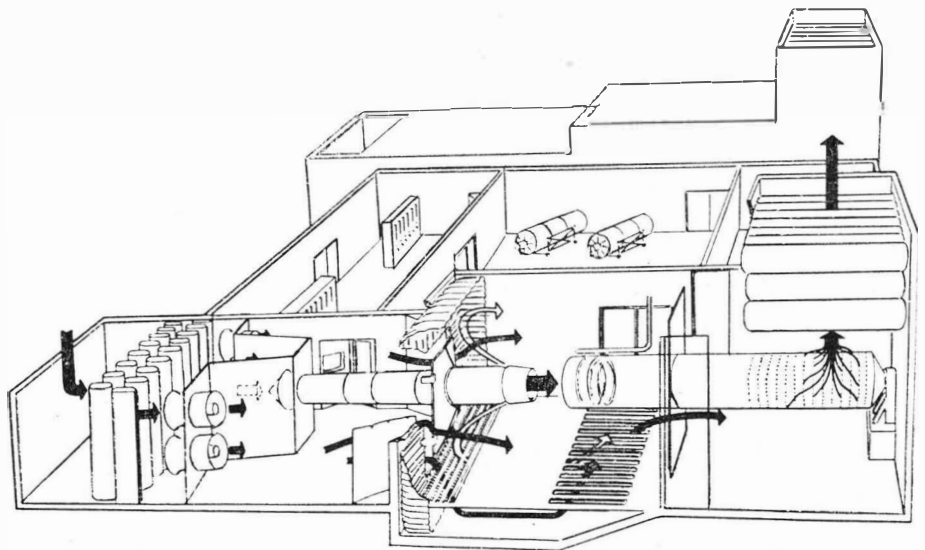
BADANIA SILNIKA DO SAMOLOTU „VIGGEN”

Od końca drugiej wojny światowej szwedzkie zakłady silników lotniczych Svenska Flygmotor AB prowadziły liczne prace rozwojowe z dziedziny silników odrzutowych, dopalaczy i układów paliwowych, zarówno w ramach własnych projektów, jak i w ramach licencji. Dzięki temu zakłady dysponują obecnie, obok dużego doświadczenia z dziedziny silników odrzutowych, również licznymi stoiskami i urządzeniami badawczymi, które zostały wykorzystane w pracach nad dwuprzepływowym silnikiem RM8, przeznaczonym do wielozadaniowego samolotu Saab 37 „Viggen”. Dla przypomnienia należy podać, że silnik RM8 jest modyfikacją amerykańskiego silnika cywilnego Pratt and Whitney JT8D. Ma on dwustopniowy wentylator umieszczony na 6-stopniowej sprężarce niskiego ciśnienia, 7-stopniową sprężarkę wysokiego ciśnienia oraz prawdopodobnie 1-stopniową turbinę wysokiego ciśnienia i 3-stopniową turbinę niskiego ciśnienia. Ogólny wydatek powietrza wynosi 145 kG/sek, stosunek wydatków — 1,06, ogólny spręż — 15,8, ciąg bez dopalania — 10 850 kG, ciąg z dopalaniem (spalanie w zewnętrznym strumieniu i dopalanie w wewnętrznym strumieniu) —

18 500 kG, jednostkowe zużycie paliwa — 0,585 kG/kGh, ciężar — 1925 kG. Jest rzeczą oczywistą, że do badań silnika RM8 trzeba było zbudować — obok istniejących — nowe stoiska, których koszt wyniósł 17,5 miliona szwedzkich koron.

W latach 1948—1951 stworzono warunki do badania silników od-

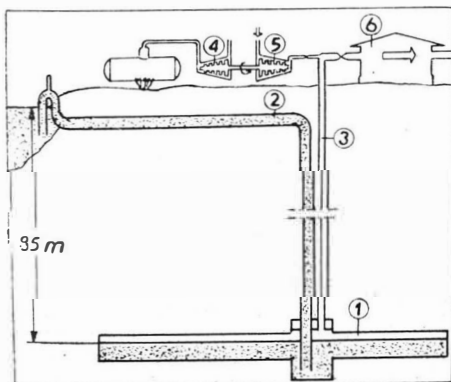
W chwili przystąpienia do prac nad rozwojem silnika RM8 zakłady dysponowały dwoma hamowniami turbinowymi silników odrzutowych, które zostały przystosowane do prób silnika RM8 z włączonym dopalaczem. Jednak w związku z koniecznością prób z odwracaczem ciągu, zdecydowano się na budowę dwóch



