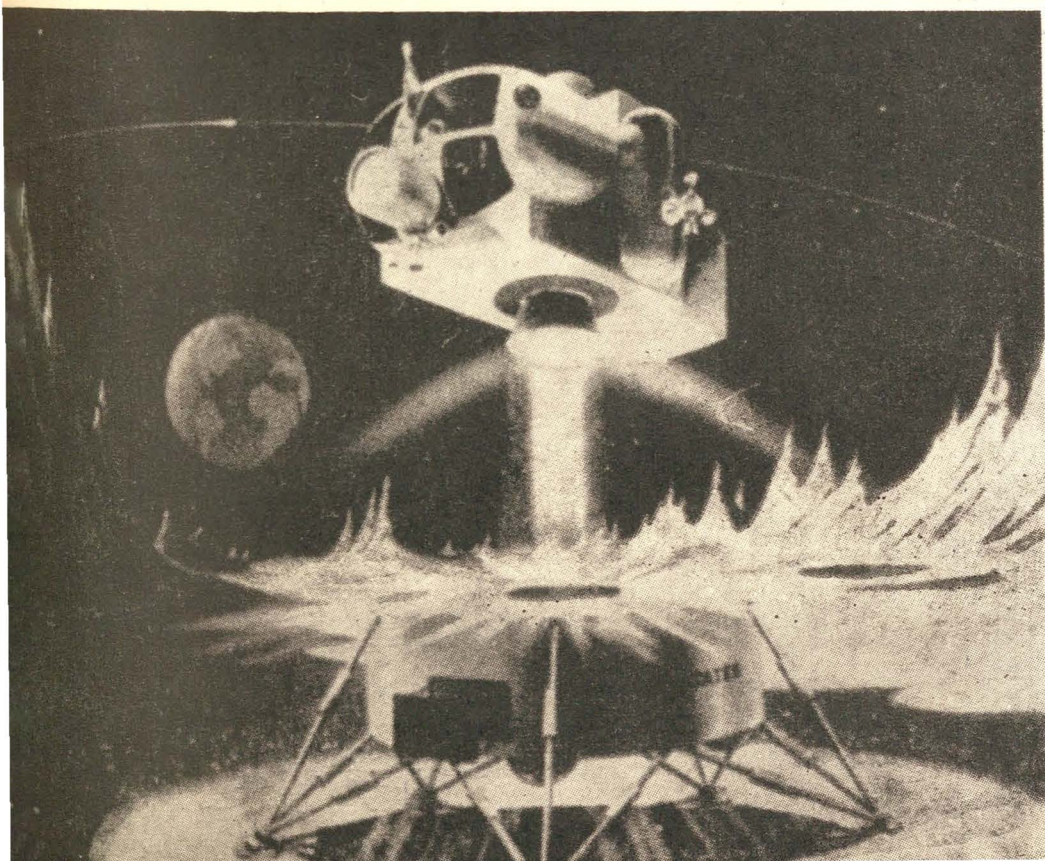


TECHNIKA LOTNICZA



5

1964

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

cz. IX

Stopy aluminium

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

W bieżącym zeszycie podano dalsze dane techniczne, dotyczące stopów aluminium.

W tabeli 3 zestawione są własności polskich stopów aluminium do przeróbki plastycznej.

W tabeli 4 zestawiony jest skład chemiczny polskich i radzieckich stopów aluminium do przeróbki plastycznej (wg PN i GOS w tabeli 5 — skład chemiczny amerykańskich stopów do przeróbki plastycznej).

Tabela 7 Pastac polskich stopów aluminium do przeróbki plastycznej

Lp.	Oznaczenie stopu (cecha)	Blachy	Blachy platerowane aluminium	Prety	Rury	Kształtowniki	Druły	Druły do spawania	Druły na niły	Odkuwki
1	PA1	+		+	+	+	+	+		
2	PA2	+		+	+	+	+	+		
3	PA3	+		+	+	+	+			
4	PA4	+		+		+	+			+
5	PA5									
6	PA6	+	+ ¹⁾	+	+	+	+			+
7	PA7	+	+	+	+	+	+			
8	PA8	+	+	+	+	+	+			
9	PA9		+	+		+				+
10	PA10	+		+		+	+			+
11	PA11	+		+	+	+	+			
12	PA20							+	+	
13	PA21								+	
14	PA22								+	
15	PA23								+	
16	PA24								+	
17	PA25								+	
18	PA26									
19	PA27									
20	PA28									+
21	PA29									+
22	PA30									+
23	PA31									+ ²⁾
24	PA32									+ ²⁾
25	PA33									+

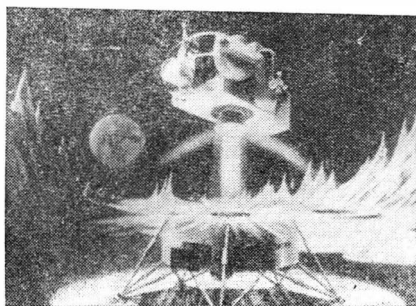
¹⁾ platerowane stopami aluminium;

²⁾ odkuwki o skomplikowanych kształtach.

Pomocę konstruktorskie zeszyt 5/64 str. 104

TREŚĆ ZESZYTU

R. Witkowski — Długość bezpiecznego startu śmigłowca	10
J. Pytliński — Pomiar temperatur płomieni metodą odwróconych linii spektralnych	11
Z. Rogalski, E. Sychowicz — Własności grubych pokryw anodowych na stopie lekkim AK 6-1	12
Nowości techniczne	13
Sprostowanie do art. mgr inż. W. Kordzińskiego	14
Z Międzynarodowych Targów w Brnie w 1963 r.	15
Z lotnictwa komunikacyjnego	16
Konferencja naukowo-techniczna ILOT	17
Wiadomości SIMP	18
Na półkach księgarskich	19
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	20
Pomocę konstruktorskie Techniki Lotniczej, A. Ciszewski, T. Radomski — Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. IX — Stopy aluminium	21



NASZA OKŁADKA
Statek księżycowy „APOLLO”

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berzyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Goledzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów, Kazimierz Walczyński — redaktor techniczny

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 26-74-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 26-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

PKO Warszawa, konto 1-9-121697 WCT. Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.



Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

629.135.4:533.6.015.1

Długość bezpiecznego startu śmigłowca

Zależnie od sposobu realizacji, start śmigłowca jednosilnikowego może być niebezpieczny (start pionowy) lub bezpieczny (start z rozpędzaniem). Artykuł omawia sposób wyznaczenia granicy między obu rodzajami startów w oparciu o wyniki prostych badań śmigłowca w locie, takich jak pomiar długości rozpędzania, pomiar prędkości wznoszenia, pomiar mocy lotu poziomego. Granica bezpieczeństwa wyrażona jest długością startu na przeszkodę 15 m. Nomogram, który autor proponuje wprowadzić do instrukcji użytkowania w locie śmigłowców jednosilnikowych uwzględnia wysokość punktu startu n_{pm} , temperaturę otoczenia i prędkość wiatru.

Wstęp

Wrodzone cechy śmigłowca, przede wszystkim zaś możliwość lotu poziomego w szerokim zakresie prędkości z zerową (zawisem) włącznie oraz zdolność do wznoszenia po torze dowolnie nachylonym względem ziemi (również po torze pionowym) sprawiają, że start jego wykonywany być może na wiele sposobów. Do najbardziej efektywnych należy oczywiście start pionowy lub po torze niewiele odbiegającym od pionu, gdyż umożliwia on najszybsze wydostanie się śmigłowca spośród przeszkód otaczających miejsce lądowania.

W przypadku śmigłowca jednosilnikowego start pionowy jest procedurą niebezpieczną ze względu na brak możliwości bezpiecznego przyziemienia w razie nagłej awarii zespołu napędowego. Startem, który niebezpieczeństwa w sobie nie kryje, jest taki, który obejmuje rozpędzenie śmigłowca przy ziemi i następnie wznoszenie po torze skośnym. W odróżnieniu od niebezpiecznego startu pionowego bezpieczny start z rozpędzeniem wymaga dla pokonania przeszkody pewnej przestrzeni.

Celem niniejszej pracy jest wskazanie metody wyznaczenia najkrótszej odległości, jaka dzieli ma przeszkodę określonej wysokości od punktu startu przy zachowaniu warunków bezpieczeństwa. Obowiązek wyznaczania tej wielkości wynika z przepisów budowy śmigłowców. Przepisy brwtyjskie BCAR żądają przy tym uwzględnienia wysokości 15 m, zaś przepisy amerykańskie CAR — 30 m. W Polsce wysokość przeszkody dla śmigłowców nie jest określona przepisami, zwykle jednak przyjmuje się wysokość 15 m.

Nomogram, będący wynikiem zastosowania metody, powinien — zdaniem autora — wejść do instrukcji użytkowania w locie śmigłowców, gdyż udziela on ważnej dla pilota informacji o stopniu bezpieczeństwa startu.

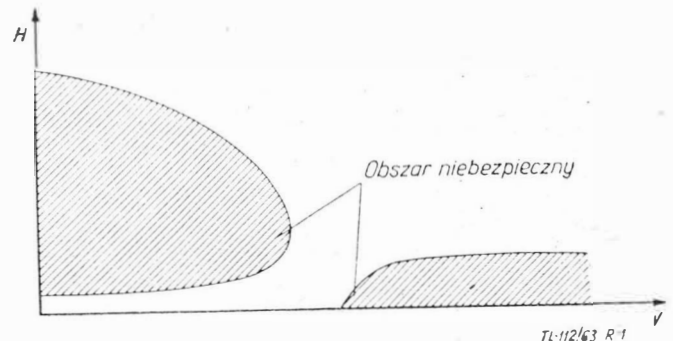
Wskazania dotyczące budowy wykresu $H-V$ na drodze obliczeniowej zaczerpnięte zostały z pracy W. D. Jepsone [Lit. 1], konstrukcja nomogramu końcowego jest pomysłem autora.

Krytyczne kombinacje prędkości i wysokości lotu (wykres $H-V$)

Dla każdego typu śmigłowca istnieją pewne krytyczne kombinacje prędkości i wysokości lotu, które wyznaczają granice bezpieczeństwa eksploatacji. Naniesione na wykres w układzie współrzędnych, w którym na osi rzędnych odłożona jest wysokość lotu H , a na osi odciętych prędkość V ,

kombinacje te wyznaczają dwa obszary, w których lot śmigłowca jest niebezpieczny, gdyż w razie nagłego i całkowitego odcięcia dopływu mocy do wirnika nie jest możliwe wykonanie lądowania bez rozbitcia (rys. 1).

Z punktu widzenia bezpieczeństwa startu interesujący jest tylko ten obszar wykresu $H-V$, który obejmuje małe prędkości lotu łącznie z $V=0$ (zawis). Ma on charakterystyczny kształt ściśle związany z tym, że ze wzrostem prędkości lotu maleje minimalna wysokość, z której śmigłowiec może bezpiecznie lądować po przejściu do autorotacji (górną część wykresu), a maksymalna wysokość, z której śmigłowiec może bezpiecznie lądować dzięki energii kinetycznej — wzrasta (dolną część wykresu).



Rys. 1

Istnieją dwie metody wyznaczenia wykresu $H-V$: doświadczalna i mieszana, doświadczalnie-teoretyczna. Obie zostają omówione poniżej.

Metoda doświadczalna polega na pozorowaniu defektu silnika i wykonywaniu lądowań bezsilnikowych z różnych wysokości i z różnych wyjściowych prędkości lotu. W czasie próby dokonywany jest pomiar przyspieszeń, naprężeń w krytycznych punktach konstrukcji i obserwacja pracy amortyzatorów podwozia, jak również oceniana łatwość wykonania bezpiecznego lądowania bez groźby kolizji płozy lub śmigła ogonowego z ziemią.

Przy doświadczalnym wyznaczeniu górnej granicy wykresu $H-V$ próby rozpoczynają się zwykle od prędkości 80 km/h i wysokości 150 m. Jeśli lądowanie z tych warunków wyjściowych jest udane podjąć należy próbę lądowania z identycznej wyjściowej prędkości lotu lecz mniejszej

wysokości i postępując w ten sposób doprowadzić do wyznaczenia najmniejszej wysokości bezpiecznego lądowania. Program jest następnie powtarzany dla innych prędkości lotu, przy czym zarówno dla prędkości mniejszych, jak i większych od 80 km/h, pozorowanie defektu silnika dokonywane jest na większych niż 150 m wysokościach lotu i to tym większych, im większa jest różnica między prędkością wyjściową próby i 80 km/h. Linia poprowadzona przez otrzymane punkty wyznacza górną granicę wykresu H-V.

Przy doświadczalnym wyznaczaniu dolnej granicy wykresu H-V próby rozpoczyna się zwykle od zawisu ($V = 0$ km/h) i wysokości 1 m nad ziemią, powtarzając następnie lądowania dla coraz większych wysokości, aż do momentu, kiedy — mimo wykorzystania pełnego skoku wirnika dla hamowania opadania — zetknięcie z ziemią nastąpi z graniczną dopuszczalną prędkością (np. 1,83 m/s, jeżeli śmigłowiec zbudowany jest według przepisów BCAR). Próba powtarzana jest następnie dla coraz większych prędkości lotu, z tym że za każdym razem rozpoczynana jest od wysokości 1 m. Połączenie punktów, przedstawiających największe wysokości bezpiecznego lądowania, da dolną granicę wykresu H-V.

Górna i dolna linia, ograniczająca wykres H-V, przecinają się w okolicy prędkości lotu, przy której w locie autorotacyjnym opadanie śmigłowca jest najmniejsze.

Jest oczywiste, że przy doświadczalnym wyznaczaniu wykresu H-V pilot nie może stosować techniki wykraczającej poza ograniczenia eksploatacyjne śmigłowca (np. przez dopuszczenie przy zderzeniu*) do rozpedzenia wirnika powyżej maks. dopuszczalnej prędkości obrotowej) i niemożliwej do powtórzenia przez przeciętnego pilota.

Mieszana metoda wyznaczania wykresu H-V polega na teoretycznym rozpatrzeniu energii śmigłowca w chwili defektu silnika i w innych fazach lotu po defekcie oraz połączeniu wyników analizy z średnimi danymi z prób większej ilości śmigłowców.

Całkowita energia śmigłowca w chwili defektu składa się z:

- energii kinetycznej śmigłowca związanej z prędkością lotu,
- energii kinetycznej wirnika związanej z prędkością obrotową,
- energii potencjalnej śmigłowca związanej z wysokością lotu.

Energia kinetyczna śmigłowca jest — ogólnie biorąc — równa

$$E_{ks} = \frac{1}{2} \cdot \frac{Q}{g} (V^2 + w^2) \quad [\text{kGm}] \quad [1]$$

gdzie

- V — pozioma składowa prędkości lotu [m/s]
- w — pionowa składowa prędkości lotu [m/s]
- Q — ciężar śmigłowca [kG]
- g — przyspieszenie ziemskie [m/s²]

Energia kinetyczna wirnika jest równa

$$E_{kw} = J \cdot \frac{\Omega^2}{2} \quad [\text{kGm}] \quad [2]$$

gdzie J — masowy moment bezwładności wirnika wokół osi obrotu [kGms²]

Ω — prędkość kątowna wirnika [rd/s]

Energia potencjalna śmigłowca wynosi

$$E_{ps} = Q \cdot h \quad [\text{kGm}] \quad [3]$$

gdzie h — wysokość lotu [m]

Oznaczy się:

a) indeksem „0” wartości odnoszące się do chwili tuż przed defektem silnika,

b) indeksem „1” wartości odnoszące się do chwili, w której pilot zareagował na defekt zmniejszeniem skoku ogólnego do wartości odpowiadającej autorotacji,

c) indeksem „2” wartości odnoszące się do dowolnej chwili procesu przejściowego, jaki odbywa się po interwencji pilota,

*) Termin „zderzenie” jest propozycją autora na angielskie „flare” nie mające dotychczas oficjalnie uznanego odpowiednika polskiego.

d) indeksem „2” wartości odnoszące się do chwili ustalenia się warunków umożliwiających zderzenie śmigłowca i bezpieczne lądowanie.

Zakłada się dla uproszczenia, że jedynym parametrem który zmienia się w locie śmigłowca w czasie Δt dzielącym chwilę „0” od „1” jest prędkość kątowna wirnika Ω .

$$\Omega_1 = \Omega_0 - \Delta\Omega$$

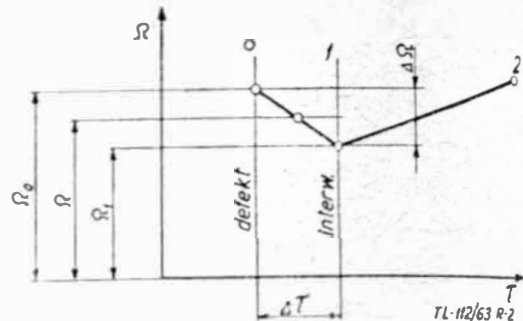
Przy tym założeniu pozostałe parametry, to jest wysokość h i prędkość lotu V, pozostają stałe ($h_1 = h_0$ i $V_1 = V_0$).

Spadek prędkości kątownej $\Delta\Omega$ w czasie Δt uważać można za proporcjonalny do mocy dostarczanej na wirnik w silnikowym locie poziomym. Dla obliczenia $\Delta\Omega$ należy zatem różniczkować względem czasu obie strony równania

$$75\eta N_H \tau = \frac{1}{2} \cdot J \bar{\Omega}^2$$

gdzie N_H — moc lotu poziomego [KM]

$\bar{\Omega}$ — średnia prędkość kątowna między stanem „0” i „1”



Rys. 2

W wyniku, po zastąpieniu różniczek przyrostami skończonymi, otrzymuje się spadek prędkości kątownej do chwili interwencji pilota

$$\Delta\Omega = \frac{75\eta N_H}{J \cdot \bar{\Omega}} \Delta t \quad [\text{rd/s}]$$

Jeżeli uwzględnić, że

$$\bar{\Omega} = \frac{\Omega_0 + \Omega_1}{2} = \Omega_0 - \frac{\Delta\Omega}{2}$$

wówczas wzór [6] przybierze postać

$$\Delta\Omega = \Omega_0 \left[1 - \sqrt{1 - \frac{2 \cdot 75\eta N_H \Delta t}{J \cdot \Omega_0^2}} \right] \quad [\text{rd/s}]$$

Znając parametry stanu „1” można przyrównywać wszystkie elementarne energie tego stanu do sumy energii w stanie „2”. Ponieważ jednak po interwencji pilota wirnik wytwarza siłę nośną, pracując w stanie autorotacji, przy czym energia czerpana jest z powietrza — oprócz energii kinetycznej śmigłowca, kinetycznej wirnika i potencjalnej śmigłowca po stronie równania, dotyczącej stanu „2”, wysłany czwarty człon — praca wirnika.

Równanie energii dla stanów „1” i „2” będzie ostatecznie miało postać

$$Q \cdot h_1 + J \cdot \frac{\Omega_1^2}{2} + \frac{Q}{g} \cdot \frac{V_1^2 + w_1^2}{2} = Q \cdot h_2 + J \cdot \frac{\Omega_2^2}{2} + \frac{Q}{g} \cdot \frac{V_2^2 + w_2^2}{2} + 75\eta N_w \tau$$

gdzie N_w — średnia moc na obracanie wirnika [KM] w locie z prędkością średnią z V_1 i V_2
 τ — czas w sekundach, jaki upływa od stanu „1” do „2”.

Czas τ związany jest z prędkością opadania w i utratą wysokości $\Delta h = h_1 - h_2$ prostą zależnością:

$$\tau = \frac{\Delta h}{w} \quad [s] \quad [10]$$

Za prędkość opadania w należałoby przyjąć tu wartość średnią z opadania w stanie „1” i w stanie „2”. Z praktyki wiadomo jednak, że prędkość w po przestawieniu wirnika na mały skok narasta bardzo szybko, dlatego też, bez popełniania większego błędu, przyjmuje się $w = w_2$ i wówczas czas wynosi

$$\tau = \frac{h_1 - h_2}{w_2} \quad [s] \quad [10a]$$

Dokładne obliczenie średniej mocy na obracanie wirnika N_w nastęrcza pewne trudności, obejmuje ona bowiem łącznie moc profilową i moc strat na przekładniach, na wentylatorze itp. Aby uniknąć niepotrzebnego skomplikowania obliczeń przyjąć można, opierając się choćby na wynikach badań opisanych w [Lit. 4], że dla klasycznego śmigłowca z jednym wirnikiem nośnym i śmigłem ogonowym moc, o którą chodzi, równa jest w przybliżeniu 0,25 mocy potrzebnej do lotu poziomego śmigłowca z prędkością średnią z V_1 i V_2 .

Równania [8], [9] i [10a] umożliwiają wyznaczenie punktów linii granicznych wykresu $H-V$.

Dla obliczenia linii górnej przyjmuje się, że stan „2” pokrywa się ze stanem „z” tj. odpowiada chwili ustalenia się najkorzystniejszych warunków umożliwiających zdarcie śmigłowca i bezpieczne lądowanie.

Doświadczenia z licznych prób w locie różnych typów śmigłowców wykazują, że prędkość V_z , zwana niekiedy prędkością krytyczną, równa jest najczęściej 70% prędkości ekonomicznej śmigłowca, to jest tej, przy której zapotrzebowanie mocy dla lotu poziomego jest najmniejsze. Jeśli idzie o prędkość kątową Ω_z , to również na podstawie wyników licznych prób stwierdzić można, że nie popełnia się większego błędu przyjmując ją za równą Ω_o , to jest prędkości kątowej w chwili poprzedzającej defekt silnika. Opóźnienie reakcji pilota równe jest najczęściej $\Delta\tau = 1$ sek. Przyjmuje się ponadto, że defekt następuje w locie poziomym ($w_1 = 0$).

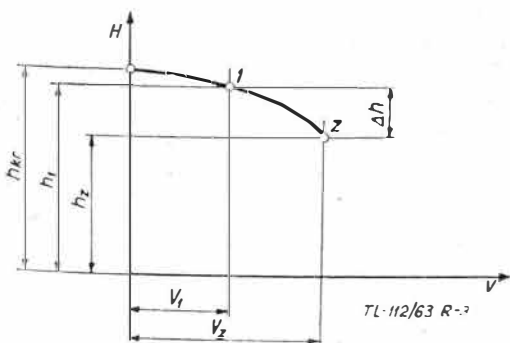
Ostatecznie równania, służące obliczeniu punktów górnej linii granicznej, są:

$$\Omega_1 = \Omega_o \sqrt{1 - \frac{2 \cdot 75 \eta N_H \Delta\tau}{J \cdot \Omega_o}} \quad [rd/s] \quad [11]$$

$$Q \cdot h_1 + J \cdot \frac{\Omega_1^2}{2} + \frac{Q}{g} \cdot \frac{V_1^2}{2} = Q \cdot h_2 + J \cdot \frac{\Omega_o^2}{2} + \frac{Q}{g} \cdot \frac{V_z^2 + w_z^2}{2} + 75 \eta N_w \tau \quad [12]$$

$$\tau = \frac{h_1 - h_2}{w_z} \quad [s] \quad [13]$$

Rozwiązując powyższy układ równań otrzymać można zależność utraty wysokości $\Delta h = h_1 - h_2$ od początkowej prędkości lotu poziomego V_1 .



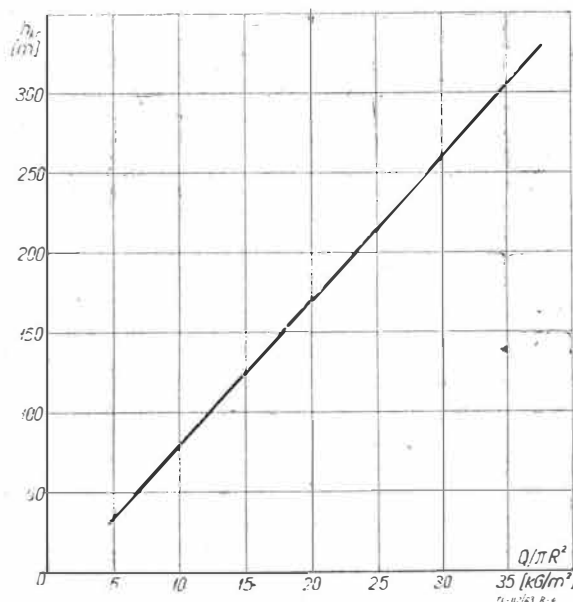
Rys. 3

Zależność ta ma kształt pokazany na rys. 3.

Przeprowadzone rozumowanie pozwala na znalezienie kształtu linii ograniczającej od góry wykres $H-V$, nie odpowiada jednak na zasadnicze pytanie — od jakiej wysokości h_{kr} na osi H prowadzić tę linię.

Badania nad tym, jaka jest najmniejsza wysokość zawisu poza wpływem ziemi, z której przeciętny pilot może wykonać bezpieczne lądowanie autorotacyjne, były prowadzone. Okazało się, że wysokość ta pozostaje w ścisłym związku z obciążeniem tarczy wirnika. Na rys. 4 przedstawiony jest wykres pomocniczy, służący określeniu h_{kr} dla dowolnych śmigłowców jednosilnikowych, zaczerpnięty z [Lit. 1].

Dla wyznaczenia dolnej linii, ograniczającej wykres $H-V$ w pobliżu prędkości $V = 0$, posłużyć się można tymi samymi równaniami co dla linii górnej, nieco tylko zmodyfikowanymi. Uwzględniają one fakt, że lecąc z małą prędkością tuż nad ziemią pilot w razie defektu silnika nie ma na ogół czasu na dokonanie manewru przed zetknięciem z ziemią i wobec tego maksymalna bezpieczna wysokość



Rys. 4

lotu jest funkcją dysponowanej energii kinetycznej wirnika nośnego, mocy potrzebnej do poziomego lotu z małą prędkością i granicznej prędkości pionowej, przy której śmigłowiec może zetknąć się z ziemią bez uszkodzenia. Ta ostatnia dyktowana jest przez przepisy budowy śmigłowców i wynosi według BCAR $w_{gr} = 1,83$ m/s.

Modyfikacje równań wyjściowych sprowadzają się w tych warunkach do przyjęcia, że prędkość lotu, przy której następuje kontakt z ziemią, równa jest prędkości lotu w chwili defektu, defekt następuje w locie poziomym, średnia moc N_w równa jest całej mocy dostarczonej na wirnik w ustalonym locie poziomym, kontakt z ziemią następuje z graniczną prędkością dyktowaną przez przepisy, a średnia prędkość opadania dla obliczenia czasu równa jest 0,8 prędkości granicznej. Obliczenie dokonane zostaje w zakresie małych prędkości lotu od zawisu do maksimum 30 km/h.

Równania dla linii dolnej mają postać następującą:

$$\Omega_z = \Omega_o \sqrt{1 - \frac{2 \cdot 75 \eta N_H \tau}{J \cdot \Omega_o^2}} \quad [rd/s] \quad [14]$$

$$Q \cdot h_o + \frac{1}{2} \cdot J \cdot \Omega_o^2 + \frac{1}{2} \cdot \frac{Q}{g} \cdot V_o^2 = \frac{1}{2} \cdot J \cdot \Omega_z^2 + \frac{1}{2} \cdot \frac{Q}{g} (V_o^2 + w_{gr}^2) + 75 \eta N_H \tau \quad [15]$$

$$\tau = \frac{h_o}{0,8 \cdot w_{gr}} \quad [s] \quad [16]$$

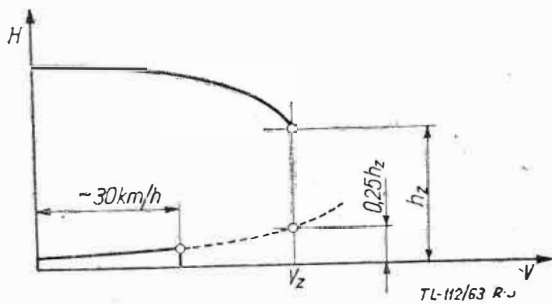
Rozwiązanie powyższego układu równań względem h_0 jest możliwe, choć bardzo uciążliwe. Dlatego dopuszcza się przyjęcie jeszcze jednego założenia, a mianowicie, że prędkość kątowna w chwili kontaktu z ziemią równa jest dolnej dopuszczalnej wartości, wynoszącej zwykle $0,8\Omega_0$. Wtedy wysokość bezpieczna jest

$$h_0 = \frac{1}{2} \cdot \frac{\frac{w_{gr}^2}{g} - 0,36 \cdot \frac{J}{Q} \cdot \Omega_0^2}{1 - \frac{93,8 N_H}{w_{gr} \cdot Q}} \quad [\text{m}] \quad [17]$$

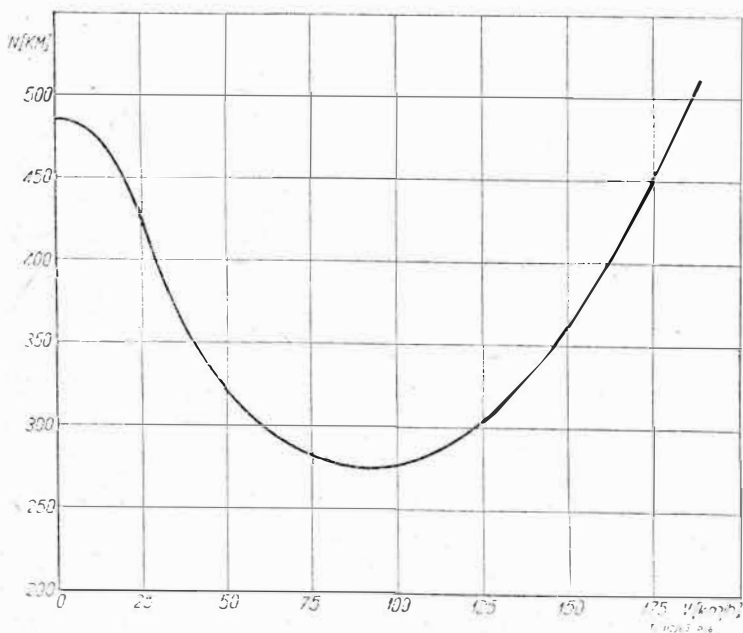
Otrzymana linia dolna pokrywa zakres prędkości od zawisu do $V = 30 \text{ km/h}$. Przedłużenie jej do prędkości V_z następuje łukiem przechodzącym przez punkt o współrzędnych $(V_z; 0,25 \cdot h_z)$, gdyż — jak wykazały liczne próby śmigłowców jednosilnikowych — taka właśnie linia najlepiej odpowiada rzeczywistości (rys. 5).

Korzystając z wykresu mocy, potrzebnej do lotu poziomego w funkcji prędkości lotu, oblicza się punkty wykresu $H-V$ bez trudu. Przykład wykresu mocy dla śmigłowca o ciężarze całkowitym $Q = 2500 \text{ kG}$, wyposażonego w wirnik o momencie bezwładności $J = 261,4 \text{ kGms}^2$ i prędkości kątowej $\Omega_0 = 26,2 \text{ rd/s}$, mającego ogólny współczynnik sprawności $\eta = 0,8$, pokazuje rys. 6.

Wykres $H-V$, obliczony w oparciu o ten wykres mocy i parametry wspomnianego śmigłowca za pomocą równań od [11] do [16], przedstawiony jest na rys. 7. Obok wykresu, uzyskanego metodą mieszaną, naniesionych jest kilka wykresów uzyskanych doświadczalnie na innych śmigłowcach, spośród których brytyjski Bristol 171 jest b. podobny do śmigłowca uwzględnionego w obliczeniu. Widać z porównania, że metoda mieszaną, mimo swej zgrubności, daje jednak wyniki właściwego rzędu wielkości.



Rys. 5



Rys. 6

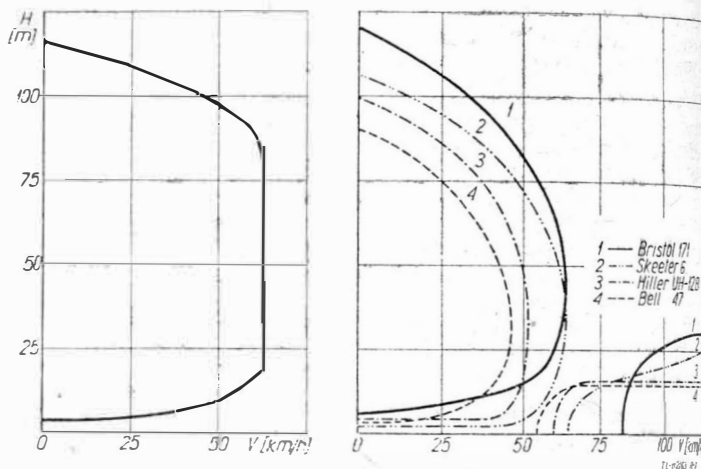
Profil startu śmigłowca i długość startu bezpiecznego

Założone zostaje, że start odbywa się według uproszczonego schematu składającego się z pionowego oderwania od ziemi do wysokości h_0 (zwykle 1 m), rozpędzania równoległe do ziemi do osiągnięcia prędkości wznoszenia V_w i wznoszenia po torze nachylnym względem ziemi. Schemat nie uwzględnia przejść między wymienionymi elementami startu (tor startu złożony z odcinków prostych) (rysunek 8).

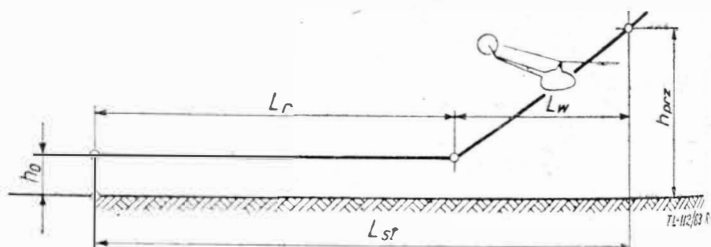
Jeżeli rozważania nad startem prowadzi się dla zakresu wysokości od poziomu morza do wysokości poniżej pułapu zawisu, wówczas wznoszenie pionowe do małej wysokości h_0 jest zawsze wykonalne. Dzięki wpływowi ziemi nie jest przy tym potrzebne wykorzystanie pełnej, dysponowanej na danej wysokości, mocy silnika.

Zawis na wysokości h_0 jest punktem wyjścia do rozpędzenia przez śmigłowca rozpędzania równoległe do ziemi, w które zaangażowana zostaje pełna dysponowana na danej wysokości moc silnika. Końcem rozpędzania jest osiągnięcie prędkości V_w .

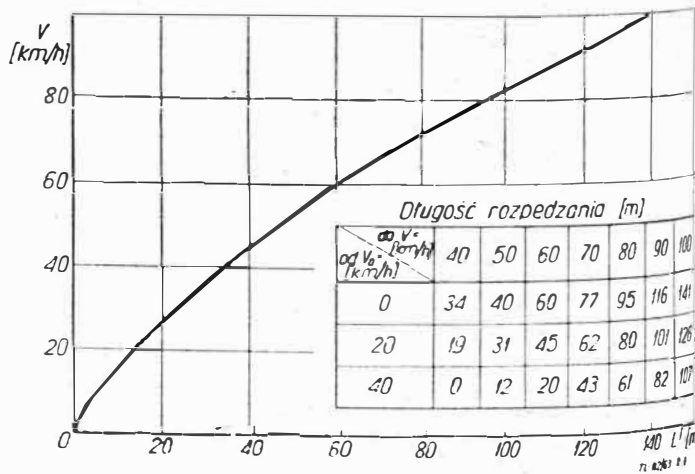
Zmienność parametrów lotu śmigłowca w czasie rozpędzania, komplikowana przez zależność sił aerodynamicznych od szeregu nieliniowo zmiennych czynników (np. ciąg wirnika zależy od prędkości lotu, prędkości obrotowej, kąt



Rys. 7



Rys. 8



Rys. 9

natarcia tarczy, współczynnika wpływu ziemi i przyspieszenia), utrudnia analizę matematyczną tego etapu i obliczona teoretycznie długość rozpędzania obciążona jest dużym błędem. Pewniejszy wynik daje pomiar z natury dokonywany przy użyciu specjalnych filmowych kamer teodolitycznych (np. typ Winten), które notują drogę pokonaną przez rozpędzany śmigłowiec w funkcji czasu $L = f(\tau)$.

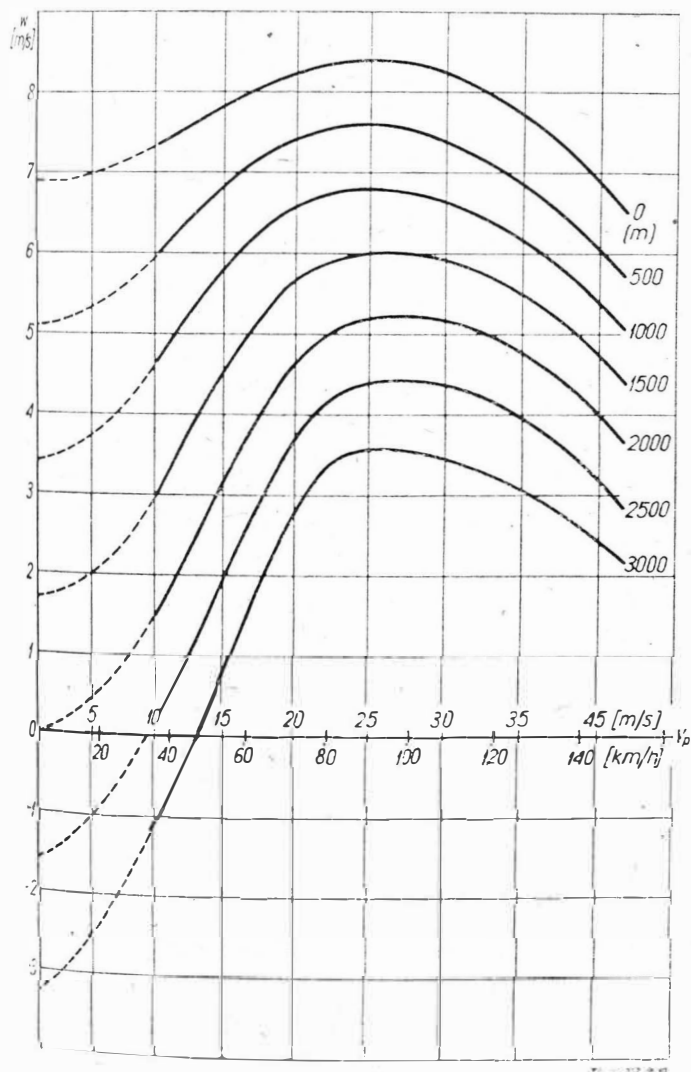
Aby uwzględnić pełny zakres wysokości eksploatacyjnych śmigłowca próbę rozpędzania prowadzić należy z zaangażowaniem takich wartości mocy silnika, jakie odpowiadają maksymalnym wartościom na różnych wysokościach. Ciężar we wszystkich próbach powinien być jednakowy.

Z wykresu $L = f(\tau)$ sporządzić można wykres $V = f(L)$ pamiętając, że $V = dL/d\tau$. Umożliwia on dla warunków danej wysokości odczytanie, jaka jest długość odcinka rozpędzania do dowolnej prędkości. Przykład takiego wykresu otrzymanego z prób śmigłowca o ciężarze $Q = 2500$ kG, wyposażonego w silnik o mocy maks. na poziomie morza $N = 575$ KM — przedstawia rys. 9.

Dla wyznaczenia pochylecia trzeciego odcinka profilu startu, odnoszącego się do wznoszenia, dysponować trzeba rodziną krzywych podających prędkość wznoszenia śmigłowca w funkcji prędkości lotu na różnych wysokościach przy wykorzystaniu maksymalnej dysponowanej na danej wysokości mocy silnika. Dane do sporządzenia tego wykresu uzyskać można wykonując klasyczną próbę określania najlepszej prędkości wznoszenia metodą „zębów”, z rozszerzeniem jej zakresu aż do okolicy prędkości lotu bliskich zera.

Metody redukcji wyników pomiaru prędkości wznoszenia na warunki stałego ciężaru i warunki atmosfery wzorcowej nie są tu przytaczane, znaleźć je można m.in. w pracy [Lit. 2].

Przykład wykresu dla śmigłowca o podanych wyżej cechach przedstawia rys. 10. Wykres ten wymaga pewnego komentarza, wyjaśniającego, jaką prędkość przedstawiają



Rys. 10

wielkości odkładane na osi odciętych. Najdogodniejsze byłoby oczywiście odkładanie tu poziomej składowej prędkości lotu śmigłowca, wówczas korzystanie z wykresu nie wymagałoby żadnych przeliczeń. Z różnych jednak względów wygodniejsze jest odkładanie na osi odciętych prędkości wskazywanej przez prędkościomierz, to jest prędkości po torze. Zastrzec się jednak trzeba, że wówczas część wykresu, odnosząca się do zakresu małych prędkości lotu, poniżej dolnego progu wskazań prędkościomierza nie daje zbyt pewnych informacji, a dla $V = 0$ (zawis) kryje nawet grube uproszczenie, polegające na przyrównywaniu do zera prędkości po torze, choć w rzeczywistości istnieje ona w kierunku pionowym (prędkość wznoszenia w).

W zakresie pewnych wskazań prędkościomierza pozioma składowa prędkości lotu jest równa

$$V_{Hl} = V_p \cos \left(\arcsin \frac{w}{V_p} \right)$$

gdzie zarówno w , jak i V_p wyrażone są w m/s.

Przy dysponowaniu podanymi wyżej materiałami z prób możliwe jest skonstruowanie całego profilu startu (rys. 11).

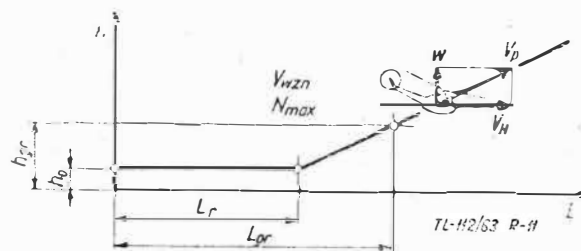
Odłożenie na osi wysokości umownej wysokości przeszkody h_{gr} i przeprowadzenie przez ten punkt linii równoległej do osi odległości wyznaczy długość startu na przeszkodę przy rozpędzaniu do prędkości V_p .

Wykreślenie rodziny profili startów o danym ciężarze Q na umownej wysokości H , przeprowadzonych z wykorzystaniem maks. dysponowanej mocy silnika, po rozpędzeniu do różnych prędkości oraz nałożenie na linii startu punktów z dolnej linii ograniczającej wykres $H-V$, pozwala na:

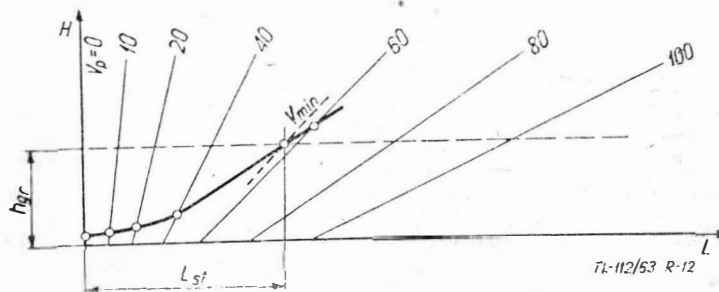
- wyznaczenie najkrótszej długości startu bezpiecznego i
- określenie najniższej prędkości rozpędzania, powyżej której start jest bezpieczny (rys. 12).

Operację tę powtórzyć należy dla różnych wysokości.

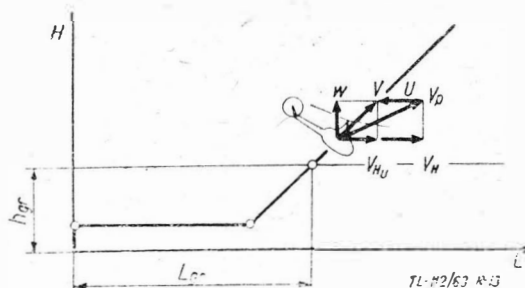
Z praktyki wiadomo, że starty śmigłowców rzadko kiedy odbywają się w ciszy, najczęściej start dokonywany bywa



Rys. 11



Rys. 12



Rys. 13

pod wiatr, który znacznie skraca długość odcinka potrzebnego do pokonania przeszkody.

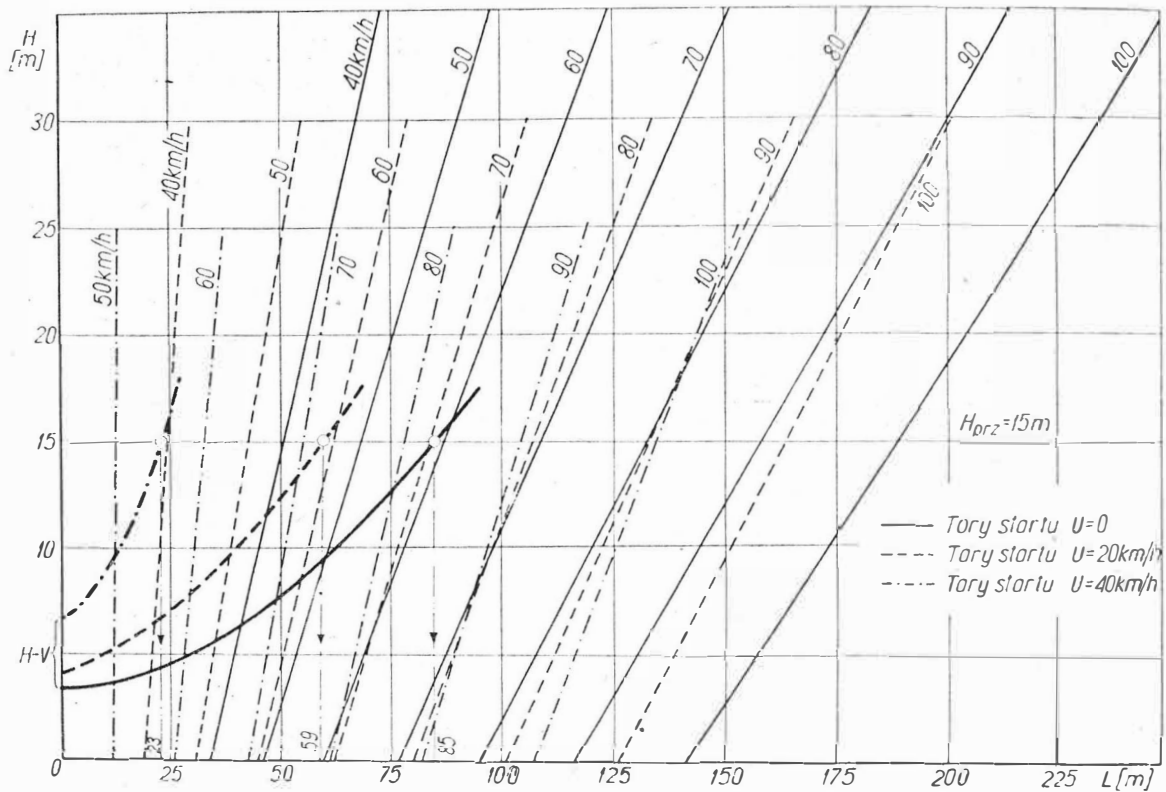
Uwzględnienie wpływu wiatru odbywa się w ten sposób, że odcinek rozpędzania poziomego skraca się o odległość, jaką pokonać musi śmigłowiec (wg przyjętej zależności $V = f(L)$) dla rozpędzenia od $V = 0$ do $V = U$, zaś odcinek profilu startu odnoszący się do wznoszenia wykreśla się pod kątem wynikającym z obrazu wektorów prędkości śmigłowca (rys. 13). Przy starcie pod wiatr poziomą składową prędkości lotu jest oczywiście

$$V_{HU} = V_p \cos \left(\arcsin \frac{w}{V_p} \right) - U = V_H - U$$

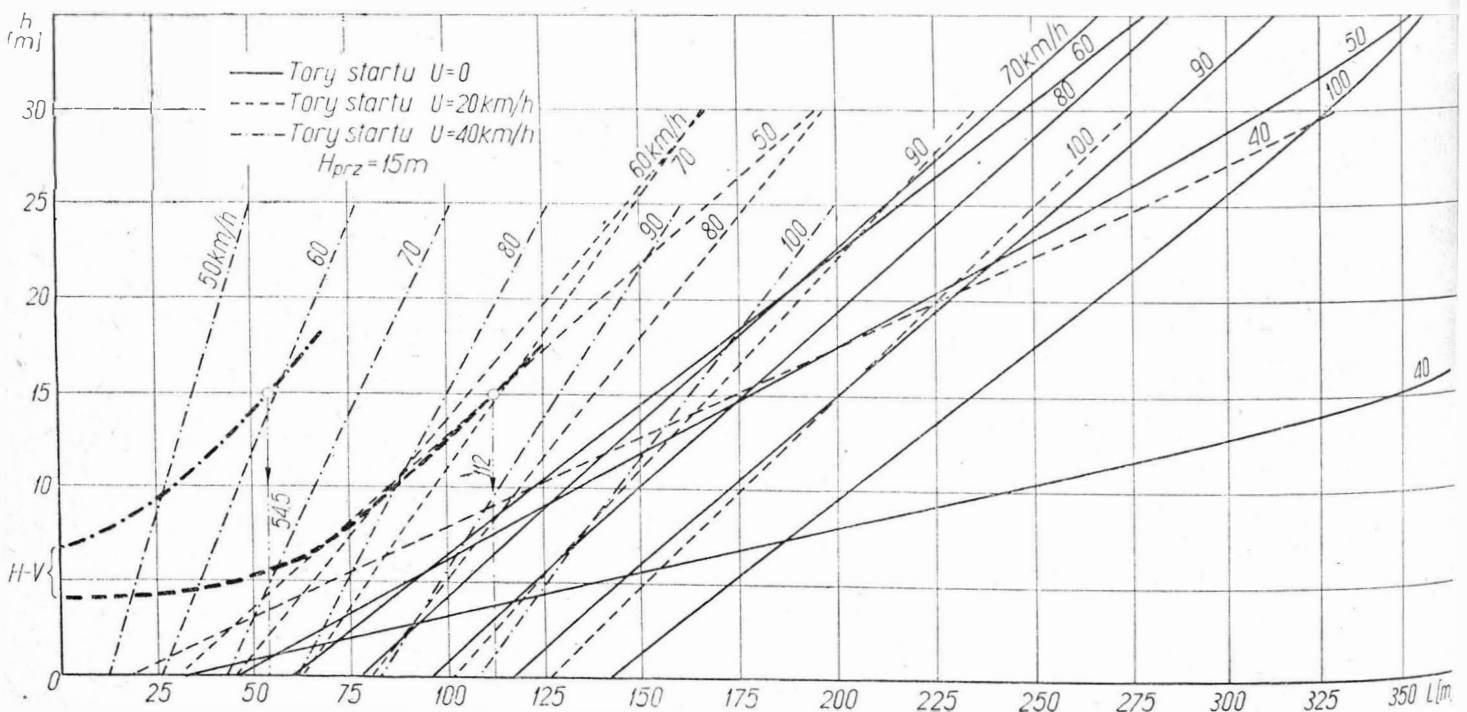
Operację wykreślenia profili startów wykonać należy dla różnych prędkości wiatru U . Wyniki tego działania dla

dwóch skrajnych wysokości rozważanego zakresu położenia miejsca startu (0—2500 m) przykładowego śmigłowca o ciężarze $Q = 2500$ kG i maks. mocy silnika $N = 575$ KM, przedstawiają wykresy rys. 14 i 15. Nie uwzględniono na nich profili startów po rozpędzeniu do prędkości poniżej 40 km/h, gdyż wiadomo, że dla śmigłowców jednosilnikowych start taki jest zawsze niebezpieczny. Charakterystyczne jest dla wysokości bliskiej pułapowi zawisu śmigłowca, że najkrótszą odległość startu na przeszkodę w warunkach bezwietrznych uzyskuje się po rozpędzeniu do stosunkowo dużej prędkości 60 km/h.