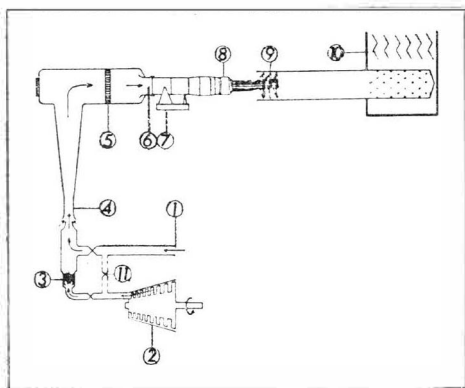
2

rzutowych. W zakładach Flygmotor zbudowano wówczas między innymi system zasilania sprężonym powietrzem, który odznacza się dużą oryginalnością rozwiązania (rysunek 1). Jako zbiornik powietrza służy wykuta w skale na głębokości 85 m komora, mogąca pomieścić 130 T powietrza. Jest ona połączona kanałem z przepływającą w pobliżu rzeką Goeta. Ciśnienie statyczne wody pozwala na pobór ze zbiornika powyżej 200 kG powietrza na sekundę przy stałym ciśnieniu. Zbiornik można napełnić powietrzem w czasie krótszym od 60 minut. Do systemu zasilania sprężonym powietrzem są podłączone liczne stoiska badawcze i tunele aerodynamiczne.

nowych hamowni (rysunek 2). Pomieszczenia pomiarowe obu nowych hamowni mają przekrój o szerokości 10 m i wysokości 5 m, a wydatek doprowadzanego powietrza dochodzi do 500 kG/sek. Do chłodzenia gazów wylotowych w czasie pracy silnika z dopalaczem zastosowano wtrysk wody do kanału odprowadzającego gazy. Podwieszane urządzenia do mocowania silnika pochodzą z zachodniemieckiej firmy Novotechnik KG i są przystosowane do przejmowania ciągu w zakresie od 20 000 kG do —10 000 kG. Za urządzenia do tłumienia hałasu była odpowiedzialna amerykańska firma Koppers Co. Duże trudności przedstawiało zaprojektowanie od-



1. 1 — komora powietrzna; 2 — kanał wodny; 3 — przewód powietrzny; 4 — turbina parowa; 5 — sprężarka; 6 — stoisko



2. 1 — doprowadzenie powietrza z komory powietrznej; 2 — sprężarka; 3 — podgrzewacz powietrza; 4 — ejetor; 5 — komora wyrównawcza z prostownicą; 6 — wlot silnika, 7 — stojak silnika z dynamometrem; 8 — silnik; 9 — pierścienie wtryskowe wody chłodzącej; 10 — komin wylotowy; 11 — przewód do napełniania komory powietrznej.

powiedniego prowadzenia gazów wylotowych w czasie pracy silnika z odwróconym ciągiem. Po gruntownej analizie podobnych urządzeń i po przeprowadzeniu badań modelowych znaleziono następujące rozwiązanie, widoczne na szkicu hamowni; w pewnej odległości od pierścieniowego wylotu odwracacza ciągu ustawiono deflektor odwracający kierunek strumienia wylotowego i kierujący go przez dwa duże otwory, które normalnie są zamknięte, do komina wylotowego. Działanie deflektora jest wspomagane przez strumień zimnego powietrza — wytwarzany przez cztery wentylatory o mocy 150 KM każdy — co równocześnie powoduje obniżenie temperatury gazów poniżej 200 °C. Do badania odwracacza ciągu przystosowano tylko jedną hamownię. Natomiast w drugiej hamowni można badać silnik zaopatrzonego w pławcowy wlot. Do rejestracji zmierzonych w hamowniach wielkości służy maszyna cyfrowa. Zapisywanie danych odbywa się na perforowanej taśmie, która następnie jest doprowadzana do przelicznika do dalszego opracowania. Dzięki temu w krótkim czasie ma się do dyspozycji sprowadzone wielkości pomiarowe.