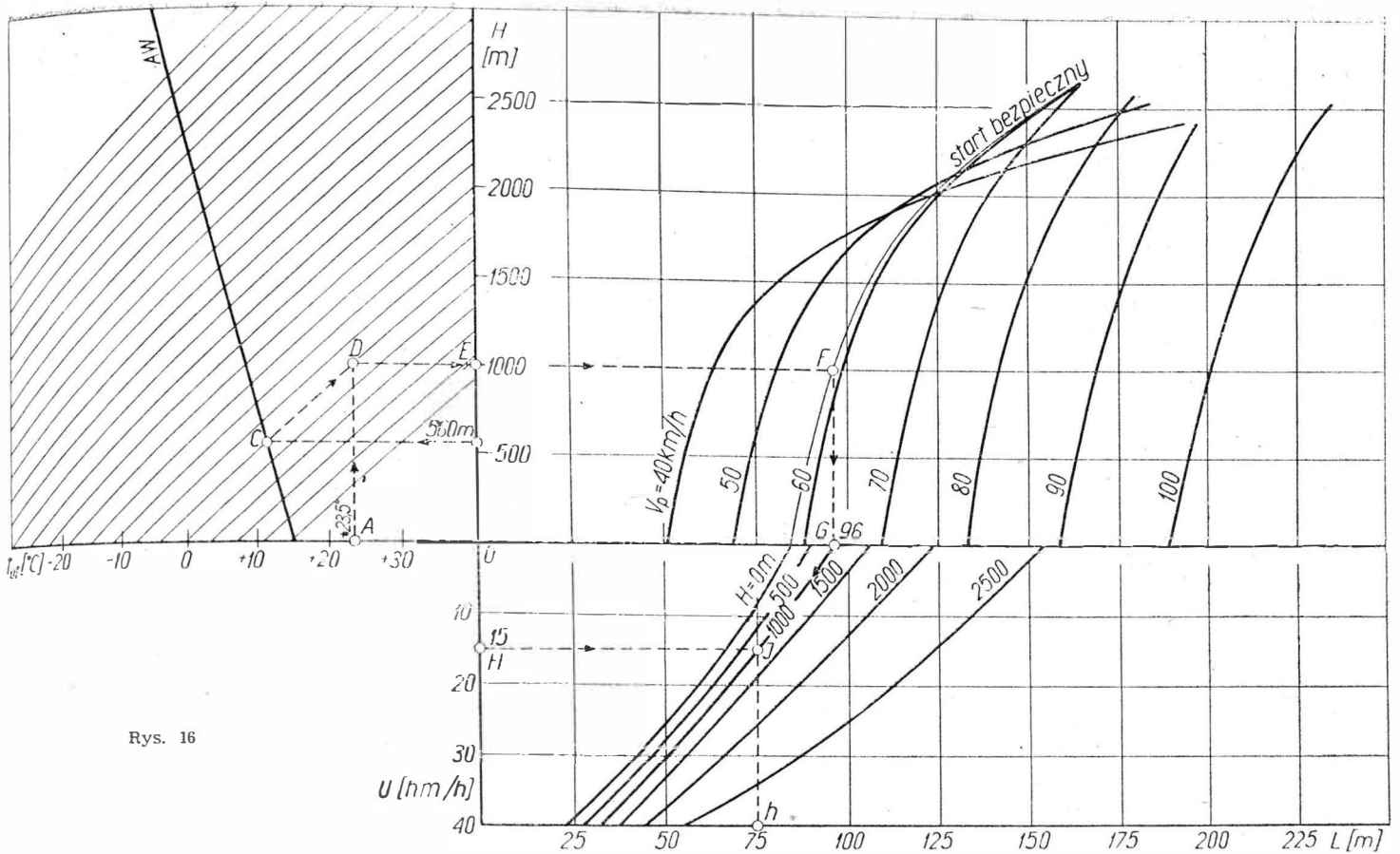
Prędkość ta leży poza obszarem ograniczonym przez wykres $H-V$, na profile startów w warunkach $V = 0$ nie niesiono dlatego linii granicznej, dokonano tego tylko dla profili startów pod wiatr.



Rys. 14



Rys. 15



Rys. 16

Korzystanie z dużej ilości wykresów nie jest zbyt wygodne, dlatego dane, odczytane ze zbiorów profili startów na różnych wysokościach, gromadzi się na jednym wykresie, wykonanym w układzie współrzędnych odległość — wysokość npm, na którym podane zostają długości startu na przeszkodę oraz najkrótsze odległości startu bezpiecznego. Wykres ten uzupełniony zostaje dwoma innymi:

a) wykresem w układzie współrzędnych $U-L$ (prędkość wiatru czołowego — odległość), pozwalającym na korygowanie długości startu bezpiecznego o wpływ wiatru,

b) wykresem tzw. krzywej dnia, wykonanym w układzie współrzędnych $t_{ot}-H$ (temperatura otoczenia — wysokość npm), który pozwala na uwzględnienie odchylenia temperatury od wartości standardowych przez przejście z wysokości ciśnieniowej na wysokość gęstościową.

W rezultacie powstaje nomogram, przykład którego przedstawia rys. 16. Powinien on stanowić, zdaniem autora, część instrukcji użytkownika śmigłowca w locie.

Sposób posilkowania się nomogramem wyjaśnia przykład:

Niech śmigłowiec startuje z terenu położonego na wysokości 560 m npm przy temperaturze $+23,5^{\circ}\text{C}$ i wietrze czołowym 15 km/h.

Z p. A na osi temperatur, odpowiadającego temperaturze $+23,5^{\circ}\text{C}$, poprowadzona zostaje linia pionowa w górę, a z p. B na osi wysokości, odpowiadającego wysokości 560 m npm, linia pozioma do przecięcia z grubą linią atmosfery wzorcowej (p. C). Idąc z p. C wzdłuż cienkiej

ukośnej linii pomocniczej osiąga się w p. D przecięcie z pionową linią temperatury. Linia pozioma poprowadzona z D do osi wysokości przecina ją w p. E, wyznaczając gęstościową wysokość startu $H = 1000$ m npm. Idąc dalej poziomo od p. E w prawo, dochodzi się do linii bezpiecznego startu w p. F. Rzut pionowy na oś odległości wyznacza w p. G długość startu bezpiecznego w pogodę bezwietrzną $L = 96$ m. Uwzględnienie wiatru następuje przez przeprowadzenie z p. H, odpowiadającego prędkości wiatru $U = 15$ m/s, linii poziomej do przecięcia z linią wysokości 1000 m (p. J). Rzut pionowy z p. J na oś odległości wyznacza w p. K poszukiwaną długość startu bezpiecznego w istniejących warunkach = 75 metrów.

Każdy start z większego oddalenia od przeszkody będzie startem bezpiecznym, zaś z oddalenia mniejszego — startem niebezpiecznym.

Literatura

1. W. D. Jepson — „Some Considerations of the Landing and Take-Off Characteristics of Twin Engine Helicopters”, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 7, No. 4, October 1962
2. R. Witkowski — „Uniwersalna metoda wyznaczania podstawowych osiągnięć śmigłowca”, Prace Instytutu Lotnictwa, rok 1962, nr 17
3. R. Witkowski — „Sprawozdanie ze skróconych państwowych prób kontrolnych śmigłowca SM-1 wersji łącznikowej”, Instytut Lotnictwa — Zakład Badań w Locie, listopad 1959
4. P. Brotherhood — „Flow Through a Helicopter Rotor in Vertical Descent”, R&M No. 2735, London 1952

Pomiar temperatur płomieni metodą odwróconych linii spektralnych

W artykule podano zasadę pomiaru temperatury płomieni metodą odwróconych linii spektralnych oraz omówiono rodzaje wzorcowych źródeł światła, związki chemiczne do barwienia płomieni, wpływ koncentracji związku w płomieniu na wyniki pomiaru, sposoby barwienia płomieni i przeprowadzono analizę błędów pomiarowych.

Wstęp

Pomiary temperatur płomieni są związane w sposób bardzo ścisły z wszelkimi badaniami w dziedzinie procesów spalania w silnikach, z pracami nad rozwojem konstrukcji silników oraz z ich kontrolą podczas pracy.

Prawidłowe jednak przeprowadzenie pomiarów napotyka na poważne trudności. Są one związane z problemami materiałowymi, wywołanymi przez wysokie temperatury w badanym ośrodku, ze złożonym charakterem zjawisk wymiany ciepła pomiędzy sondą pomiarową (w przypadku bezpośrednich metod pomiaru), gazem a ściankami komory spalania, z koniecznością stosowania często bardzo skomplikowanej w budowie i obsłudze aparatury pomiarowej, wreszcie z samym pojęciem temperatury. Wymienione trudności spowodowały, że nie istnieje obecnie żadna metoda pomiaru wysokich temperatur płomieni, którą można by uznać za podstawową i powszechnie stosowaną.

Bardzo intensywne badania prowadzone na świecie w tej dziedzinie doprowadziły do stworzenia dużej ilości metod pomiaru i urządzeń pomiarowych, z których w każdym konkretnym przypadku należy wybrać nie tylko najdogodniejszą, ale i najwłaściwszą z uwagi na warunki pomiaru, wysokość mierzonej temperatury, rodzaj ośrodka, w którym dokonywany będzie pomiar temperatury itp.

W ostatnich latach, wraz z rozwojem badań nad palnikami plazmowymi, zjawiskami związanymi ze spalaniem detonacyjnym oraz z niestatecznością spalania w różnego typu komorach, wzrosło znaczenie metod optycznych pomiaru temperatury, a wśród nich metody opartej na pomiarze wartości natężenia określonych linii spektralnych, bądź też na ich odwróceniu. Szczególnie przy pomiarach wysokich statycznych temperatur płomieni, wielu badaczy z powodzeniem stosuje wymienioną metodę odwróconych linii spektralnych.

Zasada pomiaru temperatury metodą odwróconych linii spektralnych

W metodzie tej pomiaru temperatury płomienia dokonuje się najczęściej za pośrednictwem rezonansowych linii D sodu. Uproszczony schemat urządzeń stosowanych przy użyciu powyższej metody pokazuje rys. 1.

Do strumienia gazu doprowadza się za pomocą odpowiedniego urządzenia zasilającego pierwiastek, którego linie rezonansowe mają być podstawą pomiaru temperatury płomienia. Dość często takim pierwiastkiem jest sód doprowadzany w postaci związku, np. NaHCO_3 , NaCl , bądź jako roztwór wodny, bądź jako proszek. Przez tę warstwę gazu, zawierającą pary sodu, przepuszczone zostaje światło pochodzące ze źródła o znanej zależności między natę-

żeniem prądu a temperaturą. W zastosowaniach praktycznych korzysta się z reguły z lampy o włóknie w postaci taśmy wolframowej, cechowanym w oparciu o ciała doskonale czarne. Po przejściu przez gaz światło jest kierowane na szelinę spektroskopu. Jeśli temperatura porównawczego źródła światła jest wyższa od temperatury gazu, to rezonansowa linia sodu w widmie (wykorzystuje się z dwóch rezonansowych linii sodu linię o długości $\lambda = 0,5890 \mu$) będzie ciemniejsza od otaczającego ją widma ciągłego, jeżeli natomiast stosunek temperatur jest odwrotny, to linia sodu będzie jaśniejsza od otaczających ją obszarów widma. Stosując prawo Kirchhoffa można udowodnić, że w momencie zaniku linii i zlania się jej z tłem na skutek osiągnięcia odpowiedniej temperatury przez źródło porównawcze, temperatura płomienia równa jest temperaturze włókna lampy wzorcowej. Dalsza zmiana natężenia prądu zasilającego lampę powoduje odwrócenie kontrastu, to znaczy, jeżeli linia była ciemniejsza od tła — staje się teraz jaśniejsza i odwrotnie (stąd nazwa metody). Jak już zaznaczono w punkcie „zrównania” natężenie źródła światła równa jest natężeniu płomienia (sodu) i niepochońiętej przez płomień części światła lampy, co powoduje, iż rezonansowe linie D widma sodu znikają na tle ciągłego widma lampy wzorcowej. Można wtedy napisać [lit. 1], że:

$$T_r = T_f$$

gdzie:

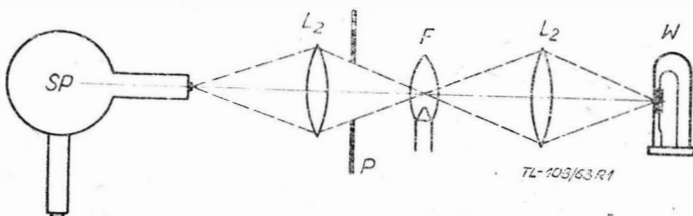
- T_r — temperatura wzorcowego źródła światła,
- T_f — temperatura badanego płomienia.

Wartość temperatury T_f określa się z krzywej cechowania lampy wzorcowej. Krzywa ta, przedstawiająca zależność natężenia prądu I zasilającego lampę od temperatury T włókna lampy, określona może być za pomocą pirometru optycznego. Wartość natężenia prądu odczytuje się za pomocą amperomierza.

Wstępne prace badawcze prowadzone nad metodą odwróconych linii spektralnych

Optyczną metodę pomiaru temperatury jako jedną z pierwszych zastosował w 1902 roku Kurlbaum. Natomiast Féry [lit. 2] oraz Bauer [lit. 3] pierwsi zastosowali barwienie płomienia związkami sodu i za pośrednictwem jego rezonansowych linii dokonywali pomiarów temperatury płomieni bunsenowskich. Nieco dalej w swych badaniach posunęli się Henning i Tingwaldt [lit. 4], którzy metodą odwróconych linii sodu użyli do mierzenia maksymalnej temperatury płomienia acetyleno-tlenowego. Godne uwagi jest także podkreślenie przez Loomisa i Perrota [lit. 5] faktu, iż prawo Kirchhoffa, przedstawione w swej klasycznej postaci, może być zastosowane tylko wtedy, gdy emisja $E_j(\lambda, T_f)$ i absorpcja $A_j(\lambda, T_f)$ danego płomienia odnoszą się do dokładnie tego samego procesu, innymi słowy konieczne jest, aby absorbowana energia była całkowicie zamieniona na ciepło lub promieniowanie o tej samej długości fali, jak energia emitowana i odwrotnie — energia emitowana w postaci danej linii spektralnej powinna prezentować tylko energię cieplną lub absorbowaną energię o tej samej długości fali.

Kohn [lit. 6] oraz Prinsheim [lit. 7] stwierdzili na podstawie badań emitowanego i absorbowanego przez płomień promieniowania (badano spalanie gazu ziemnego w zakresie temperatur od 900°C do 1800°C), że w rozpatrywanym przez nich zakresie temperatur można w zupełności stosować prawo Kirchhoffa do płomieni zabarwionych para-



Rys. 1. Uproszczony schemat optyczny stoiska do pomiaru temperatury płomieni metodą odwróconych linii spektralnych. SP — spektroskop, P — przesłona o regulowanej szelinie, F — badany płomień, W — wzorcowe źródło światła, L_1, L_2 — soczewki

metali alkalicznych, gdyż zachodzi tu czyste promieniowanie termiczne. Poza tym Frank i Jordan [lit. 8] twierdzą, że warunki dla promieniowania czysto termicznego są tym lepsze, im wyższa jest temperatura (oczywiście w pewnych granicach, zależnych m.in. od rodzaju spalanej mieszaniny) płomienia, co umożliwia także pomiar metodą odwróconych linii spektralnych temperatury płomieni acetyleno-tlenowych.

Wymienieni już Henning i Tingwaldt w badaniach swych zajmowali się również spektralną zdolnością odbijania promieni świetlnych wzorcowego źródła światła przez płomień barwiony związkami sodu. Stwierdzili oni, że zdolność ta w danym zakresie długości fal jest tak mała, iż można ją pominąć. Nowsze jednak badania [lit. 9] wykazują, że w przypadku bardzo dużej koncentracji atomów sodu w płomieniu należy stosować poprawkę na odbicie, która wynosi około 1% wartości zmierzonej temperatury.

Zalecane rodzaje oraz właściwości wzorcowych źródeł światła

Jako wzorcowe źródło promieniowania [lit. 10], które daje natężenie światła odpowiadające określonej temperaturze barwnej, można stosować projekcyjne lampy kinowe na napięcie 110 V o mocy 500 W lub 1000 W. Element świecący wykonany jest ze zwiniętego w gęstą spiralę druczka wolframowego, umieszczonego w jednej płaszczyźnie. W warunkach całkowitego obciążenia zmiana natężenia prądu o 1% wywołuje zmianę temperatury barwy o 10°K do 12°K.

Jak wykazuje literatura [lit. 4], przy temperaturach niższych od 1500°C, temperaturę porównawczego źródła światła można regulować z dokładnością $\pm 5^\circ\text{C}$, zaś do 2300°C — z dokładnością $\pm 10^\circ\text{C}$. Pożądane jest jednak, aby element świecący lampy, którego natężenie światła powinno odpowiadać określonej temperaturze barwy, wykonany był z wolframowej taśmy. Na niej zaznacza się w określony sposób wybrane miejsce i tylko to miejsce odwzorowuje się na płomieniu w czasie dokonywania pomiarów.

Autorzy pracy [lit. 11] użyli, jako wzorcowego źródła światła, wolframowej lampy łukowej firmy General Electric typu 4-T-20 o natężeniu 20 A, której temperatura określana była za pomocą pirometru optycznego (cechowania dokonywano z obu stron lampy z dokładnością do $\pm 5^\circ\text{C}$). Podczas pomiaru zastosowano ekran, który dopuszczał tylko promienie świetlne z powierzchni płomienia równej powierzchni odwzorowanego na płomieniu krateru jednej z elektrod lampy.

Najczęściej stosowane związki chemiczne do barwienia płomieni

Zazwyczaj płomień barwi się litem, sodem i potasem. Wyżej wymienieni badacze [lit. 11] otrzymali na podstawie prowadzonych przez siebie pomiarów następujące wartości temperatury (w °C):

Tablica 1. Rzeczywista temperatura płomienia

Nr pomiaru	Przy użyciu sodu $\lambda = 0,589 \mu$	Przy użyciu litu $\lambda = 0,671 \mu$	Rzeczywista temperatura płomienia w °C		Różnica w °C
			Na + 26 °C	Li - 2°	
1	186	1888	1887	1886	-1
2	1857	1893	1883	1891	+8
3	1870	1888	1896	1886	-10
4	1857	1878	1883	1876	-7

Z tabelki widać, że dla rezonansowych linii litu poprawka (-2°C) na temperaturę barwy jest tak mała, iż można ją pominąć, co sugerują również autorzy pracy [lit. 4].

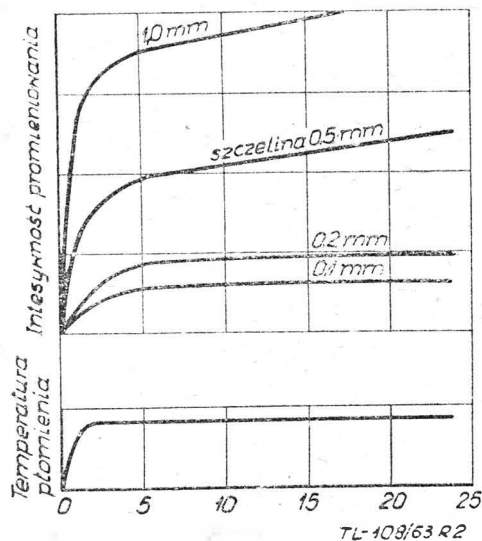
Literatura [lit. 11] podaje także, że dla zmierzenia temperatury płomieni gazowych lepszą dokładność dają linie litu, co uzasadnia się mniejszą wrażliwością tego pierwiastka na wpływ braku równowagi termicznej w płomieniu. Oko ludzkie mniej jest jednak czułe na czerwony obszar widma, a więc pomimo, że absolutny rezultat może być lepszy — to końcowa dokładność pomiaru będzie mniejsza. Stwierdzono również [lit. 11], że temperatura

płomienia, określona za pomocą soli talu, jest niższa o około 100°C do 140°C od wartości temperatur otrzymywanych za pomocą linii sodu lub litu. B. Lewis i G. Elbe [lit. 12] fakt ten tłumaczą możliwością przejścia atomu talu ze stanu pobudzonego do dwu niższych poziomów energetycznych, co powoduje emitowanie zielonej linii o długości fali 0,535 μ i ultrafioletowej linii 0,37776 μ . W wyniku istnienia tego przejściowego stanu wzbudzenia linia 0,535 μ ma mniejszą intensywność niż w przypadku, gdyby tego stanu nie było. Otrzymana temperatura ma więc niższą wartość, aniżeli wynosi ona w rzeczywistości.

Nasycenie płomienia posiewem oraz jego wpływ na wartość otrzymywanej temperatury

J. H. Awbery i E. Griffiths [lit. 13] przebadali natomiast jakościowy wpływ grubości płomienia na wynik pomiaru jego temperatury stwierdzając, że wpływ ten istnieje i zależy jest od koncentracji atomów sodu w płomieniu. W granicach jednak 12 do 50 mm grubość płomienia nie ma istotnego wpływu na wynik. Aby mieć wszakże pewność prawdziwości otrzymywanej wartości temperatury, pożądane jest stosowanie grubego płomienia [lit. 13].

Do podobnych wniosków doszli również zajmujący się powyższym zagadnieniem badacze z Charkowskiego Instytutu Miar i Przyrządów Pomiarowych [lit. 14]. Zastosowali oni w tym celu specjalny palnik, który dawał możliwość zmiany grubości płomienia w zakresie od 1 do 170 mm, przy zachowaniu stabilności wszystkich pozostałych parametrów. Otrzymana wartość temperatury zawierała się w granicach 1800°C. W czasie dokonywania pomiarów koncentracja atomów sodu w płomieniu wahała się w granicach od 0,16 · 10⁻³ do 0,37 · 10⁻³ G sodu na litr mieszaniny spaliny-powietrze. Wyniki tych badań dowodzą, że intensywność promieniowania tym bardziej zależy od grubości płomienia, im większa jest szczelina monochromatora. Tak więc przy koncentracji atomów 0,16 · 10⁻³ G sodu intensywność promieniowania przybierała stałą wartość przy szerokości szczeliny 0,1 mm i grubości płomienia od 70 mm wzwyż (temperatura przybierała stałą wartość przy grubości płomienia już 14 mm), natomiast przy koncentracji 0,37 · 10⁻³ G sodu dla szerokości szczeliny 0,1 mm stała wartość intensywności występowała już przy grubości płomienia 28 mm (temperatury zaś już przy grubości



Rys. 2. Zależność intensywności promieniowania oraz rejestrowanej wartości temperatury od grubości płomienia dla płomienia zawierającego sód

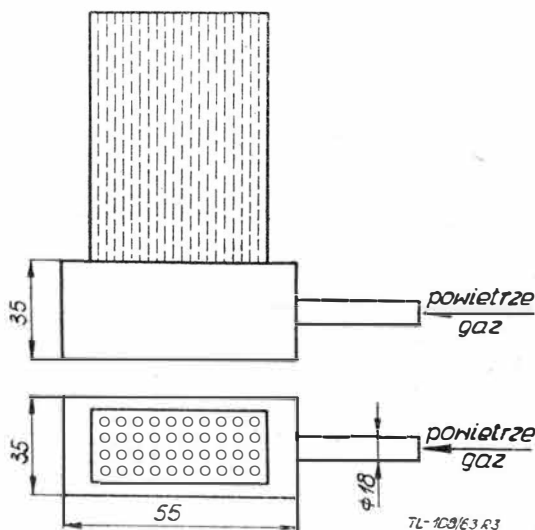
7 mm). Na podstawie powyższych badań stwierdzono, że przy szerokości wejściowej szczeliny monochromatora, równej 0,1 mm, intensywność promieniowania początkowo rośnie wraz z grubością płomienia, następnie zaś wzrost ten zostaje zahamowany i krzywa przechodzi w prostą równoległą do osi odciętych (rys. 2). Fakt ten, jak twierdzi W. W. Kandyba, świadczy o istnieniu zjawiska nasycenia, to jest osiągnięcia przez intensywność promieniowania atomów sodu wartości granicznej, odpowiadającej intensywności promieniowania ciała czarnego przy danej temperaturze i długości fali.

Podobne wyniki otrzymał także autor pracy [lit. 15], dokonując badań temperatury płomienia spalanej w prostokątnym palniku Bunsena mieszaniny tlenku węgla i powietrza (płomień barwiono wodnym roztworem NaCl). Na fotokomórkę padało promieniowanie sodu, emitowane przez 1 cm³ przedniej części płomienia. Grubość płomienia zmieniano przez odcinanie jego części za pomocą specjalnego ekranu. Badania te wykazały, że już przy grubości płomienia, równej 10 mm, przy odpowiednio wysokiej koncentracji atomów sodu w płomieniu można otrzymać warunki odpowiadające monochromatycznemu promieniowaniu ciała czarnego. Teoretycznie powyższe warunki mogą być osiągnięte przy mniejszej jeszcze grubości płomienia, w praktyce jednak trudno byłoby zapewnić wtedy niezbędnie wysoką koncentrację atomów sodu w płomieniu [lit. 15]. Z rys. 2 widać również, że przy zwiększeniu szerokości szczeliny monochromatora efekt nasycenia znika, co badacze [lit. 15] tłumaczą naruszeniem warunku istnienia promieniowania ciała czarnego, odpowiadającego danemu promieniowaniu linii D sodu. Autorzy pracy [lit. 14] stwierdzają, że podczas doświadczeń przez nich prowadzonych promieniowanie nasycenia miało miejsce przy grubości płomienia 30 ÷ 40 mm, dla mniejszych zaś grubości płomienia należy podnieść koncentrację atomów sodu powyżej $0,37 \cdot 10^{-3}$ g sodu na 1 litr.

Na podstawie powyższych rozważań widać, jak ważną rzeczą jest przy pomiarze temperatury metodą odwróconych linii sodu sposób zabarwienia płomienia oraz postać i rodzaj użytego związku.

Stosowane sposoby barwienia płomienia

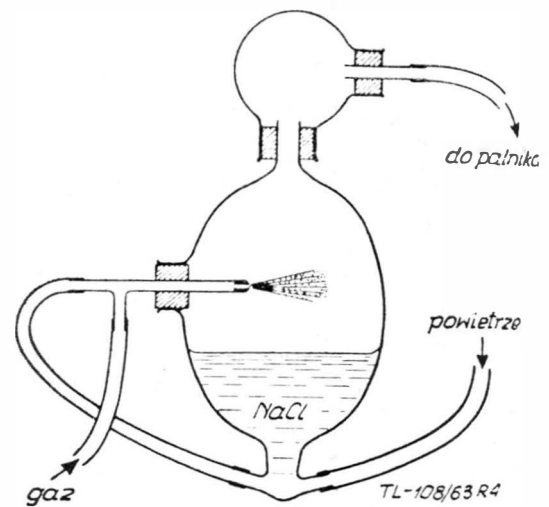
G. Ribaud, Y. Laure i H. Gaudry [lit. 16] stwierdzają, iż w przypadku barwienia całego płomienia, promieniowanie emitowane jest przez sód z całej grubości płomienia, co daje średnią wartość temperatury na wskroś płomienia, nawet z jego stref chłodniejszych. Tak więc dość istotną rzeczą jest ograniczenie barwienia tylko do obszaru jednolitej temperatury, który zazwyczaj jest rejonem temperatury maksymalnej [lit. 16]. Obszar ten leży w osi płomienia i poddany jest mniejszemu wpływowi ochładzania, niż skrajne rejony. Okazuje się przy tym, że najlepszy skutek w barwieniu płomienia otrzymuje się, gdy stożki spalania laminarnego są jak najmniejsze. Literatura [lit. 16] nie zaleca również stosowania do badań temperatury płomienia metodą odwróconych linii sodu palnika Mekera, gdyż gaz jest tu podgrzewany przez metalową siatkę w stopniu, który nie może być dokładnie określony. Nie można więc stosować tego typu palnika, gdy pomiary powinny być dokonywane w ściśle określonych warunkach. Stosuje się palniki o nieco zmodyfikowanej konstrukcji, przystosowanej do powyższej metody pomiaru temperatury. W pracach [lit. 1] i [lit. 11] do badania temperatury gazu świetlnego użyto palnika, złożonego z małego mosiężnego zbiorniczka o wymiarach 5,5 × 3,5 × 3,5 cm. W górnym denku zbiorniczka przewiercono otworki, w których zatopiono dolne



Rys. 3. Palnik gazowy zastosowany w pracach [lit. 1] i [lit. 11] przy pomiarze temperatury płomienia metodą odwróconych linii spektralnych

końce 15 kwarcowych rurek o średnicy 5 mm (rys. 3). Aby ograniczyć wymianę ciepła, rurki okryto papierem azbestowym.

Nawiązując w dalszym ciągu do barwienia płomienia autorzy pracy [lit. 26] stwierdzają (nie zalecając jednak tego sposobu), że w pewnych przypadkach można dokonywać wprowadzając sole sodu do płomienia za pomocą drucika platynowego pod warunkiem jednak, że nie ma on udziału w reakcjach chemicznych, zachodzących w płomieniu (platyna działa jako katalizator w płomieniach zawierających związki fosforu, siarki i krzemu). Inny sposób polegał [lit. 11] na wprowadzaniu sodu przez przepuszczenie powietrza (miesza się on dalej z gazem palnym) przez rurkę kwarcową, w której umieszczone były trzy aluminiowe łódeczki, zawierające sole sodu. Rurka kwarcowa ograniczona była spiralą elektryczną do temperatury wystarczającej do wyparowania chlorku sodu w ilości dającej wraźnie linię widmową. Natrafiono jednak na znaczną trudność w utrzymaniu stałej koncentracji sodu w płomieniu — jak twierdzą autorzy pracy [lit. 11] — wynikało z tego, że do palnika szło powietrze już podgrzane. Kluczem więc było powtórne ostudzenie powietrza do temperatury otoczenia przez przepuszczenie go przed zmieszaniem z gazem palnym przez spiralny przewód, zanurzony



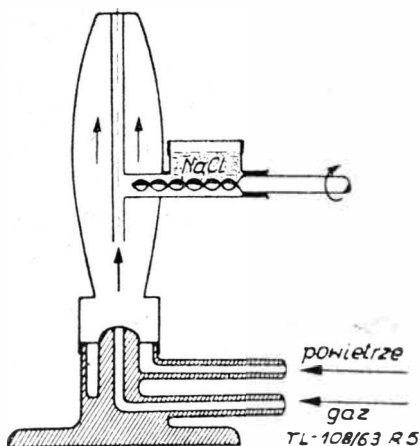
Rys. 4. Komora wytwarzająca zawiesinę wodnego roztworu NaCl w powietrzu

w zimnej wodzie. Ze względu jednak na powyższe trudności w ostatecznych badaniach zastosowano wtrysk wodnego roztworu soli sodu w postaci zawiesiny, otrzymywanej przez wymieszanie się gazu i wodnego roztworu NaCl w specjalnej komorze (rys. 4). Ten sam sposób barwienia płomienia związkami sodu zastosowano również w badaniach opisanych w [lit. 17, 15, 18].

Chłodzący wpływ rozpylonego roztworu soli sodu na temperaturę płomienia badano [lit. 11] przez umieszczenie drucika platynowego w nieoświetlonej lampie części płomienia i odczytanie jego temperatury za pomocą termometru optycznego, gdy istnieje wtrysk soli do płomienia i gdy go nie ma. Literatura [lit. 5] podaje, że zmierzany w czasie badań chłodzący efekt wtrysku do płomienia zawiesiny wodnego roztworu NaCl powodował obniżenie temperatury o około 5° (pomiaru tego efektu dokonano w ten sam sposób, jak w [lit. 11]). Natomiast Hennig i Tingwaldt [lit. 4] w ogóle w prowadzonych przez siebie badaniach tego rodzaju efektu nie zaobserwowali.

Stosuje się także barwienie płomienia parą związków sodu przez umieszczenie na drodze palnej mieszaniny gazu i pary w specjalnym naczyniu z wodnym roztworem NaCl, po przejściu przez który otrzymuje się mieszaninę gazu i pary NaCl. Jednym z częściej stosowanych sposobów barwienia płomienia związkami sodu jest również rozpylanie w płomieniu sproszkowanego NaCl [lit. 15, 16]. Taka mieszanina gazowa przepuszczana jest przez zbiorniczek, w którym mechaniczne mieszadło utrzymuje proszek NaCl w postaci zawiesiny w gazie. Sposób ten daje jednak barwienie płomienia na całej jego grubości, co — jak już zaznaczono — nie posiada pewne ujemne cechy. Skonstruowano więc specjalny palnik [lit. 16], który daje zabarwienie tylko osiowego obszaru płomienia. Palnik ten w osi symetrii posiada rurkę, prze-

która przepływa część mieszaniny gazowej. Spiralna śruba, obracana przez silniczek elektryczny, zaopatruje rurkę w ciągły strumień drobno zmielonego chlorku sodu. Należy także zwrócić uwagę na sposób stosowany przez Hemsalecha i le Watterville'a [lit. 20]. Barwili oni płomień cząstkami sodu odrywającymi z elektrod miedzianych, po-



Rys. 5. Palnik gazowy dający zabarwienie tylko osiowego obszaru płomienia

krtych NaCl, między którymi przeskakiwała iskra elektryczna. Hettel i Smith [lit. 18] również proponują użycie łuku elektrycznego, ale między elektrodami węglowymi, umieszczonymi w tyglu zawierającym sproszkowany NaCl. Zaletą tej metody ma być ograniczenie barwienia płomienia tylko do pewnego jego obszaru.

Wpływ innych czynników na wartość otrzymywanej temperatury

Autorzy pracy [lit. 11] opisują sposób przeprowadzonej przez nich poprawki temperatury ze względu na stratę części promieniowania świetlnego lampy wzorcowej w soczewce umieszczonej między płomieniem a lampą. Poprawkę przeprowadzono w ten sposób, że przecechowano włókno lampy (pirometrem optycznym) raz bez soczewki na drodze promieni świetlnych, padających z lampy na obiektyw pirometru, drugi raz z soczewką. Okazało się, że przy zmianie temperatury od 1600 °C do 1950 °C wpływ soczewki, polegający na zawyżaniu wartości mierzonej temperatury, wzrasta od 11 °C do 21 °C.

Pomiaru absorpcji światła przez soczewkę dokonywali również A. G. Leomis i G. St. Perrot [lit. 17]. Stwierdzili oni, że absorpcja światła przez soczewkę zawyża wartość mierzonej temperatury o 29 °C, ponieważ zaś poprawka

na temperaturę barwy dla światła żółtego wynosi 25÷32 °C, zależnie od temperatury, więc w przybliżeniu obie te wielkości kompensują się.

Korzystając z wyników otrzymanych przez wymienionych poprzednio badaczy oraz z pewnych rezultatów prac własnych, można ocenić średnie wartości błędów systematycznych, które dają elementy składowe stoiska, w sposób następujący:

— błąd wynikły z absorpcji światła przez płomień	— 1 ⁰ / ₀
— błąd wynikły z absorpcji światła przez soczewkę	— 1,2 ⁰ / ₀
— błąd cechowania lampy porównawczej	— 1,3 ⁰ / ₀
— błąd odwzorowania włókna lampy na płomieniu	— 0,2 ⁰ / ₀
— błąd wynikły z pochłaniania promieniowania przez słup powietrza między lampą a płomieniem	— 0,4 ⁰ / ₀
— błąd wskazań amperomierza	— 1 ⁰ / ₀
— błąd odczytu wartości natężenia prądu	— 0,5 ⁰ / ₀
— błąd odczytu wartości temperatury z wykresu $I = f(T_z)$	— 0,5 ⁰ / ₀

Stosując przyrządy o większej klasie dokładności, niewątpliwie można znacznie jeszcze obniżyć wartości otrzymywanych błędów.

W swej klasycznej postaci omawiana metoda pomiaru temperatury płomienia stosowana jest zazwyczaj na stacjonarnych stoiskach badawczych do pomiaru temperatury o stałych wartościach. W postaci zmodyfikowanej stosuje się ją również i do wysokich temperatur szybkozmiennych, występujących w różnego rodzaju komorach spalania.

Literatura

1. Penner S. S. Amer., J. Phys., 17, 422, 1949
2. M. Ch. Féry, Comp. Rend., 137, 909, 1903
3. M. E. Bauer, Comp. Rend., 148, 1756, 1909
4. F. Henning and C. Tingwaldt, Z. Phys., 48, 805, 1928
5. A. G. Loomis, G. St. Perrot, Ind. Eng. Chem. Vol., 20, 10, 1005, 1929.
6. Kohn, Ann. Physic, 44, 749, 1914
7. Prinsheim, Physik Z., 14, 129, 1913
8. Frank, Jordan — Anregung von Quantensprungen
9. A. G. Geydon, H. G. Wolfgard — Płamja, jego struktura, izlucezenie i temperatura, 1959
10. K. Kohlrausch — „Fizyka laboratoryjna”, t. I, 1959
11. Jones, G. W., Lewis, J. B. Priauf and G. St. Perrot, J. Am. Chem. Soc., 3, 869, 1931
12. B. Lewis and G. von Elbe, Engineering, 139, 168, 1935
13. E. Griffiths and I. H. Awbery, Proc. Royal. Soc. of London ser. A, 123, 401, 1929
14. W. W. Kandyba, Izv. A.N. ZSRR (seria fiz.) tom 12, 4, 387, 1948
15. H. F. Quinn Cond. J. Res., 28A, 411, 1950
16. G. Ribaud, Y. Laure and Gaudry, J. Inst. Fuel Vol XII, S18, 1939
17. A. G. Loomis and G. St. Perrot, Ind. Eng. Chem. Vol 20 nr 10, 1004, 1928
18. H. C. Hottel and Smith, Trans. Amer. Soc. Mech. Eng., 57, 463, 1935
19. H. Panay, Thèse Paris, 1937
20. Hemsalech and le Wattville, C. R. Acad. 147, 338, 1907

PRZYPOMINAMY

Czas odnowić prenumeratę

„Techniki Lotniczej“

na III kwartał br.

Własności grubych powłok anodowych na stopie lekkim AK 6-1

Wstęp

Rozwój technologii anodowego utlenienia aluminium i jego stopów przyniósł w ostatnich latach procesy pozwalające na uzyskanie twardych i grubych warstw tlenku aluminium. Twarde, dobrze związane z podłożem, powłoki tlenkowe uzyskuje się łatwiej na aluminium, trudniej na jego stopach. Składniki stopowe, a zwłaszcza Cu i Si, utrudniają otrzymywanie grubszych warstw tlenkowych. Powłoki mają najczęściej szaroczarne lub czarne zabarwienie, w zależności od składu stopu i warunków procesu anodowania. Przyczepność warstwy jest najlepsza dla Al, słabsza dla stopów, w szczególności siluminów. Grubość uzyskiwanych powłok wynosi 100—250 μ , a nawet do 600 μ , zależnie od technologii i składu stopu.

Sposoby uzyskiwania grubych powłok anodowych opisane są w dosyć licznych patentach i publikacjach wymienionych w pracy [lit. 1]. Według tych danych anodowanie prowadzone jest w roztworze wodnym H_2SO_4 , podobnie jak w metodach konwencjonalnych. Natomiast stężenie, temperatura elektrolitu i parametry prądowe są inne.

Warstewki tlenkowe, otrzymywane dotychczas stosowanymi metodami, mają grubość rzędu 5—30 μ . Oksydowanie odbywa się w roztworze kwasu siarkowego lub chromowego, rzadziej w roztworze kwasu szczawowego. Przy przejściu prądu przez elektrolit, w którym anodą jest przedmiot wykonany z Al lub jego stopów, a katodą w zasadzie dowolna elektroda metalowa nie rozpuszczająca się w elektrolicie, wydzielający się tlen reaguje z anodą tworząc warstewkę Al_2O_3 . Warstewka ta początkowo narasta szybko, następnie coraz wolniej ze względu na utrudniony przepływ prądu przez wytworzoną dielektryczną warstewkę tlenku. Równocześnie jednak następuje rozpuszczanie w roztworze kwasu powstającej warstwy tlenków. Zmniejsza się wówczas grubość warstwy, powodując powstawanie w niej porów, co z kolei ułatwia przepływ prądu do metalu. Po ustaleniu się równowagi szybkości narastania powłoki i rozpuszczania jej przez elektrolit, grubość warstwy anodowej praktycznie nie ulega zmianie. Grube powłoki anodowe otrzymuje się w optymalnych warunkach utleniania. Ze wzrostem stężenia roztworu H_2SO_4 wzrasta szybkość utleniania, osiągając maksimum przy 30% H_2SO_4 , jednocześnie jednak bardzo szybko rozpuszcza się warstwa tlenkowa. Z tego powodu w praktyce używane są mniejsze stężenia kwasu. Szybkość rozpuszczania warstwy Al_2O_3 zależy przede wszystkim od temperatury elektrolitu, ze spadkiem temperatury rozpuszczalność maleje. Większość opatentowanych procesów tego typu przewiduje w związku z tym obniżenie temperatury elektrolitu nawet do 0 °C. Charakterystyczną cechą procesów jest również stosunkowo wysokie napięcie wzrastające w czasie procesu utleniania w zakresie 20—150 V. Wzrost napięcia tłumaczy się tu narastaniem warstwy dielektrycznej. W tych warunkach powstają twarde powłoki o mniejszej ilości porów.

Ze względu na cenne własności, takie jak wysoka twardość, odporność na ścieranie, grube powłoki ochronne znajdują szereg zastosowań technicznych. Dla zebrania materiału doświadczalnego podjęto próbę opracowania i wykonania twardych powłok na stopie AK6-1 oraz przeprowadzono podstawowe badania własności tych powłok. Ze stopu Al, typu AK6-1, wykonany jest szereg części silników lotniczych, narażonych na działanie erozyjne strugi powietrza. Dla ochrony tych części przed korozją atmosferyczną stosowane są powłoki anodowe. Anodowanie przeprowadza się w 3—4% wodnym roztworze kwasu chromowego przy napięciu 40—50 V i gęstości prądu 0,2—1,5 A/dcm², w temperaturze 35—40 °C, w czasie 1 godz. Obowiązujące warunki techniczne procesu przewidują również możliwość anodowania w kwasie siarkowym (180—220 g/l), przy napięciu 12—18 V i gęstości prądu 0,8—1,5 A/dcm², w temperaturze 15—25 °C, w czasie 25—30 min.

W wyniku anodowania części zostają pokryte szczelną powłoką tlenku aluminium, która skutecznie chroni je przed korozją w okresie składowania. W czasie pracy wirników i zabieraków sprężarek ochronna warstwa tlenkowa nara-

zona jest na erozyjne działanie pyłu zasysanego wraz z powietrzem do sprężarki. Na znacznej części powierzchni łopatek cienka warstwa tlenkowa ulega zniszczeniu już po kilku do kilkunastu godzinach pracy. W miejscach powstających ochronnej powłoki rozwija się korozja. Przy przeciętnych warunkach eksploatacji w okresie międzyremontowym korozja sięga znacznej głębokości. Podczas remontu warstwa skorodowana musi być usunięta, przez co łopatek stają się cieńsze. Zapas materiału do usunięcia na grubości łopatek jest niewielki, tak że korozja czyni wirniki i zabieraki niezdolnymi do pracy już po stosunkowo krótkiej eksploatacji.

Analizując przyczyny korodowania omawianych elementów zwrócono uwagę na słabą odporność na erozję dotychczas stosowanych powłok tlenkowych i wysunięto propozycję, że odporność tę można zwiększyć przez zastosowanie powłok o dużej grubości. Do badań przygotowano próbki ze stopu AK6-1 w kształcie walców o średnicy 10 mm, długości 100 mm. Jedną partię poddano anodowaniu według dotychczasowej technologii, a na drugiej wykonano grube powłoki. Dodatkowo zostały wykonane z grubych



Rys. 1. Mikrostruktura warstwy anodowanej (200 X nietraw)

powłokami próbki płaskie 4 × 30 × 250 mm. Metoda wytwarzania grubych powłok anodowych na stopie AK6-1 opracowana przez IMN-Skawina, polega na utlenianiu w 5% roztworze kwasu H_2SO_4 (54 g/l), w temperaturze 0—3 °C, przy napięciu początkowym 38—45 V i gęstości prądu 13 A/dcm² w czasie 30—60 min. Na próbkach badań wykonano dodatkowo powłoki przy stężeniu 1, 2% i 10% H_2SO_4 .

Badanie warstw tlenkowych

A. Mikrostruktura i grubość

Mikrostrukturę i grubość warstw określono na szkiełkach metalograficznych, nie trawionych, wykonanych na próbkach okrągłych, prostopadle do osi próbek. Szlify badały na mikroskopie typu Neophot pod powiększeniem 200 i 125 ×. Na rys. 1 (pow. 200 ×) widać grubą powłokę otrzymaną w 1% roztworze H_2SO_4 . Ma ona budowę porowatą z cienkimi granicami ziarn i z niewielką ilością porów.

Tablica 1

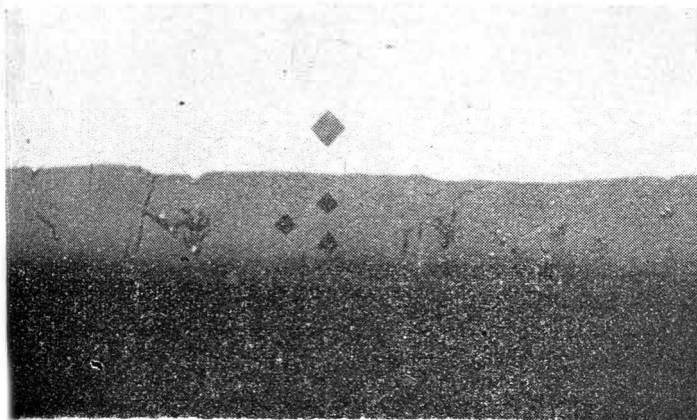
Pomiary grubości warstw anodowych

Rodzaj powłok	Stężenie	Grubość
grube	1% H_2SO_4	100
	2% H_2SO_4	110
	5% H_2SO_4	116
	10% H_2SO_4	75
cienkie	Według obowiązującej technologii	4

ceń i porów. Powłoki otrzymane w 2%, 5% i 10% H_2SO_4 wykazały pod mikroskopem identyczną budowę. Pomiaru grubości na szlifach metalograficznych zestawiono w tabeli. W tabeli podano wartości średnic. Grubości powłok w różnych miejscach wahają się w granicach 10%.

B. Twardość

Twardość mierzono za pomocą mikrotwardościomierza typu Hanemanna na powierzchni powłok, stosując obciążenie 10 G i na szlifach metalograficznych w przekrojach poprzecznych powłok przy zastosowaniu obciążenia 50 G. Twardość powierzchni powłok grubych, otrzymanych w 5% H_2SO_4 , wyniosła 160 ± 25 Hm (przy obciążeniu 10 G). Taką samą twardość powierzchni wykazały powłoki cienkie wykonane według obowiązującej technologii. W przekrojach poprzecznych twardość powłok jest stała na grubości i wynosi 485 ± 15 Hm (przy obciążeniu 50 G) dla próbek utlenionych w 1% i 10% H_2SO_4 oraz 330 ± 15 Hm (przy obciążeniu 50 G) dla próbek utlenionych w 2% i 5% H_2SO_4 . Rys. 2 (pow. 200 X), pokazuje ślady pomiarów twardości w przekroju poprzecznym powłoki otrzymanej w 10% H_2SO_4 .

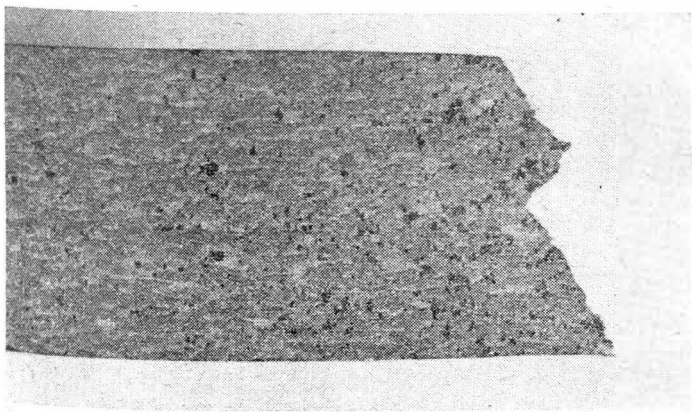


Rys. 2. Pomiar twardości warstwy (200 X nietraw.)