Jedno ze stoisk podłączonych do systemu zasilania sprężonym powietrzem pozwala na próby silnika przy symulowanych prędkościach lotu (rysunek 3). W zależności od odtwarzanej prędkości lotu strumień powietrza jest podgrzewany do odpowiedniej temperatury i doprowadzany do silnika. Maksymalny wydatek powietrza dla silnika RM8 wynosi w warunkach lotu 250 kG/sek, a ciśnienie przed sprężarką przekracza 2 kG/cm². Wydatek ten przewyższa jednak możliwości układu zasilania sprężonym powietrzem, wobec czego było konieczne zainstalowanie dodatkowej sprężarki o mocy 15 000 KM, napędzanej przez turbinę parową. Zastosowano poza tym ejetor, który powoduje zasysanie dodatkowych ilości powietrza z otoczenia (sama sprężarka ma wydatek 35 kG/sek). Podczas przeprowadzania próby sprężarka pracuje w spo-

sób ciągły, aby zmniejszyć zużycie powietrza ze zbiornika i przedłużyć w ten sposób próbę. Do podgrzewania powietrza służy palnik naftowy, a do jego chłodzenia — turbina. Na opisanym stoisku silnik RM8 może pracować w warunkach maksymalnej prędkości lotu przez 10 min, zanim powstanie potrzeba napełnienia zbiornika.

Wytwórnia Flygmotor nie ma stoiska do prób wysokościowych, którego budowa jest bardzo kosztowna. Próby takie silnik RM8 przechodzi w Willgoos Laboratory należącym do firmy Pratt and Whitney. Nie będzie się natomiast przeprowadzać prób na latającej hamowni.

Szereg problemów nastęrczało zaprojektowanie i przebadanie dopalacza, ponieważ dotychczas brak jest doświadczeń w dziedzinie dopalaczy silników dwuprzepływowych.

W związku z tym obok prób statycznych konieczne było przeprowadzenie prób dopalacza w symulowanych warunkach lotu. Do tego celu zbudowano stoisko, które pozwala na próby ze statecznikiem płomienia normalnej wielkości. Do stoiska tego doprowadza się dwa strumienie powietrza, które w oddzielnych urządzeniach są podgrzewane do temperatury strumienia zewnętrznego i strumienia wewnętrznego. Przestrzeń pomiarowa ma przekrój prostokątny, pozwalający na traktowanie stateczników płomienia jako dwuwymiarowych, co jest korzystne ze względów techniczno-pomiarowych. Przekrój wylotowy dyszy można zmieniać za pomocą przesuwnej stożka. Całe stoisko zabudowano w komorze wysokościowej, w celu przebadania procesów spalania przy najniższych występujących w locie ciśnieniach. Wstępne badania nad kształtem i usytuowaniem stateczników przeprowadzono w kanale wodnym.

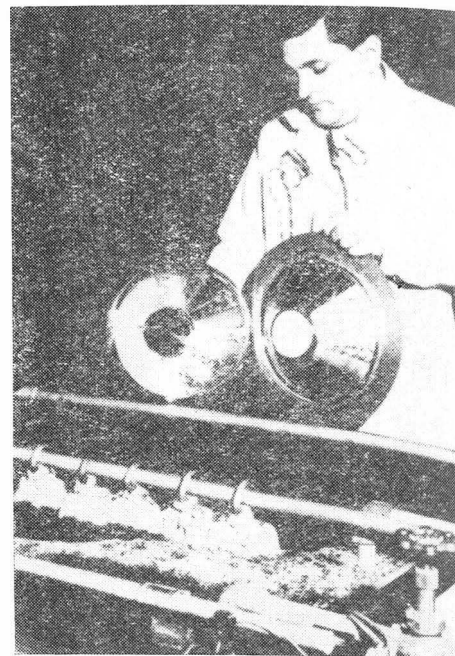
Do prób układu paliwowego wytwornicy i dopalacza przystosowano istniejące stoiska hydrauliczne i pneumatyczne oraz zbudowano nowe. Do najważniejszych należy stoisko, na którym można przeprowadzać nie tylko próby poszczególnych zespołów układu paliwowego, np. kompletnych pomp, lecz również kompleksowe badania całych układów, łącznie z układem hydraulicznym przestawiania dyszy wylotowej silnika.

Firma Flygmotor przeprowadza poza tym na zlecenie firmy Saab liczne badania tunelowe dla programu „Viggen”. W dwóch tunelach naddźwiękowych (do badania silników strumieniowych) o przestrzeni pomiarowej 50 × 50 cm, w tunelu poddźwiękowym o średnicy przestrzeni pomiarowej 80 cm oraz w mniejszych tunelach przebadano wloty silnikowe i ogonową część kadłuba oraz zagadnienia związane z flatterem i innymi rodzajami drgań.