Pomiar twardości powłok w przekroju poprzecznym wykonanych według obowiązującej technologii jest niewykonalny.

C. Przyczepność do podłoża

Przyczepność powłok do podłoża określono na próbkach płaskich: 1) normalnie anodowanych; 2) utlenionych według technologii IMN w 5% H_2SO_4 . Próbkę były rozciągane na maszynie wytrzymałościowej, aż do zerwania. Za miarę przyczepności przyjęto szczelność powłok na bocznych powierzchniach próbek w pobliżu przejomu. Szczelność sprawdzano elektrycznie, wodząc po powłoce igłą, będącą pod napięciem w stosunku do rdzenia. W miejscach z odpryśniętą powłoką następowało iskrzenie pomiędzy igłą a badaną powierzchnią próbki. Pierwsze odpryski grubych powłok wystąpiły przy wydłużeniu względnym próbek, równym około 8%. Przy wydłużeniu około 10%, przy którym



Rys. 3. Próbkę piaska — rozerwana. Widoczne odpryski warstwy anodowej (2 X)

następowało zerwanie próbek, ilość odprysków o średniej wielkości 0,5 mm wyniosła około 20 na 1 cm^2 . Większe odpryski widać na rys. 3 (pow. 2 X). Cienkie powłoki nie utraciły szczelności aż do wydłużenia względnego, równego 10%, to jest do momentu zerwania próbek.

D. Gładkość powierzchni

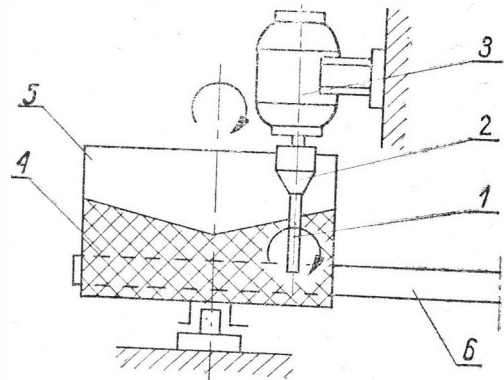
Gładkość powierzchni powłok oceniana przez porównanie z wzorcami. Dla grubych powłok odpowiada ona 4—7 klasie chropowatości, przy czym gładkość poszczególnych próbek utlenionych w jednakowych warunkach różni się w zakresie do dwóch klas, a różnice wzduż niektórych pojedynczych próbek przekraczają jedną klasę chropowatości. Gładkość powierzchni wszystkich próbek przed utlenieniem anodowym była w przybliżeniu jednakowa. Gładkość powierzchni cienkich powłok jest równa gładkości przed anodowaniem i odpowiada 10—11 klasie chropowatości.

E. Odporność przeciwko ścieraniu

Odporność powłok przeciwko ścieraniu badano na stanowisku, którego schemat przedstawia rys. 4. Cylindryczna próbka 1 zamocowana w uchwycie 2 była obracana przez silnik 3 z szybkością 1500 obr/min. Na około $\frac{2}{3}$ swej długości próbka stykała się ze ścierniwem karborundowym 4 o ziarnistości 40, nasypnym do okrągłego naczynia 5. Naczynie było obracane z szybkością około 120 obr/min przez osobny napęd za pośrednictwem paska 6.

W planie pracy przewidywano prowadzenie doświadczenia, aż do całkowitego starcia powłoki określonego elektrycznie w sposób opisany w p. 6.

Powłoka otrzymana obowiązującą metodą została starta po 10 min, natomiast gruba powłoka, otrzymana przez utlenianie w 5% H_2SO_4 , nie starta się po 10 godzinach,



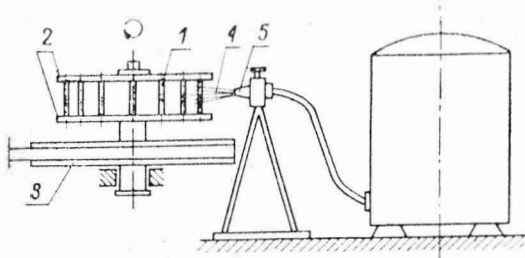
Rys. 4. Schemat stoiska do próby ścierania warstw anodowych

a ubytek jej grubości po tym czasie świadczył o tym, że do całkowitego starcia potrzebna byłaby próba trwająca kilkaset godzin. W związku z tym zaniechano dalszych badań tą metodą.

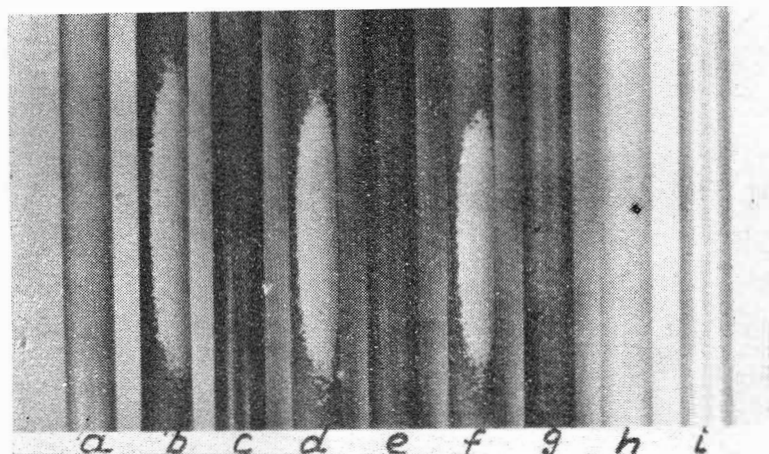
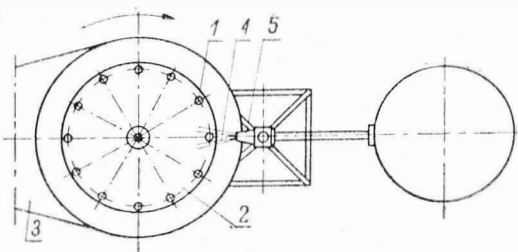
F. Odporność przeciwko erozji

Odporność powłok przeciwko erozji badano na stanowisku, którego schemat przedstawia rys. 5. Próbkę w ilości dwunastu sztuk zamocowano na okręgu koła pomiędzy dwiema tarczami 2. Zespół tarcz z próbkami był obracany przez silnik za pośrednictwem paska 3 z szybkością około 80 obr/min. Próbkę kolejno przecinały strumień piasku 4 o ziarnistości około 300, wytryskający pod ciśnieniem około 6 atm z dyszy piaseczarki 5.

Dzięki stosunkowo szybkiemu ruchowi obrotowemu zespołu tarcz, wszystkie próbki były piaskowane z jednakową intensywnością. Wyniki piaskowania poszczególnych próbek w różniących się okresach czasu mogą być porównywane tylko orientacyjnie, ze względu na konstrukcję piaseczarki nie zapewniającej stałego wydatku piasku, jak również ze względu na szybkie powiększenie się średnicy otworu dyszy w czasie pracy. Rys. 6 przedstawia niepiaskowaną próbkę anodową według obowiązującej technologii. Taką samą próbkę po piaskowaniu w czasie 10 min oznaczono literą b. Powłoka na tej próbce jest całkowicie zniszczona nie tylko od strony dyszy, ale na całej po-



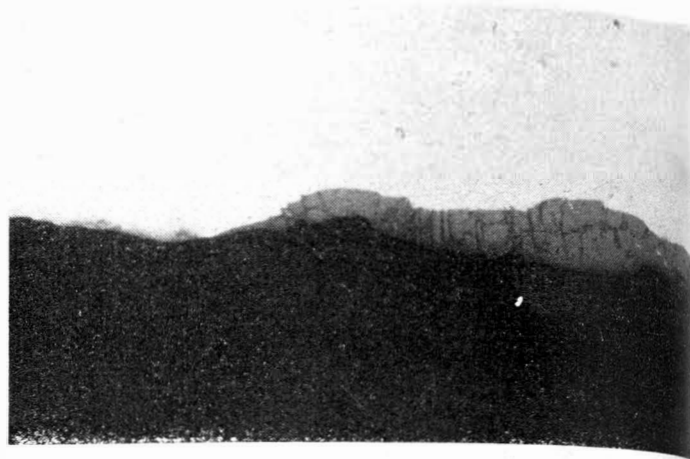
Rys. 5. Schemat stoiska do badań erozyjnych



Rys. 6. Próbkę anodowane przed i po piaskowaniu

wierzchni pod działaniem ziarn piasku odbitych od innych próbek i od tarcz. Na rys. 6-c pokazano niepiaskowaną próbkę z grubą powłoką otrzymaną w 2% H_2SO_4 , a obok taką samą próbkę po piaskowaniu w czasie 10 min (6-d). Na rys. 6-e, f, g, h, przedstawiono kolejno próbki z grubymi powłokami otrzymanymi w 5% i 10% H_2SO_4 niepiaskowane i piaskowane w czasie 10 min. Na próbkach z grubymi powłokami piaskowanie spowodowało zniszczenie powłok tylko w ograniczonych obszarach po stronie przeciwnej dyszy (niewidocznej na fotografii), podczas gdy na częściach obwodu stykających do kierunku strumienia piasku powłoki pozostały nienaruszone.

Najmniejsze zużycie wykazały próbki utlenione w 2% H_2SO_4 , a następnie utlenione w 5% i 10% H_2SO_4 z tym,



Rys. 7. Mikrostruktura grubej warstwy po piaskowaniu (200 X pow. traw.)

że różnice pod tym względem są niewielkie. Rys. 6-d, f, h, Rys. 6-i przedstawia próbkę anodową według obowiązującej technologii, po piaskowaniu w czasie 3 min. Obszar ze zniszczoną powłoką jest na niej w przybliżeniu taki sam jak na próbkach z grubymi powłokami piaskowymi w czasie 10 min.

Rys. 7 (pow. 200 X) pokazuje przekrój grubej powłoki (10% H_2SO_4) na granicy obszaru zniszczonego przez piaskowanie. Widać, że zużycie powłoki następuje głównie przez stopniowy ubytek grubości, związany z wykruszeniami znacznie mniejszymi od grubości powłoki.

Wnioski

Próby ścierania grubych pokryć w stosunku do powłok cienkich wykazały nieporównywalnie większą odporność. W czasie próby nie zauważono odprysków lub nierównomiernego ścierania. Próby odporności na erozję wywołaną strumieniem piasku wykazały, że trwałość grubych powłok tlenkowych jest tylko około trzykrotnie większa w stosunku do powłok wykonanych według obowiązującej technologii. Przyczepność grubych powłok do podłoża jest słabsza niż cienkich, ale wydaje się dostateczna, aby nie ulegały one uszkodzeniom w przeciętnych warunkach pracy.

Ujemną cechą grubych pokryć jest duża nierówność powierzchni. Również anodowanie większych części według opracowanej metody napotyka na trudności techniczne. Specjalne własności, takie jak wysoka twardość i odporność na ścieranie, predestynować mogą grube pokrycia jako ochronę dla części narażonych głównie na zużycie ścierne

Literatura

1. Opracowanie technologii wytwarzania twardych powłok tlenkowych na stopie AK6-1. opracowanie IMN-Skawina (nie publikowane).
2. Własność grubych powłok tlenkowych na stopie AK6-1, opracowanie ITWL (nie publikowane).

PRASA TECHNICZNA

*podnosi wasze kwalifikacje zawodowe —
czytajcie i rozpowszechniajcie*

PRASĘ TECHNICZNA

AMERYKAŃSKI PROGRAM BUDOWY NADDŹWIĘKOWEGO SAMOŁOTU PASAŻERSKIEGO

W związku z szybkim postępowaniem nad francusko-angielskim naddźwiękowym samolotem pasażerskim „Concorde” i składaniem zamówień na ten samolot przez lotnicze towarzystwa amerykańskie zwrócono również w Stanach Zjednoczonych większą uwagę na realizację programu budowy podobnego samolotu amerykańskiego, tym bardziej że cztery amerykańskie linie lotnicze wykazały — w mniej lub bardziej wiążącej formie — gotowość zakupu 29 samolotów. W federalnym urzędzie do spraw lotnictwa FAA utworzono specjalny wydział, zatrudniający stu pracowników, którego zadaniem jest ogólne kierownictwo rozwoju nowego typu samolotu. Dysponując na ten cel funduszem w wysokości 77 394 000 dolarów, FAA zamierza rozdzielić go w następujący sposób: konkurs na projekt wstępny płatowca łącznie z wyposażeniem pokładowym — 43 750 000 dol., prace badawcze w dziedzinie napędu — 9 750 000 dol., konkurs na projekt wstępny silnika — 15 750 000 dol., różne prace badawcze — 5 494 000 dol., kierownictwo programu — 2 650 000 dol. Na cały program rozwoju samolotu rząd przeznacza 750 milionów dolarów, wobec czego koszty programu nie powinny przekroczyć jednego miliarda dolarów (zakłada się 75% udziału państwa), co wydaje się wątpliwe. Wydatki związane z pierwszą fazą prac rozwojowych (projekt wstępny) będą w pełni obciążać uczestników konkursu, w drugiej fazie prac koszty będą rozdzielone w stosunku 75 do 25. Wytwórnia przegrzynająca konkurs otrzyma od rządu całkowity zwrot kosztów, wytwórnia uzyskująca zamówienie — zwrot tylko 75% swych wydatków.

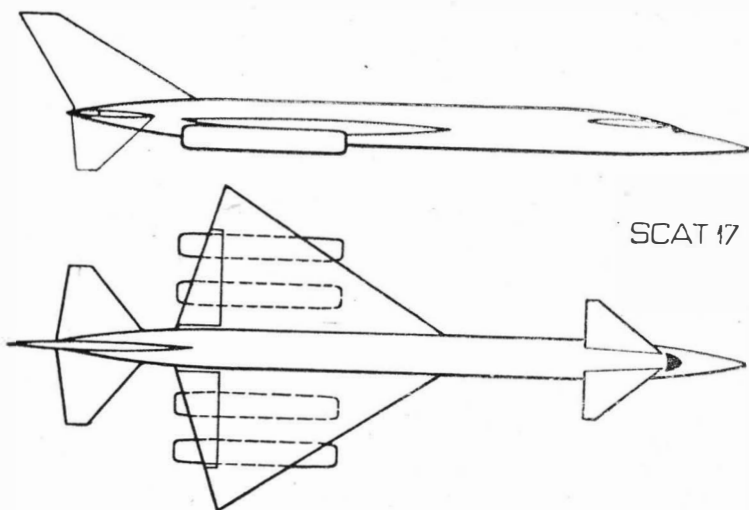
FAA postawiło następujące wymagania odnośnie projektowanego samolotu: prędkość przelotowa $Ma = 2,5$; ciężar użyteczny 11 850 kG, co odpowiada około 125 pasażerom z bagażem; zasięg 1850÷5950 km lotu z prędkością naddźwiękową plus 370÷1850 km lotu z prędkością poddźwiękową (wymagania te przewyższają osiągi samolotu „Concorde”); długość startu i lądowania odpowiednio 2900 i 2130 m; dopuszczalne ciśnienie fali uderzeniowej po dotarciu do ziemi 9,8 kG/cm² w czasie wznoszenia samolotu i 7,3 kG/cm² w czasie przelotu; okres eksploatacji 15 lat, co odpowiada 30 000÷50 000 godzin lotu. Według opinii kierownika programu samolot zaprojektowany zgodnie z powyższymi wymaganiami będzie wykazywał największą ekonomię na trasach o długości powyżej 1600 km i będzie zapewniał zwrot kosztów eksploatacyjnych już przy współczynniku wykorzystania miejsc wynoszącym 50%.

Państwowy urząd badań lotniczych i kosmicznych NASA rozpoczął prace badawcze w dziedzinie naddźwiękowego

samolotu pasażerskiego już przed ośmioma laty: prace te doprowadziły do powstania projektów SCAT 4, 15, 16 i 17 (SCAT — Supersonic Civil Air Transporter).

W konkursie na płatowiec biorą obecnie udział wytwórnie Boeing, Lockheed i North American, w konkursie na silnik — Curtiss-Wright, General Electric i Pratt and Whitney.

Z czterech projektów NASA wytwórnie Boeing i Lockheed zalecają dwa — SCAT 16 i SCAT 17 (FAA uważa je jednak za nieodpowiednie). SCAT 16 został opracowany przez ośrodek badawczy Langley Research Center. Ma on skrzydło o zmiennym skosie, dzięki czemu jego wydłużenie może zmieniać się od 1,4 do 9,3. Dwa silniki są zabudowane pod kadłubem, dwa — nad usterzeniem wysokości. SCAT 17 — projekt Ames Research Center — ma cztery silniki umieszczone pod skrzydłem o kształcie „delta”. Usterzenie wysokości tego samolotu można odchylić do dołu; jego ujemne V zwiększa stateczność kierunkową przy naddźwiękowych prędkościach lotu na dużych wysokościach. Oba projekty są przystosowane do prędkości $Ma = 3$, a do ich budowy przewiduje się nierdzewną stal lub tytan. Nie bierze się pod uwagę konstrukcji ze stopu aluminiowego, ponieważ samolot o prędkości $Ma = 2,5$ zbudowany z takiego materiału byłby cięższy od samolotu o prędkości $Ma = 3$ zbudowanego z tytanu. Do budowy



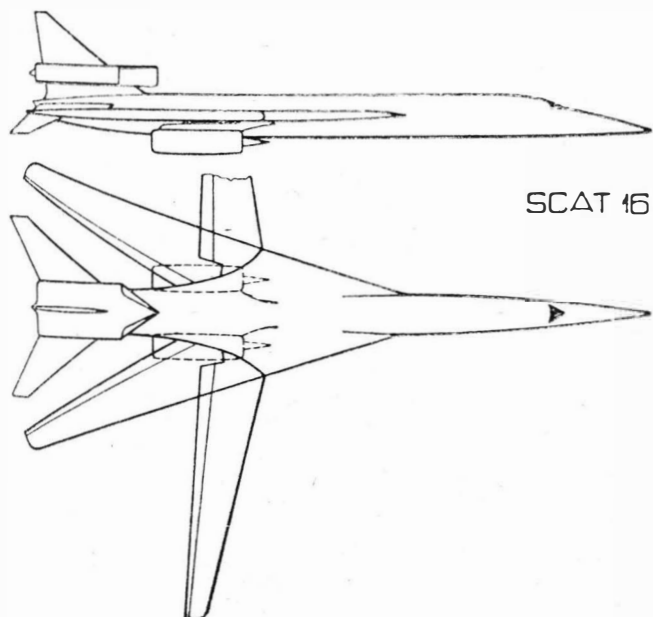
samolotu pasażerskiego nie nadają się również materiały przekładkowe (zastosowane na bombowcu B-70) — skrzydło o stalowej konstrukcji przekładkowej nie tylko byłoby cięższe od skrzydła o konwencjonalnej konstrukcji, lecz również wykazywałoby małą odporność na wilgoć i nie pozwalałoby na wewnętrzną kontrolę, co w przypadku samolotu pasażerskiego jest konieczne.

Dotychczas nie ma silnika o wymaganej do napędu projektowanego samolotu ciągu — 18 000 kG — zarówno silnik General Electric J93, jak i Pratt and Whitney J58 rozwijają ciąg „tylko” 13 600 kG (na temat ciągu silnika Curtiss-Wright brak danych). Wytwórnia General Electric zamierza zabudować z tyłu silnika J93 wentylator z dodatkową komorą spalania w zewnętrznym strumieniu i w ten sposób zwiększyć jego ciąg.

Przypuszcza się, że projektowany samolot będzie miał tylko o 1/3 większy ciężar niż współczesne odrzutowe samoloty pasażerskie (ciężar całkowity jest ograniczony dopuszczalnym ciśnieniem fali uderzeniowej). Hałas wywołany przez samolot w czasie startu nie będzie przewyższał hałasu współczesnych samolotów, ponieważ większy ciąg silników pozwoli na bardziej strome wznoszenie.

W sferach przemysłowych panuje na ogół pogląd, że należy budować samolot o prędkości $Ma = 3$, jednak FAA uważa, że samolot o takiej prędkości powinien być przedmiotem oddzielnego, późniejszego projektu.

W czasie realizacji programu będą jeszcze prowadzone badania w następujących dziedzinach: materiały, szczególnie nierdzewna stal i tytan (zagadnienia wytwarzania, obróbki i wytrzymałości w wysokich temperaturach); paliwa i ole-



je; fale uderzeniowe; naśladowanie warunków lotu; ogólna doskonałość aerodynamiczna; stateczność przy małych prędkościach lotu.

Na początku maja 1964 roku został rozstrzygnięty konkurs na płatowiec z wyposażeniem i silnik. Prace projektowe mają trwać jeden rok. W następnej fazie programu mają być zbudowane i poddane próbom dwa prototypy. Wydaje się nieprawdopodobne, aby amerykański program mógł być zakończony równocześnie z programem „Concorde”, który przewiduje rozpoczęcie budowy prototypu już w połowie 1964 roku.

W. K.

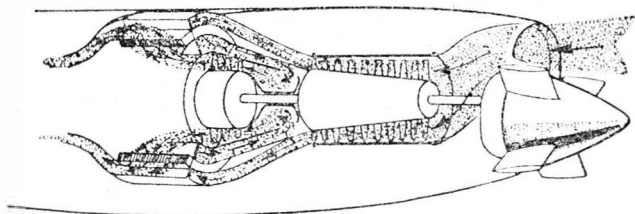
TURBINOWY SILNIK ŚMIGŁOWY Z WYMIENNIKIEM CIEPŁA

Jak wiadomo, wymienniki ciepła w silnikach turbinowych stosuje się w celu przekazywania ciepła od gazów wylotowych do powietrza doprowadzanego do komory spalania. Zwiększa się w ten sposób całkowitą entalpię powietrza, dzięki czemu dla osiągnięcia wymaganej temperatury przed turbiną wystarcza mniejsza ilość paliwa. Poza tym wymiennik zmniejsza straty ciepła unoszonego przez gazy wylotowe. W wyniku otrzymuje się wzrost ogólnej sprawności termodynamicznej obiegu silnika, czyli zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa.

Skuteczność wymiennika ciepła jest uwarunkowana jego dużą powierzchnią, zapewniającą przepływ dużych ilości ciepła od gazów wylotowych do strumienia powietrza. W związku z tym wymienniki ciepła z konieczności muszą być duże i ciężkie oraz wskutek oporów wewnętrznych powodować spadek ciśnienia czynnika. Zwiększają one ciężar i koszt silnika, komplikują jego konstrukcję i zmniejszają pewność pracy. Dotychczas nie wszedł do produkcji żaden silnik lotniczy z wymiennikiem ciepła. Niemniej jednak były robione tego rodzaju próby — jako przykład można podać silnik Bristol „Theseus”; wymiennik ciepła tego silnika zajmował bardzo dużo miejsca i wskutek dużych obciążeń cieplnych ulegał częstym uszkodzeniom. Pewien stopień wymiany ciepła wykazują silniki o zwrotnym przepływie powietrza — są to silniki „Python” i „Proteus”, w których uchodzące z komór spalania gazy przepływają poprzez wlot sprężarki, umieszczony bezpośrednio przed turbiną.

Stosowanie wymienników ciepła do turbinowych silników odrzutowych jest niecelowe, ponieważ zmniejszając energię gazów wylotowych zmniejszałyby one tym samym ciąg silnika. Jednak w przypadku turbinowych silników śmigłowych wymienniki ciepła mogą w pewnych warunkach zapewnić znaczne korzyści, tym bardziej że w gondoli nowoczesnego silnika śmigłowego istnieje dużo miejsca na zabudowę wymiennika (patrz rysunek).

Ostatnio amerykańska wytwórnia Allison podała do wiadomości, że zawarła umowę z marynarką wojenną na budowę silnika śmigłowego z wymiennikiem ciepła; silnik ten ma poprawić właściwości samolotów patrolowych o dużym zasięgu. Wytwórnia już dawniej prowadziła prace nad silnikami z wymiennikiem ciepła, a przeprowadzone próby wykazały znaczne zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa.

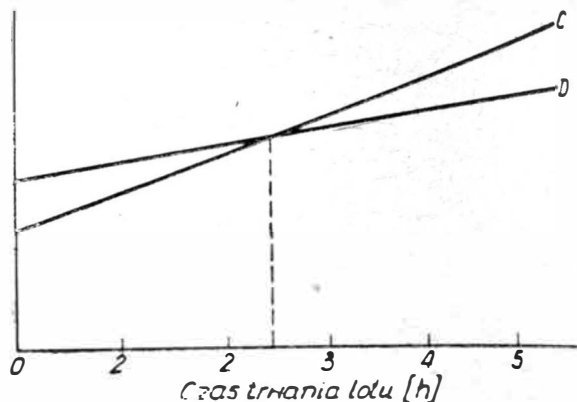


Oznaczony jako Model 545-B2 lub T78 nowy silnik jest przeznaczony głównie do napędu czterosilnikowych samolotów Lockheed P-3A „Orion” (napędzanych obecnie silnikami Allison T56 o mocy około 4000 KM), które służą do zwalczania łodzi podwodnych. Silniki z wymiennikiem ciepła znacznie zwiększą zasięg tego samolotu lub czas patrolowania. Będą one również zastosowane do napędu samolotów wczesnego ostrzegania, samolotów transportowych, w ogóle wszędzie tam, gdzie chodzi o długi czas przebywania w powietrzu lub o duży zasięg.

Silnik 545-B2 ma osiową sprężarkę o umiarkowanym sprężu (w celu zwiększenia różnicy temperatur między

gazami wylotowymi a strumieniem powietrza), chłodzone łopatkami turbiny dopuszczające wysoką temperaturę czynnika (1130 °C) oraz udoskonaloną przekładnię o małych wymiarach i ciężarze. Konstrukcja wymiennika ciepła jest tajna, przypuszcza się jednak, że jest on typu wirującego podobnie jak wymiennik zastosowany w silniku samochodowym General Motors GMT-305 „Whirlfire”. Bęben wymiennika obraca się wokół podłużnej osi silnika — dzięki czemu każdy jego segment jest na przemian ogrzewany przez gazy wylotowe i chłodzony przez powietrze ze sprężarki.

Załączony orientacyjny wykres pokazuje warunki, w jakich stosowanie wymiennika ciepła może być opłacalne. Przedstawia on ciężar zwykłego silnika śmigłowego (prosta C) i silnika z wymiennikiem ciepła (prosta D) łącząc



z ciężarem paliwa w zależności od czasu trwania lotu. Na prawo od punktu przecięcia obu prostych łączny ciężar paliwa i silnika z wymiennikiem ciepła jest mniejszy, niż łączny ciężar paliwa i zwykłego silnika, mimo większego ciężaru samego silnika z wymiennikiem.

W. K.

PROGRAM „APOLLO”

Zagadnienie lotu statku kosmicznego z załogą ludzką do Księżyca z lądowaniem na nim staje się obecnie najbardziej pasjonującym zagadnieniem astronautyki.

W USA lot „księżycowy” przygotowują dwa programy: „Apollo” i „Gemini”. Pierwszy w oparciu o raketę nośną „Saturn” 5, drugi o raketę „Titan” 2.

Doniesienia prasy technicznej wskazują na większe zaawansowanie planu „Apollo” — ciekawe więc będzie zapoznanie się z oficjalnymi w tym względzie publikacjami technicznymi czasopism amerykańskich.

Amerykański plan „Apollo” projektuje pięć lotów na Księżyc: 1 i 2 lot — czterogodzinny pobyt na Księżycu dla dwóch ludzi;

3 i 4 lot — całodzienny pobyt na Księżycu, w tym praca i odpoczynek; 5 lot — cały tydzień pobytu na Księżycu.

Dla dalszych lotów tydzień ma być normą. Pobyt będzie obejmował pomiary, doświadczenia i badania, przede wszystkim geologiczne. NASA projektuje stałą bazę księżycową na dwie do osiemnastu osób.

Najciekawszą sprawą jest termin rozpoczęcia tych „lotów”. Ostatnie wiadomości podają jako termin pierwszego lotu „Apollo” z ludzką załogą — rok 1965. Najwcześniejszym możliwym terminem dla pierwszego lotu próbnego „Apollo” wyniesionego przez „Saturna”, przewiduje się na IV kwartał 1965 roku, z tym że możliwy jest poślizg na rok 1966. Chodzi tu oczywiście o loty krótkie — balistyczne. Pierwszy lot „Saturna” 5 ze statkiem księżycowym na orbitę Ziemi ma nastąpić w grudniu 1966, przedtem — sześć lotów bez załogi. Na koniec lot z załogą ludzką do księżyca w roku 1968.

Budżet planu „Apollo” na lata 1961-70 był zaplanowany na 20 miliardów dolarów. Po redukcji, na I półrocze 1964 przeznaczono zamiast 5,72 milionów dolarów — 5,1 milionów.

Oto zestawienie poszczególnych wersji rozwojowych rakiety nośnej „Saturn”.

	„Saturn” I	„Saturn” IB	„Saturn” 5
ciężar własny	59 000 kG	68 250 kG	185 500 kG
ciężar startowy	500 000 kG	573 000 kG	2 730 000 kG

Widać tutaj zmniejszenie ciężaru własnego w stosunku do ciężaru startowego.

Poszczególne stopnie „Saturna” 5, pokazanego na rysunku, mają następujące silniki:

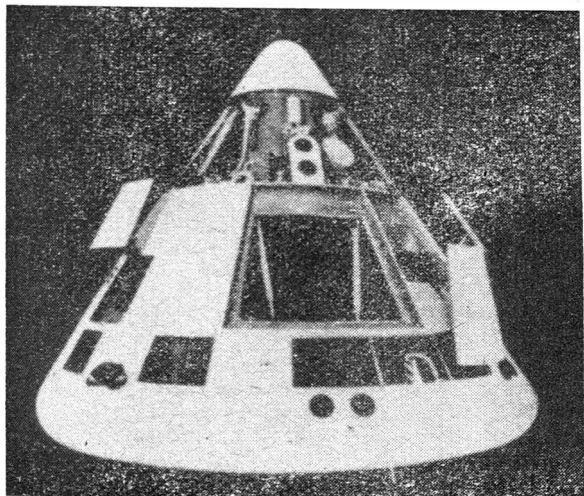
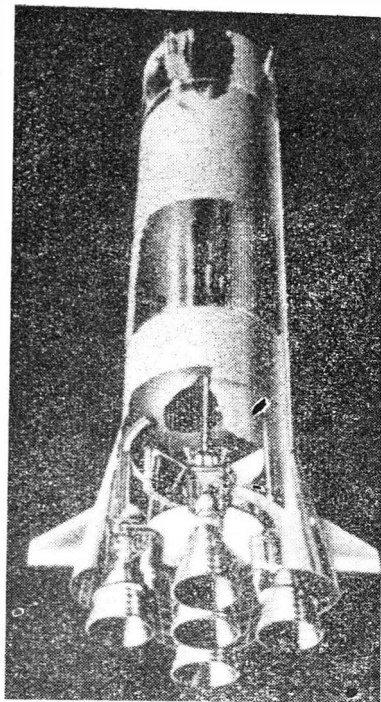
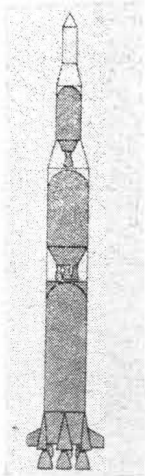
S-1C — pięć silników na naftę i tlen Rocketdyne F-1 o łącznym ciągu 3 400 000 kG (rysunek),

S-2 — pięć silników na ciekły wodór i tlen Rocketdyne J-2 o łącznym ciągu 454 000 kG,

S-4B — jeden silnik J-2 o ciągu 91 000 kG.

Dalej następuje głowica stanowiąca trzy człony statku księżycowego „Apollo”.

Dla montażu rakiet „Saturn” na Cape Kennedy powstaje budynek, który będzie największą halą na świecie: wysokość 160 m i szerokość 156 m.



Wieża startowa o wysokości 125 m z rakieta zmontowaną w pozycji pionowej wyjedzie z budynku na miejsce startu na podwoziu gąsienicowym. Silniki napędowe transportera mają moc 5600 KM. Transporter porusza się z prędkością około 1,5 km/h. Po przybyciu na miejsce startu wieżę osadza się na sześciu podestach stalowych. Następuje teraz montaż rakiet hamujących, ratunkowych i niszczących w przypadku awarii. Transporter odjeżdża na odległość 2 km od miejsca startu. Pomieszczenie do wodzenia o wymiarach 20 na 30 m znajduje się w schronie pod ziemią — znajdują się tam urządzenia do sterowania i symulatory.

Na stanowisku startowym przygotowania trwają 3—5 dni. Sprawdza się układy z centrali.

Na cztery godziny przed startem trzech kosmonautów zajmują miejsca w kabinie — samo zajmowanie miejsc trwa 135 minut.

Ciężar ubioru-skafrandra kosmicznego wynosi 10 kG — składa się on z siedmiu warstw. Ciśnienie w skafrandrze wynosi 0,25 ata, gdyż zastosowano metodę „jednego gazu” — to znaczy do oddychania służy sam tlen.

Poszczególne „warstwy” są następujące:

1) bielizna spodnia luźna, w tym część dolna razem ze skarpetkami;

2) bielizna dopasowana, obciskająca kostki i przeguby;

3) układ wentylacyjny: siatka z nylonowych rurek, wypełnionych watą, które rozprzewodzą tlen;

4) wewnętrzna warstwa ciśnieniowa — gruba tkanina z nieprzepuszczalnego nylonu. Całość skrojona do „figury” — bez szwów. Nadyma się automatycznie, gdy zewnętrzna ulegnie uszkodzeniu;

5) zewnętrzna warstwa ciśnieniowa. Stanowi ją tak samo gruby nieprzepuszczalny nylon, ale z łatami gumowymi na plecach, ramionach, łokciach i kolanach;

6) warstwa ochronna — aluminiowy nylon — połączona z warstwą 5;

7) warstwa izolacyjno-termiczna. Jest to wielowarstwowy mylar pokryty aluminium.

Hełm ciśnieniowy składa się z dwóch skorup ze szkła organicznego. Wewnątrz działa nadmuch tlenu do chłodzenia i oddychania. Tlen do chłodzenia napędza osobny wentylator. Na plecach kosmonauta ma zbiornik na cztery godziny oddychania, następnie pochłaniacz CO₂, oprócz tego plecak zawiera aparat radiowo-łącznościowy, 8-kanałowy z baterią srebrno-cynkową. Do plecaka przyczepiony jest kocioł do rozpraszania ciepła przez gotowanie wody w próżni księżycowej, oprócz tego odwadniacz i regulator dopływu tlenu.

Do tego dochodzą szczelne rękawiczki i buty ciśnieniowe z gumowymi podeszwami. Oprócz tego są buty zewnętrzne do chodzenia po księżycu, będące rodzajem nart, ze względu na przypuszczalne pokrycie księżyca pyłem.

W kabinie ciśnienie wynosi 0,7 ata dla „dwóch” gazów i 0,35 ata dla czystego tlenu. Ciśnienie w skafrandrze włączy się w przypadku spadku ciśnienia w kabinie. Z opisu wygląda, że nie ma specjalnej ochrony przeciw meteorytom i promieniowaniu.

Statek księżycowy „Apollo” ma system nawigacyjny optyczno-bezwładnościowy. Składa się on z następujących części:

- 1) sekstans optyczny z teleskopem;
- 2) platforma stabilizowana giroskopami;
- 3) przelicznik;
- 4) całkowite przyspieszeniomerze.

Kosmonauta nastawia sekstans na wybraną gwiazdę i punkt na ziemi lub na księżycu. Na ziemi będzie to ogromnej mocy reflektor w Bloumfountain w Afryce. Pilot naciska guzik i namiar kątów podawany jest do przelicznika, który oblicza potrzebne poprawki kursu i podaje automatycznie rozkaz do odpowiedniego skierowania i uruchomienia ciągu sterującej rakiety. Teleskop służy dla łatwiejszego nakierowania sekstansu, ma on zmienne powiększenie. Przelicznik znajduje średnie wielkości z kilku namiarów.

Platforma, względem której przelicznik elektronowy odczytuje odchylenia ciągu, jest zawieszona na potrójnym przegubie i posiada trzy pływające giroskopy ustalające jej położenie w przestrzeni.

Nawigator może się włączyć i dowiedzieć się o manewrach automatycznych przez naciśnięcie guzika — inaczej sam układ kieruje statkiem po wyznaczonym torze.

Program lotu jest następujący:

1) praca I° — czas pracy 150 sek, prędkość $Ma = 6$. Silniki wyłączają się. Małe rakiety hamujące oddzielają ten stopień;

2) II° — po 6,5 min. „Saturn” osiąga przyspieszenie 2 g. Silniki przestają działać. Do przejścia na orbitę 180 km potrzebny jest jeszcze dalszy wzrost prędkości;

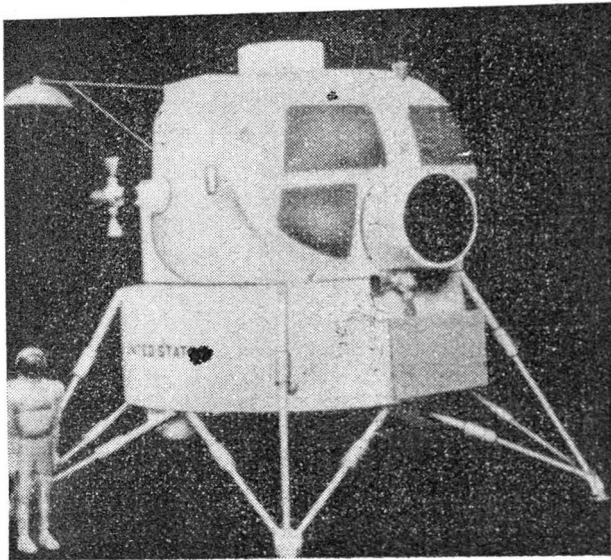
3) III° działa 2,75 min, nadaje rakiemie przyspieszenie $2/3 g$ i prędkość 7,5 km/sek. Rakieta jest na orbicie — silnik kończy pracę;

4) następuje lot na orbicie przez 1,5 okrążeń — kontrola toru, telemetrycznie lub przez kosmonautów;

5) zapala się powtórnie III° na 5 minut, nadając rakiemie prędkość 11 km/sek. „Apollo” znajduje się na torze do księżyca. Odpada III° — leci sam statek księżycowy;

6) astronauci za pomocą silników sterujących obracają statek o 180° . Montują przeładunek do statku księżycowego ładującego na księżycu;

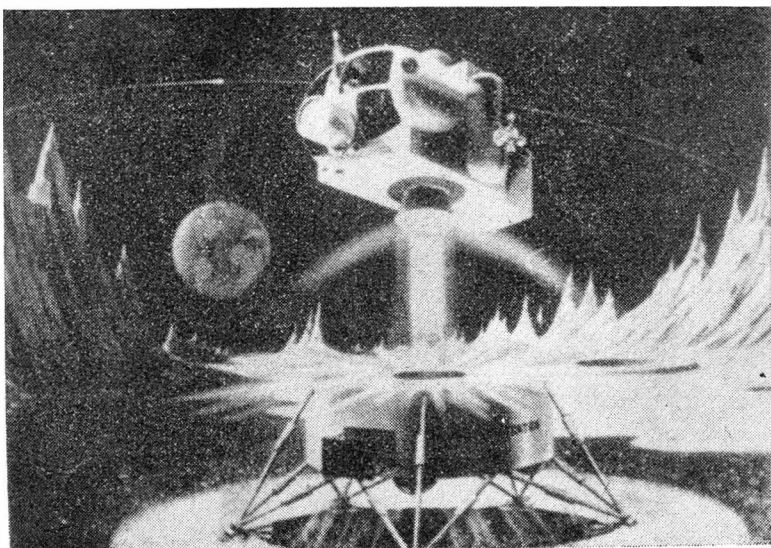
7) dwaj astronauci przesiadają się, trzeci pozostaje na orbicie księżycyca na części mającej wracać na ziemię. Od startu upłynęło trzy i pół dnia. W bliskości księżycyca za pomocą silników sterujących zaczyna się hamowanie. W ciągu sześciu minut prędkość maleje i „Apollo” schodzi na kołowy tor 180 km. W locie beznapędowym wokół księżycyca astronauci wybierają miejsce do lądowania. Jeszcze raz sprawdzają tor — następuje rozdzielenie pojazdów;



8) na lądujący człon działa przez pół minuty ciąg 4760 kG, prostopadły do toru. Następuje przejście na tor eliptyczny do lądowania. Prędkość względem powierzchni księżycyca 6500 km/h;

9) pojazd obraca się do hamowania, od wysokości 15 km do 300 m trwa hamowanie. Samo lądowanie następuje ręcznie przez kosmonautę-pilota. W końcowej fazie pojazd może przelecieć 300 m poziomo zmieniając miejsce lądowania. Opadanie końcowe z prędkością 3 m/sek. Na księżycyca jeden z kosmonautów może wysiąść na cztery godziny, potem nastąpi zmiana. Ogółem przewidziano 24 godziny pobytu na księżycyca w celu przeprowadzenia badań temperatury, topografii, nośności gruntu, badań geologicznych i poszukiwania wody. Naukowe wyposażenie ma ciężar 100 kG. Część pozostanie na księżycyca i będzie wysyłać na ziemię informacje przez sześć miesięcy. W czasie pobytu na księżycyca przewidziano pauzę na sen;

10) start przy określonym położeniu nad horyzontem członu z pozostałym kosmonautą krążącym na orbicie księżycyca. Startowy silnik o ciągu 1810 kG zadziała na sześć minut. Statek wystartuje torem eliptycznym do toru oczekiwania. Radarem obydwa członu określają swe położenie. Następuje korekta toru. Prędkość względna członów 100 km/h;



11) z odległości 10 km automatycznie sterowany nalożony do stożka-łacza człon orbitalnego; od kilkuset metrów sterowanie jest ręczne;

12) astronauci przesiadają się do członu orbitalnego, odczepiają człon księżycowy. Należy dodać, że człon księżycowy został już na księżycyca podstawę do lądowania, która służyła jako wyrzutnia startowa;

13) zapala się silnik, nadając statkowi prędkość 8200 km/h. Zaczyna się dwa i pół dnia trwający powrót. W połowie drogi silnik napędowy „zagra” ostatni raz dla korekty toru i wejścia w atmosferę;

14) przy wejściu w atmosferę odczepia się silnik. Następuje obrót o 180° i stabilizacja silnikami sterującymi. Wytwarzające się ciepło przejmuje tarcza izolująca termicznie. Prędkość na początku „wejścia” 11 km/sek. Na wysokości 15 km odczepia się tarcza izolacyjna, na wysokości 7500 m otwiera się spadochron pomocniczy, na wysokości 4500 m otwierają się trzy sterujące spadochrony i w końcu trzy główne.

Przewidziano pewne środki bezpieczeństwa załogi statku „Apollo”. Od startu do końca działania I° działa ratunkowa instalacja, która w przypadku nieprawidłowości lotu lub awarii odrzuca kabinę „Apollo” i umożliwia jej powrót na ziemię. Gdy już pali się drugi stopień, do powrotu awaryjnego służą rakiety sterujące głowicy — ten układ działa w czasie lotu orbitalnego około ziemi. Po opuszczeniu orbity statek zmniejsza nieco prędkość. Przy awarii lub nieprawidłowości w drodze do księżycyca statek obłeci wokół księżycyca i wróci w kierunku ziemi. Gdyby po starcie z księżycyca chybiono spotkanie w I punkcie przecięcia toru startu i orbity — pozostaje drugi punkt przecięcia. Możliwe jest powtórne lądowanie na księżycyca. Człon orbitalny może powrócić na ziemię sam.

Z. Br.

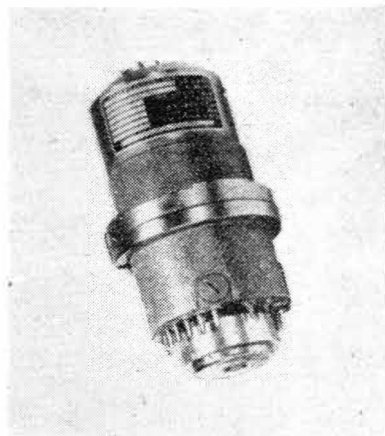
RADAR DLA ŚMIGŁOWCÓW

Linie wysokiego napięcia i linie telefoniczne, maszyny radiostacji i inne wysokie obiekty przedstawiają dla śmigłowca — przy złych warunkach atmosferycznych — duże niebezpieczeństwo. W związku z tym firma Autonetics opracowuje ostrzegawcze urządzenie radarowe, które będzie wykrywać znajdujące się na drodze śmigłowca przeszkody i ostrzegać pilota za pomocą sygnału dźwiękowego; pilot będzie mógł widzieć przeszkodę na ekranie radarowym. Kąt stożka wiązki radarowej zmienia się automatycznie w zakresie od 8 do 42° , w zależności od prędkości lotu tak, aby przeszkody były wykrywane możliwie wcześniej i aby pilot miał czas na wykonanie odpowiedniego manewru śmigłowcem. Linie wysokiego napięcia o natężeniu szumu 22 db są wykrywane z odległości 400 m. Całe urządzenie waży 20 kG. Znajdzie się ono na rynku na początku 1965 roku.

W. K.

NOWY TYP GIROSKOPU

Wytwórnia Lear Electronic opracowała giroskop do pomiaru prędkości kątowej samolotu, odznaczający się zupełnie nowym rozwiązaniem konstrukcyjnym. Wirnik łączony z silnikami i pierwszą ramką zawieszenia stanowi gazoszczelny element, wypełniony helem lub wodorem. Jest on ułożyskowany w drugiej ramce zawieszenia w obudowie wypełnionej cieczą, dzięki czemu znajduje się w stanie nieważkości, przy czym jego środek ciężkości pokrywa się ze środkiem parcia. Takie rozwiązanie zapewnia beztarci-



we ułożeniu oraz zwiększa odporność giroskopu na uderzenia i drgania. Przy ustawieniu giroskopu na zakres pomiarowy $\pm 30^\circ/\text{sek}$ reaguje on na prędkości mniejsze od $0,005^\circ/\text{sek}$.
W. K.

NOWY TYP SZLIFIEREK PRECYZYJNYCH

Firma amerykańska The Heald Machine Co. od roku 1950 prowadziła badania nad udoskonaleniem szlifierek do dokładnego szlifowania. Badania oparto na nowym modelu procesu szlifowania polegającym na szlifowaniu przy sterowanej sile docisku. W modelu tym zbliżenie tarczy do przedmiotu nie wyznacza, jak dotychczas, określana z góry prędkość dosuwu, a nastawiana siła docisku tarczy do przedmiotu. Dzięki tej innowacji uzyskano pełną powtarzalność wymiarową przedmiotów w całej serii bez względu na wielkość naddatku na obróbkę oraz zmienność twardości materiału. Ponadto stwierdzono możliwość wyeliminowania fazy „wyiskrzania przedmiotu”, rozszerzono znacznie zakres trwałości tarczy, ponieważ układ automatycznie zabezpiecza przed przeciążeniem oraz obniżono drgania obrabiarki do wartości minimalnych.

W szlifierek opartych na tym schemacie zastąpiono również prowadnice ślizgowe prowadnicami hydrostatycznymi. Dzięki temu obniżono niemal do zera opory przesuwu oraz zredukowano drgania, gdyż warstwa cieczy w prowadnicach działa jako tłumik.

Dzięki zmianie samej zasady procesu szlifowania zagwarantowana została praca tarczy na optymalnej sprawności w ciągu całego cyklu, a układ parametrów i wielkości stałych i zmiennych uległ poważnej modyfikacji. Przy szlifowaniu z regulowaną siłą docisku wielkościami stałymi są nacisk tarczy, gładkość powierzchni, wymiary przedmiotu, a zmienną jest czas procesu, w przeciwieństwie do szlifowania

wania konwencjonalnego, gdzie czynnikami stałymi są prędkość dosuwu i cykl pracy, a wymiary przedmiotu i gładkość powierzchni zależą od warunków pracy tarczy i jej stanu, wielkości naddatku i twardości materiału.

A. G.

AUTOMATYZACJA PROCESU SPAWANIA PRZY WYKORZYSTANIU PROMIENI PODCZERWONYCH DO STEROWANIA PARAMETRAMI PROCESU

Potrzeba osiągnięcia najwyższej jakości spoin przy fabrykacji pocisków i pojazdów kosmicznych wyznaczyła wymagania niemożliwe do spełnienia przy dotychczasowych środkach i metodach. Wymagania dotyczą ciągłego sterowania parametrami procesu, bieżącej rejestracji parametrów i zabezpieczenia wahań ich wartości w wąskich granicach. Do realizacji tego celu próbuje wykorzystać się promieniowanie podczerwone strefy spawania. Pierwszy etap stanowił dobór aparatury pomiarowej, której głównym elementem był miernik promieniowania podczerwonego. Ideą nowego procesu jest określenie wzajemnej zależności między zmiennością parametrów spawania a zmianami w promieniowaniu strefy spawania, a więc jakością tworzących się spoin. Sygnał zmian ze strefy spawania koryguje parametry robocze aparatury spawalniczej eliminując zaburzenie powstałe w strefie spawania. Ten układ wzajemnych sprzężeń pozwala na automatyczne utrzymywanie zadanych parametrów, a więc i określonej spoiny. Jednocześnie można rejestrować funkcję parametrów w czasie.

Dotychczas w temacie tym opracowano i dobrano aparaturę oraz określono zmienność promieniowania podczerwonego w funkcji zmian energii doprowadzanej do elektrod spawalniczych.

A. G.

Sprostowanie do art. mgr inż. W. Kordzińskiego

Sprostowanie do artykułu mgra inż. W. Kordzińskiego pt. „Na marginesie artykułu prof. Wł. Gundlacha — Prace badawcze w dziedzinie silników turbinowych”, dotyczącego artykułu Wł. Gundlacha i R. Przybylskiego, Technika Lotnicza 7/63.