W. K.

KSZTAŁTOWANIE GALWANICZNE

W pogoni za obniżeniem ciężarów konstrukcji powstają coraz bardziej



skomplikowane kształty przedmiotów oraz rosną wymagania odnośnie dokładności wymiarowej. Dobrze spełnia te warunki proces kształtowania galwanicznego. Podstawowe jego zalety to dokładne odtwarzanie szczegółów, ścisła kontrola grubości ścianek oraz duża gładkość powierzchni. Szczegółne przeznaczenie nowego procesu to: wyrób skomplikowanych kształtów z jednej części, bez spawania. Proces stanowi silną konkurencję z innymi metodami w odniesieniu do wyrobu części, które poza złożonym kształtem mają dokładnie odtwarzać gładkość i szczegóły wzorca (trzczenie lub formy — patrz rys.). Formy wykonuje się z Invaru lub Kovaru. Dokładność przedmiotów uzyskanych tą metodą sięga 0,02 mm, oczywiście przy zastosowaniu odpowiednio kształtem dostosowanych anod, osłon z mas plastycznych oraz ekranowania. Jako kąpiele stosuje się fluoroborany, nowe roztwory sulfamidów niklu oraz kąpiele Watta. Grubości ścianek utworzonych w tym procesie są teoretycznie nieograniczone. W praktyce stosuje się od 0,12 mm do 3 mm, a w warunkach specjalnych nawet do 64 mm. Naprężenia wewnętrzne są raczej niższe niż w odlewach czy odkuwkach. Zależnie od potrzeb można formować z następujących materiałów: nikiel, miedź, srebro, żelazo, złoto, rod, chrom i inne. Dzięki temu można pokryć specjalne wymagania przewodności cieplnej i elektrycznej, refleksyjności, odporności na korozję i zużycie.

Obecny zakres produkcji tej metody obejmuje od olbrzymich kopuł pocisków i rakiet do lekkich przedmiotów dekoracyjnych i pomocniczych. Metodą tą wykonuje się specjalne połączenia rurowe do pojazdów kosmicznych, co pozwoliło zmniejszyć ciężar przedmiotu o około 40%. Wykonanie tym sposobem wlotu do silnika turbinowego obniżyło ciężar o około 50%. Ostatnie osiągnięcia to olbrzymie kopuły (o średnicy 3 m) o podwójnych ściankach, zastosowane do zbiorników z płynnym tlenem.

A.G.

Tablica 36. Orientacyjne własności mechaniczne amerykańskich stopów magnezu w temperaturach obniżonych

Oznaczenie stopu	Stan	Temperatura badania (°C)	Własności mechaniczne			
			Wytrzymałość na rozciąganie R_m (kG/mm ²)	Granica plastyczności R_e (kG/mm ²)	Wydłużenie A_4 (%)	Przebieżenie Z (%)
AZ31B	wyciskany	-18	32,5	27,7	12,8	27,4
		-46	34,2	30,4	10,8	16,2
		-68	34,9	32,2	14,2	23,8
		-76	32,1	28,0	15,0	22,5
		-192	44,2	34,0	6,5	8,0
AM100A	lany	-78	15,5	12,7	1,5	1,5
	przesycony	-78	26,7	12,7	7,0	8,5
	przesycony i sztucznie starzony	-78	27,4	18,3	2,0	2,5
AZ63A	lany	-73	20,4	10,6	3,0	-
		-78	17,6	10,9	2,5	4,5
	przesycony	-78	26,4	12,3	8,0	9,5
	przesycony i sztucznie starzony	-78	24,6	17,2	2,5	3,5
AZ61A	wyciskany	-60	30,1	23,3	10,0	27,0
		-73	33,8	26,7	13,0	-
		-78	35,2	28,8	12,0	16,5
		-79	31,4	25,7	12,0	15,0 - 18,0
		-80	32,3	-	8,0	15,0
		-190	38,7	33,8	4,0	7,0
M1A	wyciskany	-73	31,6	23,2	5,0	-
	wyciskany	-78	36,6	21,4	3,0	5,0
AZ80A	wyciskany	-40	37,3	26,0	9,0	-
ZK60A	wyciskany	-18	37,4	32,0	19,2	38,6
		-46	37,3	32,1	18,5	33,8
		-68	39,8	36,7	17,5	28,2
	sztucznie starzony	-18	38,4	34,2	18,5	42,8
		-46	40,4	35,9	17,0	32,0
		-68	42,3	-	15,5	34,8

Tablica 37. Własności mechaniczne złączy spawanych wykonanych z amerykańskich stopów magnezu przeznaczonych do pracy w temperaturze otoczenia