Autorzy pragną wyrazić zadowolenie, że artykuł ich spełnił jedno z zadań, a mianowicie zachęcił do wydrukowania na łamach „Techniki Lotniczej” ciekawej wypowiedzi mgra inż. W. Kordzińskiego na temat roli prac badawczych w rozwoju lotniczych silników i zacytowania kilku przykładów. Co prawda autorzy spodziewali się wysłuchać opracowania na ten temat na konferencji w Rzeszowie i traktowali swój artykuł jedynie jako uzupełnienie dotyczące w głównej części mniej znanej dla uczestników dziedziny silników turbospalinowych małej mocy.

Szkoda jednak, że mgr inż. W. Kordziński w swym artykule przypisuje jednemu z autorów stwierdzenia, których nie ma w artykule.

Autorzy: 1° nie oceniali „poziomu prac prowadzonych przez Instytut Lotnictwa” ani też w innych placówkach i nie twierdzili, że „poziom tych prac jest obecnie zadowalający”; 2° nie twierdzili, „że wszystkie problemy, mogące wyłonić się w zakresie lotniczych silników turbospalinowych, Instytut Lotnictwa... będzie w stanie pomyślnie rozwiązać”; 3° nie wyciągali wniosku, że „główną uwagę należy zwrócić na rozwój prac naukowo-badawczych w dziedzinie nielotniczych zastosowań...”.

Autorzy nie zajmowali w tych sprawach stanowiska, gdyż w artykule nie o to chodziło.

Odpowiednie sformułowania w artykule autorów brzmią: „...można stwierdzić, że w Polsce jedynie w dziedzinie głównych napędów lotniczych sytuacja jest zbliżona w pewnym stopniu do zadowalającej, gdyż potencjał badawczy i wykonawczy pozwala w chwili obecnej na realizację szeregu konstrukcji różnych typów. Instytut Lotnictwa wraz z przykładowymi laboratoriami badawczymi przy współudziale uczelnianych placówek badawczych może roz-

wiązać większość istniejących problemów. Potrzebne jest jednak bardziej aktywne włączenie...”. „Sytuację w zakresie prac badawczych w przemyśle lotniczym można uważać obecnie — zakładając ograniczone plany rozwojowe — za pomyślną”.

Mgr inż. W. Kordziński, opierając się prawdopodobnie na notce, zarzuca autorom niewłaściwą ocenę problemów w konstrukcji silników turbospalinowych lotniczych i innych. Należy zauważyć, że w notce mówiono o typowych silnikach lotniczych, a firmy, do których odnosi się notka, prowadzą prace nad samochodowymi silnikami turbospalinowymi. Powszechnie zaś wiadomo, że o ile turbinowe silniki lotnicze rozwinęły się w stosunkowo krótkim czasie, to silniki trakcyjne stale znajdują się jeszcze w fazie rozwojowej głównie z powodu trudności w rozwiązaniu problemów podstawowych. Przy ocenie problemów badawczych i konstrukcyjnych w różnych silnikach należy uwzględnić fazę ich rozwoju.

Do przytoczonych przez mgra inż. W. Kordzińskiego przykładów zadań badawczych i trudności w dziedzinie silników lotniczych, z których znaczna część w równej mierze występuje także w lekkich silnikach turbospalinowych małej mocy (niektóre nawet, jak np. wymienniki ciepła, są ważnymi i nieodzownymi zespołami silników trakcyjnych), można by dołączyć szereg problemów badawczych, które starają się opanować placówki pracujące nad rozwojem silników turbospalinowych małej mocy, które na przykład w przypadku wymagań stawianych silnikom trakcyjnym są szczególnie trudne.

Ubolewamy, że w artykule mgra inż. W. Kordzińskiego znalazły się wymienione nieścisłości i w wyniku tego jaszkrawo wypaczone zostały intencje autorów. Obawiamy się, że wkładanie w czyjeś usta nieprawdziwych stwierdzeń nie służy dobrze wspólnej słusznej sprawie.

(—) W. R. Gundlach

(—) R. Przybylski

Z Międzynarodowych Targów w Brnie w 1963 r.

W dziedzinie produkcji eksportowej Czechosłowacji ważne miejsce zajmują wyroby przemysłu lotniczego. Część tych wyrobów jest wystawiana corocznie podczas Międzynarodowych Targów w Brnie na stoisku Przedsiębiorstwa Handlu Zagranicznego „OMNIPOL”.

W roku 1963 eksponaty lotnicze dały pełny obraz ostatnich osiągnięć przemysłu lotniczego CSRS w dziedzinach objętych jego specjalizacją. Obejmuje ona małe samoloty dla komunikacji i turystyki, samoloty treningowe i akrobacyjne, szybowce, wyciągarki, śmigła, osprzęt i wyposażenie lotnicze oraz nowoczesne urządzenia lotniskowe. Każdy z eksponatów przedstawionych w 1963 r. jest kolejną, ulepszoną wersją, co dowodzi stałego wprowadzania przez wytwórnię ulepszeń konstrukcyjnych i technologicznych.

Dbłość o interes użytkownika, zarówno przez podwyższanie osiągnięć, jak przez obniżanie kosztów eksploatacji i nabycia, jest cechą charakterystyczną dla wytwórni czechosłowackich, pragnących zapewnić stały wzrost popytu. Wystawione modele odpowiadają najostrożniejszym wymaganiom zagranicznych odbiorców.

Obecnie czechosłowacki przemysł lotniczy zajmuje drugie miejsce na świecie w produkcji małych samolotów komunikacyjnych i treningowych — liczba wyeksportowanych samolotów i szybowców wynosi ok. 2000 sztuk rocznie.

Wyroby lotnicze CSRS są od wielu lat eksportowane za granicę. Stały wzrost eksportu świadczy, że polityka stosowana do odbiorców jest jak najbardziej słuszną.

Najliczniej eksportowane są, wystawione na zeszłorocznych targach, samoloty **C-29**, **Morava L-200 D**, **Trener Master Z-326** oraz szybowiec **Blanik L-13**.

Najnowszym modelem jest samolot odrzutowy, szkoleniowy **C-29**. Samolot ten jest średniopłatem z prostym trapezowym skrzydłem, z silnikiem odrzutowym M 701 o ciągu 850 kG, wyposażonym w sprężarkę odśrodkową, z kabiną dla dwóch pilotów, o nadeściennym urządzeniu klimatyzacyjnym, z aerodynamicznymi hamulcami płytoowymi w tylnej części kadłuba, z chowanym podwoziem.

Konstrukcja umożliwia start i lądowanie na polowych lotniskach oraz lot przy złej widoczności. O samolocie tym zamieściliśmy obszerny artykuł w zeszycie 1/64.

Samolot **C-29** zostanie wprowadzony do lotnictwa czechosłowackiego jako samolot szkoleniowy.

Samolot **C-29** posiada wszelkie warunki zapewniające eksport również do krajów kapitalistycznych. Odpowiednie kontrakty są już zawarte lub znajdują się w trakcie realizacji.

Oprócz tego, w ramach dostaw dla członków Rady Wzajemnej Pomocy Gospodarczej, zostanie zapewniony długotrwały program produkcyjny dla przemysłu lotniczego CSRS.

Samolot **L-200 D Morava** jest najnowszym typem pięciopersonowego samolotu z zamkniętą kabiną i chowanym podwoziem, przeznaczonego do komunikacji i turystyki. Łatwo można go przekształcić w samolot sanitarny o dwóch

miejscach na nosze. Posiada dwa silniki M 337 o mocy 210 KM. Rozpiętość skrzydeł — 12 m, długość samolotu 8,6 m, ciężar samolotu pustego — 1200 kG, ciężar użyteczny — 625—700 kG. Maksymalna prędkość 310 km/h, prędkość podróżna 280 km/h, zasięg 1700 km, zużycie paliwa 27 l/h/km. Jest to najnowsza wersja pierwotnego samolotu L-200.

Samolot **L-200 D Morava** jest używany przeważnie do komunikacji taksówkowej; jest eksploatowany na przykład w Aeroflocie, w przedsiębiorstwie UAA, Air Mail, Coban Aviation itp.

Samolot **Trener Master Z 326** jest najnowszym samolotem wersji **Trener**. Jest to samolot treningowy, dwumiejscowy, jednosilnikowy, całkowicie metalowy, o podwoziu chowanym. Jest wyposażony w przyrządy potrzebne dla lotów bez widoczności i nocnych. Przeznaczony jest dla pełnej akrobacji, przy ciężarze w locie 900 kG. Prędkość maksymalna 243 km/h, prędkość podróżna 212 km/h. Ciężar pustego samolotu 637 kG.

Samoloty **Trener Master** są używane za granicą do celów szkoleniowych w akrobacji. Stały się bardzo popularne, zwłaszcza dzięki osiąganym na nich sportowym sukcesom (na przykład mistrzostwa w akrobacji w latach 1960 i 1962; ostatnio w sierpniu 63 r. — trzy pierwsze miejsca w konkursie Locked Tromphy).

Szybowiec L-13 Blanik — wyczynowy, dwumiejscowy. Przeznaczony jest do wszelkiego rodzaju treningu, również bez widoczności i w nocy. Całkowicie metalowy, z zamkniętą kabiną. Rozpiętość skrzydła 16,2 m, długość szybowca 8,4 m, wysokość 2,09 m. Ciężar w locie 472 kG. Szybowiec jest wyposażony w kompletne urządzenia pokładowe.

L-13 Blanik stanowi praktycznie jedyny na świecie seryjnie produkowany, metalowy szybowiec. W ostatnich czasach zainteresowanie nim wzrosło znacznie, również w krajach kapitalistycznych. Szybowce te są eksportowane — między innymi — do Anglii, Chile, Włoch itd.

Na stoisku OMNIPOL wystawiono między innymi nowe śmigło V 503 o średnicy 1900 mm, dwupłatowe, nastawne automatycznie; lotnicze przyrządy pokładowe produkowane i wystawiane przez Zakłady MIKROTECHNA obejmują pełne komplety przyrządów membranowych, mechanicznych i elektrycznych dla samolotów, śmigłowców i szybowców. Nowością są odległościowe obrotomierze LUN-1325, wskazujące procent obrotów w stosunku do obrotów maksymalnych silnika oraz busole pilota LUN-1221 o wadze 105 G.

Przedstawiono również duży asortyment urządzeń oświetleniowych i bezpieczeństwa ruchu dla lotnisk. CSRS jest czołowym producentem i eksporterem tego sprzętu w krajach socjalistycznych.

Nowoczesność, jakość wykonania i inne wysokie walory lotniczych eksponatów wystawionych na zeszłorocznych Międzynarodowych Targach w Brnie przyczynią się niewątpliwie do dalszego spopularyzowania wyrobów przemysłu lotniczego Czechosłowacji na całym świecie.

S. Ber

Z lotnictwa komunikacyjnego

Warto przytoczyć opinię zmarłego prezydenta Stanów Zjednoczonych, uzasadniającą rozpoczęcie prac nad naddźwiękowcem amerykańskim: „Ani względy gospodarcze, ani też względy polityczne w międzynarodowym współzawodnictwie lotniczym nie pozwalają nam na to, byśmy stali w miejscu”. Skutkiem słów prez. Kennedy’ego były posunięcia finansowe: koncerny lotnicze otrzymały subsydia rządowe w wysokości 750 mln dolarów, pod warunkiem przedstawienia w Białym Domu szkieletowego projektu samolotu naddźwiękowego w 1963 r. Jak wiadomo, samolot ma mieć $Ma = 3$ i ukazać się w serii w 1973 r. Koszt nakładów inwestycyjnych wyniesie 7—9 miliardów dolarów, lecz obliczono, że lotnictwo światowe potrzebować będzie 200 jednostek tego typu.

Kooperanci francusko-angielscy otrzymali od amerykańskich linii zamówienia na 13 samolotów naddźwiękowych „Concorde”. Dotychczasowe kontrakty opiewają na 25 jednostek. Przewidziane są zamówienia z USA na dalsze 29 samolotów. Na pokrycie kosztów projektu rządu francuski i angielski wyasygnowały dotychczas 450 mln dolarów. Warunki techniczne na sprzęt do Ameryki przewidują prędkość podróżną $Ma = 2,2$, rozkładowy zasięg non-stop 5800 km z obciążeniem płatnym nie mniejszym niż 9000 kG. Pierwszy samolot ma być dostarczony w 1971 r. i przewiduje się, że będzie eksploatowany na trasie Chicago—Los Angeles. Cenę samolotu szacuje się wyżej niż poprzedni, a mianowicie na 10 do 15 mln dolarów.

Jak wielkie perspektywy rozwojowe mogą mieć przewozy lotnicze wynika z obliczeń Międzynarodowego Zrzeszenia Przewoźników Powietrznych (IATA); ocenia ono wpływ organizacji transportowych i turystycznych z zagranicznej turystyki w skali światowej na 7,5 miliarda dolarów rocznie.

Ponadto firmy gospodarcze Stanów Zjednoczonych przeprowadziły ciekawe badania kompleksowe transportu do Europy specjalnych wyrobów drogą lotniczą i morską. Rozpatrzono transport urządzeń elektrycznych, przy czym okazało się, że koszty końcowe w transporcie lotniczym są zaledwie 2–3% wyższe, aniżeli w morskim. Biorąc pod uwagę krótszy czas transportu oraz znacznie mniejsze uszkodzenia wyrobów — widać opłacalność transportu lotniczego. Dowodem tego jest dynamiczny rozwój regularnych lotniczych połączeń transportowych między USA a Europą zachodnią. W przypadku tras przewożonych z Europy w kierunku Dalekiego Wschodu, gdzie zachodzą poważne różnice w odległościach, transport lotniczy zarówno pasażerski, jak i towarowy jest jeszcze bardziej opłacalny. Uwzględniając, że opłacalność usługowa samolotu jest znacznie wyższa, aniżeli statku, można twierdzić, że udział przewozów lotniczych pasażersko-towarowych na wszystkich szlakach transportowych świata systematycznie będzie wzrastał.

*

Statystyka wykazuje, że międzynarodowy port lotniczy Chicago — O'Hare jest najruchliwszy spośród wszystkich portów lotniczych świata. O'Hare legitymuje się ogromnym przepływem pasażerów: w 1961 r. — 9 milionów, w 1962 — 13, zaś w 1963 około 17 mln osób korzystało z tego portu.

Duży ruch lotniczy w USA zapewnia szybki wzrost przedsiębiorstw współpracujących z liniami lotniczymi. Przykładem mogą być obroty towarzystwa Air La Carte (zaopatrującego 12 największych linii w portach La Guardia, Idlewild i Boston), które w ciągu roku obsłużyło 6 mln pasażerów.

*

Według szacunkowych obliczeń 1963 rok wykaże się wzrostem przewozów pasażerskich członków Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego do 135 mln osób (w 1962 r. — 123 mln), tzn. ok. 10%.

*

Jak wiadomo do IATA należą wszystkie kraje z wyjątkiem ZSRR i Chin Ludowych. Wzrost przewozów „Aeroflotu” w latach 1962—1963 ocenia się na 30% (do 35 mln osób). Samoloty „Aeroflotu” odbywają loty do 30 krajów czterech części świata. Długość międzynarodowych linii przekracza 80 tys. km. „Aeroflot” łączy Europę z Azją najkrótszą linią Moskwa—Dżakarta, wynoszącą 10 000 km, pokonywaną w 24 godz. przez samoloty Il-18, z międzylądowaniami w Taszkencie, Delhi i Rangunie. Najnowsze połączenia to Moskwa—Hawana trasą biegnącą nad Afryką (jest to najdłuższa linia na świecie — 11 200 km; przelot 220 osób w Tu-114 bez lądowania — w 21 godz. 50 min.) oraz łączące Moskwę z Pakistanem i Somalią. Na podkreślenie zasługuje fakt, że załoga wielu liniowców radzieckich włada językiem angielskim i francuskim.

Liniowym sprzętem pochodzenia radzieckiego posługuje się 29 krajów. Sprzęt ten to przeważnie samoloty Il-18, których wyeksportowano około 50 szt. M. in. obsługują one linię CSA między Pragą a Conakry przez Marsylię — Rabat i Dakar.

*

Samoloty Czechosłowackich Linii Lotniczych łączą obecnie CSRS z 37 krajami czterech kontynentów. Porty lotnicze dla dużych samolotów znajdują się w 12 miastach CSRS. Powietrzne taksówki mogą lądować na 70 lotniskach. W przewidywaniu szybkiego rozwoju przewozów na krajowych i zagranicznych liniach CSA, rozbudowano Centralny Port Lotniczy Praga-Ružyně. Dzięki przedłużeniu głównego pasa startowego do 3000 m lotnisko przyjmuje najcięższe samoloty odrzutowe i turbośmigłowe dwudziestu

towarzystw lotniczych. Po przedłużeniu nowego pasa startowego do 4200 m również samoloty o prędkości ponaddźwiękowej będą mogły lądować na tym lotnisku.

*

Rozmowy, które toczyły się między prez. Kennedy'm a min. Gromyko na temat uruchomienia linii lotniczej New York—Moskwa, ujawniły szereg aspektów handlowo-formalnych. Współpraca mogłaby objąć „Pan American World Airways” i „Aeroflot”, przy czym linię obsługiwałyby na zmianę samoloty „Boeing-707” i Il-62. Przypominamy: Boeing 707-321 Bs. zapewnia połączenia „non-stop” New Yorku z Buenos Aires, Los Angeles z Londynem i Honolulu z Sydney. Ten transatlantycki „liner” przewozi 168 pasażerów w promieniu 10 tys. km. O samolocie Il-62 piszemy na innym miejscu.

Uzasadnienie ekonomiczne linii wynika ze statystyki potencjalnych pasażerów: w lecie 1962 r. Związek Radziecki i sąsiednie kraje odwiedziło 15 000 Amerykanów. Jednak wymagają uzgodnienia sprawy finansowe, przepisy bezpieczeństwa, regulaminy lotniskowe i inne. Trudniejszym zagadnieniem wydaje się jednak oddalenie sprzeciwu rady transportu lotniczego, domagającej się rozszerzenia układu na wszystkie amerykańskie towarzystwa lotnicze.

*

Samolot Tu-124 ma już roczny staż na wewnętrznych liniach Zw. Radzieckiego. Obecnie skierowany został na trasy międzynarodowe z Moskwy do Wiednia, Sztokholmu i Helsinek oraz do Warszawy.

*

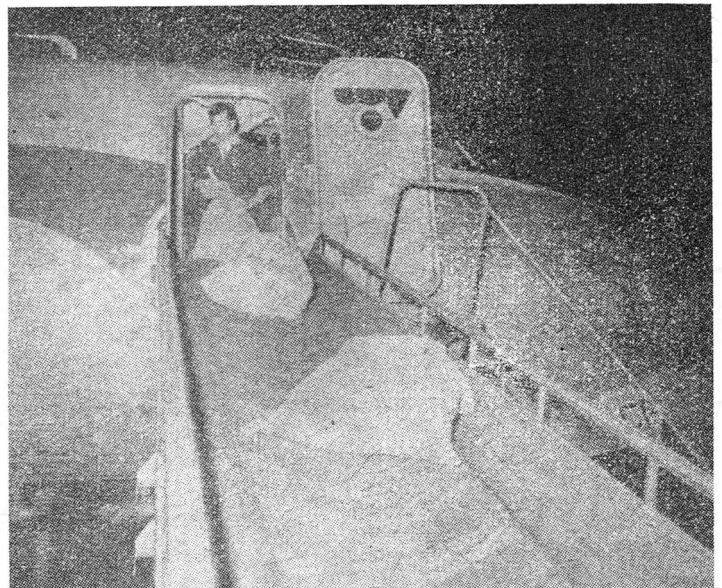
Turbośmigłowy samolot An-14 „Pchełka” konstrukcji Olega Antonowa, wyposażony w 11 miejsc pasażerskich, wchodzi do służby w Związku Radzieckim na krótkich wewnętrznych liniach komunikacyjnych oraz jako jednostka obsługi ekspedycji geologicznych.

*

Konstruktor ponad 100 typów „Tu” (wśród nich wielu samolotów bojowych z okresu wojny, pierwszego odrzutowca komunikacyjnego Tu-104 oraz największego liniowca turbośmigłowego Tu-114) — A. Tupolew obchodził ostatnio 75 rocznicę urodzin.

*

Kanada, jako kraj bardzo rozległy, ma korzystne warunki dla rozwoju lotnictwa komunikacyjnego. Kanadyjczykom mieszkającym poza sześćdziesiątym równoleżnikiem trzeba dostarczyć żywność, odzież, korespondencję. W lotach komunikacyjnych nad kanadyjską Arktyką specjalizuje się przedsiębiorstwo „Nordair”, w którym pierwszym pilotem jest Polak — K. Szrejen, kapitan lotnictwa z okresu „Bitwy o W. Brytanię”.



Lotniczy transport towarów jest wciąż mechanizowany i racjonalizowany. Nie tylko załadunek odbywa się na paletach, lecz w Ameryce wprowadza się również specjalne samochody dostawcze o nośności 13 t. wyposażone w dwie platformy ładunkowe. Na liniach Air France opróżnianie przedziału bagażowego odbywa się przy pomocy transportera, którego taśmę stanowi uźebrowany pas gumowy.

*

„Telstar”, który jak wiadomo służy do międzykontynentalnego przekazywania obrazów telewizyjnych, został wykorzystany dla celów komunikacji lotniczej. Oto przykłady: „Air France” było pierwszym towarzystwem lotniczym, które za pośrednictwem „Telstaru” dokonało rezerwacji miejsc w samolotach. Z paryskiego biura przekazano zamówienie via „Telstar” do agencji tego towarzystwa w Nowym Jorku.

„Telstar” wykorzystany został przez amerykańskie linie lotnicze „TWA” dla przeprowadzenia telefonicznej rozmowy Angielskiego Biura Podróży z samolotem „TWA”, przelatującym nad Ameryką Północną. Amerykańskie biuro podróży wykorzystało „Telstar” dla dokonania transferu czeków podróżniczych.

Silna konkurencja między towarzystwami lotniczymi zmusza niektóre przedsiębiorstwa do obniżenia ceny biletów

samolotowych poniżej taryfy ustalonej przez zrzeszenie IATA. W wypadku ujawnienia tego rodzaju wykroczeń towarzystwo lotnicze płaci ogromną grzywnę — do 25 tys. dolarów. Wykrywaniem wykroczeń zajmują się specjaliści inspektorzy zwani „policją IATA”.



Samolot Lockheed 10 A „Electra” odbył swój ostatni jubileuszowy z Montrealu do Vancouveru w XXV rocznicę pierwszego lotu pasażerskiego w służbie Trans-Canada Airlines, aby stać się historycznym eksponatem kanadyjskiego National Aviation Museum. Przypomnijmy, że samolot ten w 1938 r. został również wprowadzony na linie PLL.

Konferencja naukowo-techniczna ILOT

Instytut Lotnictwa organizuje w dniach 21—23 maja 1964 r. konferencję naukowo-techniczną pt. „Miernictwo Dynamicznych Wielkości Mechanicznych”.

Zadaniem konferencji jest wszechstronne zapoznanie pracowników przemysłu — użytkowników metod i aparatury, głównie inżynierów mechaników, z metodami pomiarowymi dynamicznych wielkości mechanicznych oraz podanie przeglądu osiągalnej aparatury krajowej do pomiaru tych wielkości. Równocześnie z konferencją przewidziana jest wystawa aparatury.

Tematyka konferencji obejmuje następujące dziedziny miernictwa:

1. Pomiar i analiza drgań.
2. Pomiar momentu obrotowego.
3. Pomiar i analiza naprężeń.
4. Pomiary ciśnień.
5. Pomiar temperatur szybkozmiennych.
6. Pomiary obrotów.
7. Pomiary wydatku.
8. Zdalne bezprzewodowe przekazywanie pomiarów.
9. Rejestracja pomiarów.

Tematyka powyższa ujęta w około 40 referatach i komunikatach wydanych drukiem w formie materiałów konferencyjnych o objętości ponad 300 stron druku przesłana została uczestnikom w celu zapoznania się z nimi, przestudiowania i sprecyzowania pytań, wątpliwości i potrzeby uzupełnień tematycznych w dyskusji.

Referaty i komunikaty opracowane zostały przez specjalistów Instytutu Lotnictwa, jak również przez katedry wyższych uczelni, placówki PAN, instytuty i biura konstrukcyjne.

Na każdy dzień konferencji zgrupowane zostały referaty i komunikaty o zbliżonej i pokrewnej tematyce.

Na dzień 21.V.64 r. przewidziane są tematy związane z pomiarami i aparaturą tensometryczną.

W dniu 22.V.64 r. przewiduje się omówienie pomiarów i analizy drgań, pomiarów obrotów, rejestracji pomiarów i pomiarów zdalnych.

W dniu 23.V.64 r. — pomiary momentu obrotowego, wydatku i temperatury.

W programie konferencji przewidziano czas na zapoznanie się z eksponatami wystawy. Organizatorzy konferencji przewidują uczestnictwo ponad 350 osób z różnych zakładów przemysłowych podległych głównie Ministerstwu Przemysłu Ciężkiego, z biur konstrukcyjnych, instytutów i katedr wyższych uczelni.