Oznaczenie stopu	Materiał dodatkowy	Własności mechaniczne					Stosunek wytrzymałości spoiny do wytrzymałości metalu rodzimego (%)
		metal rodziwego			spoiny		
		R_m (kG/mm ²)	R_e (kG/mm ²)	A (%)	R_m (kG/mm ²)	A (%)	
Stopy odlewnicze							
AZ63A	AZ63A	25,3	13,4	5,0	21,1	2,0	83,5
AZ92A	AZ92A	25,3	16,2	2,0	21,1	2,0	83,5
AZ91C	AZ92A	25,3	13,4	4,0	21,1	2,0	83,5
AZ81A	AZ92A	25,3	9,9	12,0	23,9	8,0	94,5
Stopy do przeróbki plastycznej							
AZ31B	AZ61A	29,5	22,5	15,0	26,0	10,0	88,0
AZ61A	AZ61A	31,6	23,2	16,0	28,1	8,0	89,0
AZ80A	AZ61A	34,5	25,3	11,0	29,5	4,0	85,5
M1A	M1A	26,0	18,3	11,0	14,0	2,0	54,0
ZE10A	AZ61A	30,2	26,0	6,0	22,5	6,0	74,0

Tablica 38. Własności mechaniczne złączy spawanych wykonanych z amerykańskich stopów magnezu przeznaczonych do pracy w podwyższonych temperaturach

Oznaczenie stopu	Miejsce pobrania próbki	Materiał dodatkowy	Własności mechaniczne								
			w temperaturze 20°C		w temperaturze 205°C		w temperaturze 315°C				
			R_m (kG/mm ²)	A (%)	R_m (kG/mm ²)	A (%)	R_m (kG/mm ²)	A (%)			
EZ33A	metal rodziwy	-	14,3	11,0	2,1	14,8	7,7	22,0	8,4	5,6	50,0
	spoina EZ33A	EZ33A	14,3	11,5	1,1	13,1	7,9	13,3	7,5	4,8	50,4
HZ32A	metal rodziwy	-	20,7	13,4	3,8	13,4	9,1	30,0	9,1	7,0	38,0
	spoina HZ32A	HZ32A	19,3	11,7	3,8	13,6	9,2	33,0	8,6	6,7	26,3
HK31A	metal rodziwy	-	27,4	21,1	6,0	16,9	15,5	16,0	9,1	4,9	70,0
	spoina HK31A	HK31A	21,2	17,2	1,5	16,1	12,0	5,8	10,0	5,7	55,5
HM21A	metal rodziwy	-	23,9	17,6	10,0	12,7	11,9	30,0	9,8	8,4	15,0
	spoina HK31A	HK31A	19,0	15,2	1,5	13,4	10,2	8,0	10,5	8,0	14,5
spoina HM21A	spoina HM21A	15,6	11,6	1,5	12,8	9,1	5,5	10,3	8,6	8,6	13,5
	spoina EZ33A	EZ33A	21,8	15,8	1,5	13,5	10,8	7,5	9,9	8,3	11,0

Tablica 39. Orientacyjne warunki obróbki cieplnej złączy spawanych z amerykańskich odlewniczych stopów magnezu

Oznaczenie stopu	Materiał dodatkowy	Obróbka cieplna przed spawaniem	Warunki obróbki cieplnej spawanego złącza
AZ63A	AZ92A AZ63A	przesycanie	30 min w temp. 385—390 °C
AZ63A	AZ92A AZ63A	przesycanie i starzenie	30 min w temp. 385—395 °C + 5 godz. w temp. 220 °C
AZ63A	AZ92A AZ63A	nie obrabiany cieplnie	10 godz. w temp. ok. 385 °C + 5 godz. w temp. 220 °C
AZ92A	AZ92A	przesycanie	30 min w temp. 410 °C
AZ92A	AZ92A	przesycanie i starzenie	30 min w temp. 410 °C + 4 godz. w temp. 260 °C
AZ91C	AZ92A	przesycanie	30 min w temp. 410—415 °C
AZ91C	AZ92A	przesycanie i starzenie	30 min w temp. 410—415 °C + 16 godz. w temp. 160 °C
AZ81A	AZ92A	przesycanie	30 min w temp. 415 °C
EZ33A	EZ33A	sztuczne starzenie	2 godz. w temp. 315 °C + 5 godz. w temp. 215 °C
HZ32A	HZ32A	sztuczne starzenie	2 godz. w temp. 345 °C + 16 godz. w temp. 315 °C

Tablica 40. Zalecane warunki niektórych procesów technologicznych przy przetwarzaniu amerykańskich stopów magnezu

Oznaczenie stopu	Stan	Maksymalna temperatura i maksymalny czas wygrzewania przy przeróbce plastycznej		Warunki wyżarzania odprężającego po spawaniu	
		temperatura (°C)	czas (min)	temperatura (°C)	czas (min)
AZ61A	wyciskany	290	60	260	15
AZ31B	wyciskany	290	60	260	15
M1A	wyciskany	370	60	260	15
AZ80A	wyciskany	290	30	260	15
AZ80A	sztucznie starzony	195	60	205	60
ZK60A	wyciskany	290	30	260	15
ZK60A	sztucznie starzony	205	30	150	60

Miedź i stopy miedzi

Cz ę ś ć IX

Zebrali i opracowali: mgr inż. A. Ciszewski i T. Radomski

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

W tablicy 1 i 2 podano skład chemiczny i przykłady zastosowania polskich gatunków miedzi oraz własności mechaniczne wyrobów.

T a b l i c a 1. Skład chemiczny i przykłady zastosowania miedzi

Cecha		Cu (%) min	Maksymalna zawartość zanieczyszczeń (%)											Przykłady zastosowania
wg PN/H-82120	wg ГОСТ 859-41		Bi	Sb	As	Fe	Ni	Pb	Sn	S	O	Zn	Ogółem	
M0	M0	99,95	0,002	0,002	0,002	0,005	0,002	0,005	0,002	0,005	0,02	0,005	0,005	przewody elektrotechniczne i stopy wysokiej czystości
M1	M1	99,90	0,002	0,002	0,002	0,005	0,002	0,005	0,002	0,005	0,08	0,005	0,1	przewody elektrotechniczne, do przeróbki plastycznej, brązy beztynowe wysokiej czystości
M2	M2	99,70	0,002	0,005	0,01	0,05	0,2	0,01	0,05	0,01	0,1	—	0,3	półwyroby wysokiej czystości z wyjątkiem przewodów elektrotechnicznych, stopy miedzi przerabiane plastycznie
M3	M3	99,5	0,003	0,05	0,05	0,05	0,2	0,05	0,05	0,01	0,1	—	0,5	wyroby przerobione plastycznie z miedzi i stopów miedzi zwykłej czystości, stopy odlewnicze miedzi
M4	M4	99,0	0,005	0,2	0,2	0,1	—	0,3	—	0,02	0,15	—	1,0	brązy i mosiądze odlewnicze i inne stopy o większych dopuszczalnych zanieczyszczeniach.

T a b l i c a 2. Własności mechaniczne wyrobów z miedzi

Cecha materiału *)	Postać	Sposób przeróbki plastycznej	Stan	Własności mechaniczne		Uwagi
				R _m min (kG/m ²)	A ₁₀ min (%)	
M1, M2, M3	blachy i pasy	walcowane na zimno	miękki	20,0	30,0	wg PN-60/H-92710
			półtwardy	23,0	20,0	
			twardy	30,0	3,0	
			surowy	20,0	30,0	
M1, M2, M3	taśmy	walcowane na zimno	miękki	21,0	30,0	wg PN-55/H-92810
			półtwardy	23,0	10,0	
			twardy	30,0	3,0	
M1, M2, M3	rury	tłoczone lub tłoczone i ciągnięte	miękki	21,0	35,0	wg PN-57/H-74586
			półtwardy	23,0	10,0	
			twardy	30,0	3,0	
M1, M2, M3	rury kształtowe	ciągnięte	miękki	21,0	35,0	wg ZN-59/MPC-MN-01517
			półtwardy	23,0	10,0	
			twardy	30,0	3,0	
M0, M1, M2, M3, M4	pręty	tłoczone lub ciągnięte	miękki	20,0	30,0	wg PN-57/H-93620
			półtwardy	23,0	10,0	
			twardy	27,0	6,0	
			tłoczony (surowy)	20,0	30,0	
M1, M2, M3	kształtowniki	wyciskane	surowy	20,0	30,0	wg PN-59/H-93624
M1, M2	druty na nity	ciągnięte	utwardzony zgniotem 8—12%	24,0	15,0	wg PN-59/H-93833

*) Pręty z miedzi M0 i M1 stosowane są tylko w elektrotechnice.