Trzeba podkreślić nowe formy prowadzenia obrad, które nie przewidują wygłaszania referatów ani komunikatów, ani nawet ich skrótów, zakładając, że uczestnicy, otrzymując dostatecznie wcześniej materiały, będą dobrze zapoznani z nimi i przygotowani do wymiany poglądów. Zapoczątkowanie dyskusji na każdy temat nastąpi przez wygłoszenie krótkiego, 10-minutowego referatu. Przewidziane są również krótkie wyjaśnienia i uzupełnienia autorów referatów.

Za zorganizowanie, zapoznanie i zbliżenie do przemysłu, a szczególnie dla umożliwienia inżynierom i mechanikom poznania tych nowoczesnych dziedzin techniki, ich olbrzymich możliwości, zaszczytnie potrzeby stosowania prezentowanej aparatury elektronicznej należą się Instytutowi Lotnictwa słowa uznania. Komitetowi Organizacyjnemu Konferencji pod przewodnictwem mgr inż. W. B. za olbrzymi wkład pracy od wszystkich inżynierów mechaników gorące słowa podziękowania.

Tematy referatów:

1. Halotronowy modulator oporności dla zdejmowania charakterystyk amplitudowych i fazowych mostków tensometrycznych — J. Lasocki.
2. Pomiar i analiza charakterystyki częstotliwościowej układu nieliniowego — Wł. Bogusz.
3. Metody i aparatura do pomiaru drgań — J. Fórmaniak.
4. Analiza częstotliwościowa i amplitudowa przy pomiarze drgań — W. Makulski.
5. Magnetyczne metody pomiaru skręcającego momentu mechanicznego — T. Słuszkiewicz.
6. Pomiar momentu obrotowego silnika ułamkowej mocy — J. Szwaacki.
7. Wytyczne dla odbiorów technicznych aparatury tensometrycznej — J. Lasocki.
8. Badania naprężeń w pojazdach mechanicznych — R. Czarniński i T. Tomaszewski.
9. Zastosowanie metody elektrycznej tensometrii oporowej do pomiaru naprężeń na elementach wirujących — J. Samotrzewski i J. Łaziński.
10. Pomiar naprężeń w podwyższonych i wysokich temperaturach — K. Wojtyra i J. Łaziński.
11. Wybrane zagadnienia elektrycznej tensometrii oporowej — J. Łaziński.
12. Pomiar prędkości i ciśnienia w przepływie — T. Bernat.
13. Mierniki tensometryczne do pomiaru ciśnień — M. Burzyński.
14. Pomiar wysokich temperatur szybkozmiennych metodą spektrometryczną za pomocą odwróconych linii sodu — J. Pyliński.
15. Miernik temperatury dla celów sterowania — A. Radó.
16. Numeryczny pomiar średniej prędkości i średniego przyspieszenia w ruchu obrotowym — Z. Karkowski i J. Nowaczewski.
17. Urządzenie elektronowe do pomiaru prędkości obrotowej w warunkach dynamicznych — J. Wyrwiński.
18. Cyfrowy pomiar liczby obrotów — Z. Krawczyk.
19. Pomiar wydatku cieczy — J. Seroka i K. Myszka.
20. Zdalne, bezprzewodowe przekazywanie wyników i pomiarów — C. Lichodziejewski.

21. Rejestracja pomiarów w oparciu o cyfrową technikę pomiarową — A. Sowiński.
22. Rejestratory — kompensatory szybko kopiszące — J. Majda.
23. Zapis oscylograficzny prędkości obrotowej — K. Ostrowski.
24. Aparatura rejestrująca stosowana przy pomiarach wielkości mechanicznych metodami elektrycznymi — B. Kłos.

25. Automatyzacja pomiarów w tunelu aerodynamicznym — R. Zarzycki.

Poza tym zgłoszonych zostało około 15 komunikatów. Referaty i komunikaty ukazały się drukiem w specjalnym wydawnictwie materiałów konferencyjnych.

Wiadomości SIMP

Plenarne zebranie Zarządu Głównego SIMP

W dniu 27 stycznia rb. odbyło się w Warszawie plenarne zebranie Zarządu Głównego SIMP, w którym wzięli udział przedstawiciele oddziałów, komisji i sekcji Stowarzyszenia oraz delegaci SIMP do Rady Głównej NOT i przedstawiciele redakcji czasopism SIMP.

Po otwarciu zebrania głos zabrał wiceminister Przemysłu Ciężkiego, członek Zarządu Głównego SIMP, mgr inż. Zdzisław Nowakowski, który omówił zadania gospodarcze resortu na rok bieżący.

Na wstępie min. Nowakowski wskazał na poważne zadania, stojące przed przemysłem maszynowym, co zostało podkreślone w uchwałach X i XIV Plenum KC PZPR, jak również na specjalnej naradzie odbytej w styczniu rb. w Komitecie Centralnym Partii.

Przemysł maszynowy ma zasadnicze znaczenie w rozwoju i rekonstrukcji gospodarki narodowej oraz poprawie struktury handlu zagranicznego, a podstawowym jego zadaniem jest dostarczenie gospodarce narodowej nowoczesnych, wysokosprawnych, dobrze i w odpowiednim czasie wykonanych maszyn i urządzeń. Od przemysłu maszynowego zależy rozwój wszystkich gałęzi gospodarki narodowej i struktury spożycia ludności.

Mimo niekorzystnych warunków ubiegłego roku, zakończył się on pomyślnie wykonaniem zadań państwowych w zakresie produkcji globalnej i towarowej, co pozwoliło pełniej pokryć przez przemysł maszynowy potrzeby inwestycyjne gospodarki narodowej, rozwinąć eksport maszyn i urządzeń oraz polepszyć zaopatrzenie ludności w artykuły konsumpcyjne trwałego użytku.

Cytując dane liczbowe, ilustrujące wzrost udziału przemysłu maszynowego w ogólnej produkcji przemysłowej kraju i w eksporcie, min. Nowakowski podał, że plan na rok 1964 przewiduje niższe niż w latach poprzednich tempo wzrostu produkcji globalnej, co spowodowane jest między innymi ograniczonymi możliwościami dostaw materiałów z produkcji krajowej i z importu.

W realizacji zadań przemysłu maszynowego pierwsze miejsce zajmuje dalsze wzmoczenie eksportu, który w zakresie wyrobów tego przemysłu jest szczególnie korzystny. Udział eksportu przemysłu maszynowego w całości eksportu jest w Polsce znacznie niższy niż w innych krajach i plan na rok 1964 przewiduje jego znaczny wzrost. Równocześnie ze wzrostem eksportu powinna nastąpić zmiana jego profilu na wyroby mniej materiałochłonne, a bardziej pracochłonne i o wyższej opłacalności dewizowej. Należy więc ograniczać eksport wyrobów takich, jak wagony towarowe i proste statki-masowce, zwiększając eksport wagonów osobowych, chłodniczych itp. oraz statków rybackich i przemysłowych, zaś w eksporcie wyrobów nowych zwrócić uwagę na wyroby o niskiej materiałochłonności i wysokiej opłacalności dewizowej, jak wyroby przemysłu precyzyjnego, automatyki itp.

W związku z tym, przyjęto w przemysle maszynowym zasadę, że każde uruchamianie nowych wyrobów rozpoczynane w początkowej fazie dla zaspokojenia potrzeb krajowych musi być rozpatrywane z punktu widzenia spełnienia warunków nowoczesności, jakości, poziomu technicznego, efektywności ekonomicznej i potrzeb rynku zagranicznego, dla stworzenia możliwości eksportu tych wyrobów w dalszej fazie produkcji.

Drugim, podstawowym kierunkiem działania, który obecnie nabrał szczególnego znaczenia, jest sprawa oszczędności materiałów, przede wszystkim wyrobów hutniczych. Nie chodzi tu o załatwienie tych spraw jedynie drogą administracyjną, lecz oszczędności powinny być wynikiem wprowadzania nowoczesnej konstrukcji maszyn i urządzeń, poprawnej technologii wytwarzania, dobrze zorganizowanej gospodarki materiałowej oraz obniżania kosztów wytwarzania.

Dla przeciwdziałania zmniejszeniu nakładów inwestycyjnych trzeba zwrócić uwagę na lepsze wykorzystanie istniejących zdolności produkcyjnych przez uzupełnianie wyposażenia zakładów w urządzenia i maszyny oraz stosowanie postępowej techniki. Analiza wykorzystania zdolności produkcyjnej przemysłu maszynowego wykazała niepełne jej wykorzystanie i istnieje możliwość zwiększenia produkcji bez specjalnych nakładów inwestycyjnych na nowe

powierzchnie produkcyjne, a jedynie przez lepsze wykorzystanie powierzchni istniejących, wyposażenie w maszyny, dobrojenie i zainwestowanie potrzebnych urządzeń.

Konieczne jest również przyspieszenie rozwoju produkcji maszyn i urządzeń dla przemysłu chemicznego, co wiąże się z koniecznością rozwoju zaplecza konstrukcyjno-badawczego. Rozwinięcia wymaga również produkcja elementów i zespołów automatyki i aparatury kontrolno-pomiarowej.

Z kolei min. Nowakowski omówił kierunki rozwoju przemysłu obrabiarkowego, sprawy wykorzystania i modernizacji istniejących i budowy nowych odlewni oraz sprawy rozwoju kuźni i tłoczni.

Mówca poruszył również zagadnienie uruchomienia w następnej 5-latce szeregu specjalizowanych zakładów dla rozszerzenia produkcji łożysk tocznych, sprzęgieł, hamulców, kół zębatach, sprężyn itp.

Obecny poziom sił wytwórczych przemysłu maszynowego oraz już dokonany i projektowany postęp techniczny wymaga stałego doskonalenia metod planowania i zarządzania. Istniejący obecnie system oparty na wielkości produkcji globalnej nie stwarza warunków dla rozwijania i podejmowania produkcji najbardziej potrzebnej dla kraju, nie sprzyja w dostatecznym stopniu rozwojowi postępu technicznego i nie daje obiektywnej oceny działalności przedsiębiorstw.

Dla usunięcia nieprawidłowości resort opracował zasady nowego systemu planowania, przyjmując jako podstawowy miernik produkcji normatywną pracochłonność wykonywanej produkcji, a jako podstawowy bodziec działalności przedsiębiorstwa — polepszenie efektywności ekonomicznej, wynikiem z obniżki kosztów własnych i wykorzystania środków trwałych i obrotowych.

Konieczność stałego podnoszenia poziomu technicznego i organizacyjnego przemysłu maszynowego wymaga stałego doskonalenia metod kierowania tym przemysłem. W tym celu resort pogłębia stale współpracę z organizacjami naukowymi, rozwija działalność swych placówek naukowo-badawczych i stwarza warunki dla podwyższania poziomu wiedzy i kwalifikacji zawodowych personelu inżynieryjno-technicznego.

Resort obserwuje z zadowoleniem skuteczną działalność SIMP w tym kierunku, a organizowane przez Stowarzyszenie konferencje i narady bezspornie pomagają pracom resortu i wyniki tych konferencji są z uwagą studiowane, a słuszne wnioski przyjmowane do realizacji.

Z kolei zabrał głos inż. Mieczysław Gałęcki, dyrektor Departamentu Techniki Komitetu Drobnej Wytwórczości, który omówił kierunki pracy przemysłu metalowego drobnej wytwórczości.

Przemysł ten powiązany jest czynnikiem z całym przemysłem polskim w dziedzinie dostaw zaopatrzeniowo-inwestycyjnych i rynkowych oraz w dziedzinie kooperacji i usług. Postawione zostały przed nim w bieżącej 5-latce poważne zadania rozwojowe zarówno w zakresie wzrostu wartości produkcji, jak i przemian jakościowych.

Rozwój państwowego i spółdzielczego przemysłu terenowego winien iść w kierunku rozszerzenia produkcji, opartej na umowach kooperacyjnych z przemysłem kluczowym, a w szczególności z przemysłem maszynowym, motoryzacyjnym i elektrotechnicznym, jak również w kierunku zwiększenia produkcji eksportowej.

W świetle poważnego powiązania kooperacyjnego i asortymentowego KDW z Ministerstwem Przemysłu Ciężkiego, szczególnego znaczenia nabiera działalność komisji międzyresortowej do spraw podziału produkcji pomiędzy te dwa resorty. Prace tej komisji, prowadzone od pierwszego kwartału 1963 r., dobiegają końca i odpowiednio wnioski zostaną przedstawione kierownictwu resortów w tym kwartale.

Zacieśnienie współpracy międzyresortowej na płaszczyźnie administracyjno-gospodarczej, jak i na płaszczyźnie SIMP, pozwoli na wykonanie zadań, jakie postawiono przed KDW na rok bieżący i lata najbliższe.

Następnie zabrał głos inż. Sobiesław Zbierski, przewodniczący Zarządu Głównego SIMP, który — po złożeniu podziękowania przedstawicielom resortów za wygłoszone referaty — omówił na ich tle plan działalności Stowarzyszenia na rok bieżący.

Rok 1963 był rokiem dalszego poważnego rozwoju działalności organizacyjnej i technicznej SIMP. Podniesiony został autorytet i waga kół zakładowych Stowarzyszenia, a włączenie przedstawicieli kół do samorządów robotniczych otworzyło nowe drogi do wyzwolenia twórczej inicjatywy inżynierów i techników w zakładach pracy, co znajduje potwierdzenie w rozwoju postępu technicznego i popularyzacji wiedzy technicznej.

Wzmożenie działalności Stowarzyszenia spowodowało wzrost zainteresowania jego działalnością, co przejawiało się w znacznym wzroście ilości członków SIMP.

Rozwijająca się działalność inżynierów i techników, przejawiająca się w aktywnym włączeniu się do prac samorządów robotniczych, umożliwiona została dzięki uchwałom V Kongresu Związków Zawodowych oraz Plenum CRZZ i Rady Głównej NOT z 31.V. 1963 r. Szerokie perspektywy możliwości wspólnego rozwiązywania ze związkami zawodowymi problemów gospodarczych i socjalno-bytowych umożliwia ściśle powiązanie działalności SIMP ze Związkiem Zawodowym Metalowców oraz Związkiem Zawodowym Pracowników Gospodarki Komunalnej i Przemysłu Terenowego.

SIMP kontynuuje i rozwija rozliczne formy podnoszenia kwalifikacji swych członków w oparciu o własną bazę naukowo-techniczną i poprzez współpracę z bratnimi organizacjami krajów demokracji ludowej.

Szybki rozwój techniki powoduje konieczność stałego jego śledzenia i Stowarzyszenie będzie dążyło do rozwijania inicjatywy w tym kierunku i będzie się włączać do realizacji różnych form informacji naukowo-technicznej i doszkalania inżynierów i techników.

Przytoczone wyżej główne przejawy życia stowarzyszeniowego stanowią podstawową wytyczną działalności SIMP w 1964 r.

Właściwe działanie Stowarzyszenia powinno się opierać na należytym zharmonizowaniu z pracami Komitetu Nauki i Techniki, Ministerstwa Przemysłu Ciężkiego i Komitetu Drobnej Wytwórczości, zaś poprzez sekcje Stowarzyszenia — ze zjednoczeniami przemysłu i instytucjami.

Twórcza aktywność inżynierów i techników może się rozwijać jedynie na podstawie ciągle uzupełnianej wiedzy. W programie na rok bieżący Stowarzyszenie przewiduje szeroką działalność szkoleniową, skierowaną na podstawowe kierunki działalności, a więc na ogólną ilość planowanych ponad 300 kursów, około 36% skierowanych będzie na zagadnienia technologiczno-organizacyjne, zaś na zaplanowanych 65 konferencji i narad, 84% stanowić będzie również tematyka technologiczno-organizacyjna. Wokół tych zagadnień koncentrować się będzie także współpraca z zagranicznymi stowarzyszeniami technicznymi.

Jedną z form wymiany doświadczeń są czasopisma techniczne i konieczne jest dalsze działanie dla rozwoju czytelnictwa i wzmocnienie sieci korespondentów terenowych.

Przechodząc do omówienia szczegółowej działalności Stowarzyszenia, inż. Zbierski powiedział, że w r. 1963 odbyło się 14 konferencji naukowo-technicznych, zaś 3 zostały przesunięte na rok bieżący. Z 80 zaplanowanych narad zrealizowano w roku ubiegłym jedynie 27 oraz 14 narad pozaplanowych, tak więc wykonanie planu na tym odcinku nie było zadowalające.

Sekcje i oddziały Stowarzyszenia zaplanowały na rok obecny 28 konferencji i 76 narad, jednak Prezydium ZG SIMP — po przeanalizowaniu proponowanej tematyki i biorąc pod uwagę wykonanie planu roku 1963 — zatwierdziło do realizacji jedynie 14 konferencji i 51 narad. Konieczne jest dotrzymanie ustalonych terminów tych imprez, jak również ściśle stosowanie się do preliminarzy wydatków, związanych z ich organizacją. Na każdej konferencji i naradzie należy również omówić na wstępie zagadnienia odbytej uprzednio imprezy o tej samej tematyce i wykorzystanie jej materiałów i wniosków.

Kierunki działalności szkoleniowej w roku 1964 ustalone zostały zgodnie z potrzebami Ministerstwa Przemysłu Ciężkiego i Komitetu Drobnej Wytwórczości. Pod względem ilościowym utrzymuje się poziom zeszłoroczny, to jest przewiduje się zorganizowanie 300 kursów, przy czym zwrócona będzie większa uwaga na kadry wykładowców, szersze stosowanie pomocy naukowych, danie efektywności kursów itp. Czynione będą również wysiłki w kierunku zwiększenia ilości ośrodków szkoleniowych oraz powstawanie niektórych ośrodków na potrzeby węższych specjalizacji. Jeżeli chodzi o kierunki tematyczne kursów, to największą ilość dotyczy technologii, następnie kolejno: organizacji produkcji, pomiarów i kontroli, eksploatacji i remontów maszyn, bezpieczeństwa i higieny pracy itp.

W zakresie działalności odczytowej nastąpiła w ostatnich dwóch latach stabilizacja. W roku 1962 na zaplanowaną ilość 1544 odczytów zrealizowano 1646, plan na rok 1963 przewidywał ich 1550 (według jeszcze danych o realizacji), zaś plan na rok bieżący przewidywał 1846 odczytów.

Na odcinku współpracy z zagranicą przewiduje się — między innymi — przybycie do Polski na zaproszenie SIMP około 20 osób na konferencje, z czego blisko połowę stanowią uczestnicy w Warszawie Okrętowców. W 1963 r. Stowarzyszenie gościło na konferencjach i naradach 53 osoby z zagranicy oraz 8 prelegentów.

W roku bieżącym są przewidziane wyjazdy za granicę na konferencje w krajach demokracji ludowej, natomiast nie przewiduje się — z uwagi na trudności dewizowe — wyjazdów do krajów kapitalistycznych.

Z kolei inż. Zbierski omówił działalność organizacyjną Stowarzyszenia, wskazując na konieczność przeprowadzenia przez oddziały weryfikacji członków dla skreślenia osób nie płacących składek członkowskich i zwrócił uwagę na konieczność zaostrożenia dyscypliny finansowej, szczególnie na odcinku dokonywania przez oddziały niepreliminowanych wydatków.

Po referacie inż. Zbierskiego wywiązała się ożywiona dyskusja w której przedstawiciele oddziałów, komisji i sekcji Stowarzyszenia poruszali zagadnienia przedstawione w referatach przedstawicieli resortów i Przewodniczącego ZG SIMP.

W następnym punkcie porządku dziennego przedyskutowano stał i zatwierdzony nowy schemat organizacyjny Stowarzyszenia, jak również szereg regulaminów poszczególnych ogniw organizacyjnych SIMP. Podkreślić należy, że prace nad schematem i regulaminami, prowadzone przez Komisję Organizacyjną SIMP, trwały ponad 1½ roku, w którym to czasie projekty regulaminów kosztowne były z wszystkimi komórkami Stowarzyszenia.

Wobec zmian organizacyjnych wynikających z nowego schematu i w związku z upływem kadencji, powołano nowych przewodniczących poszczególnych komisji Zarządu Głównego SIMP, upoważniając Prezydium Zarządu Głównego Stowarzyszenia do zatwierdzenia pełnego składu komisji, zaproponowanego przez poszczególnych przewodniczących.

Poza tym zatwierdzono zmianę nazwy Oddziału SIMP w Nowym Hucie na Oddział w Hucie im. Lenina, jak również zdecydowano o przekształceniu dotychczasowej Komisji Technicznej Ochrony Pracy na sekcję o tej samej nazwie i postanowiono zmienić nazwę Sekcji Wytrzymałościowej SIMP na Sekcję Wytrzymałości i Sabotażu Materiałów.

Postanowiono również powołać przy Zarządzie Głównym Stowarzyszenia Sekcję Techniki Ciepłej, która koordynować będzie działalność sekcji oddziałowych, a mianowicie: Sekcji Aparatury Przemysłowej w Krakowie, Sekcji Techniki Pylowej w Katowicach, Sekcji Turbinowej w Elblągu, Sekcji Spalinowych w Poznaniu i Warszawie oraz Sekcji Energetycznych w Poznaniu, Szczecinie i w Warszawie.

Na zakończenie zebrania omówiono szereg spraw organizacyjnych Stowarzyszenia.

Najlepszą gwarancją punktualnego otrzymywania

c z a s o p i s m a

jest jego prenumerata

Elektroautomatka surowych i samolotnych radiolokacyjnych stacji, W. M. Artamanow, Sudpromgiz, Leningrad, 1962 r., stron 164, cena 87 kop.

W książce rozpatrzono podstawowe rodzaje elektroautomatyki samolotowych i okrętowych zespołów radiolokacyjnych, ich przeznaczenie i stawiane im wymagania. Treść książki podzielono na dwie części. W części pierwszej omówiono zagadnienia stosowania elementów elektroautomatyki w okrętowych i samolotowych zespołach radiolokacyjnych, podano opisy odległościowych układów synchronicznych przekładni dla określania współrzędnych kątowych i odległości opartych na zastosowaniu selsynów, opisy układów stabilizacji obrazu na ekranie wskaźnika względem północy i wprowadzenia poprawek na kołysanie, opisy elektroautomatyki przebieżnikowej oraz układów sterowania antenami okrętowych i samolotowych stacji radiolokacyjnych oraz metody uzyskania obroty anten. W drugiej części przedstawiono układy śledzące okrętowych i samolotowych stacji radiolokacyjnych, przeznaczenie układów śledzących w automatyce, ich stateczność, dokładność i szybkość działania. Opisano też typowe elementy układów śledzących, ich charakterystyki i klasyfikację, charakterystyki dynamiczne i częstotliwości kilku typów wzmacniaczy magnetycznych. Podano również podstawy teorii liniowych układów śledzących oraz z analizą stateczności, niektóre metody korekcji dynamicznych własności układów śledzących, oraz opisy przykładowych układów śledzących, jak i zautomatyzowanych radiolokacyjnych zespołów zabezpieczających przed zderzeniami w powietrzu. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół technicznych, może być też wykorzystana przez inżynierów i techników w czasie eksploatacji stacji radiolokacyjnych.

L. S.

Osnowy awiacionnowo elektropriwoda, czast I — nieriegulirujemyj priwod, K. N. Borisow, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 204, cena 71 kop.

W książce przedstawiono ogólne zagadnienia mechaniki napędu elektrycznego oraz zagadnienia związane z wyborem mocy silników napędzających mechanizmy wykonawcze. Rozpatrzono własności silników elektrycznych różnych typów, zasady opracowania ich charakterystyk, mechaniczne procesy przejściowe rozpędzania i hamowania w napędach elektrycznych, stany cieplne i wybór mocy silników kilkoma metodami. Podano też zasady obliczenia oporów rozruchu elektrycznych silników różnych typów, obliczenie oporów dynamicznego hamowania oraz oporów ruchu z uwzględnieniem przegrzania. Osobno przedstawiono zagadnienia aparatury i urządzeń sterowania samolotowymi napędami elektrycznymi, dając opisy aparatów sterujących, elektromagnetycznych zwieraczy wyłączników końcowych, przekaźników, automatów cieplnych chroniących silniki elektryczne przed przeciążeniami elektrycznymi i cieplnymi, oraz urządzeń hamujących. W dalszych rozdziałach przedstawiono układy i zasady sterowania napędami elektrycznymi, podsta wy teorii układów przekaźnikowo-zwierających oraz opisy niektórych układów sterujących napędami samolotowymi. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami i tabelami. Książka zawiera materiał pomocniczy dla projektowania dyplomowego, może być też wykorzystana przez inżynierów elektryków zajmujących się wyposażeniem elektrycznym samolotów.

L. S.

Awiachemiczeskaja zaszcita lesa, J. W. Tropin, Leschozizdat, Moskwa, 1962 r., stron 239, cena 30 kop.

W książce przedstawiono zagadnienia chemicznej ochrony lasów z powietrza przed szkodnikami przy użyciu sprzętu lotniczego. Podano krótko historię chemicznej ochrony lasów za pomocą samolotów oraz opisano rodzaje szkodników leśnych, z którymi prowadzi się walkę chemiczną, wyliczając szkodniki drzew szpilkowych i liściastych oraz szkodniki dalekowschodnie. Opisano używane związki chemiczne i zasady ich stosowania, wymagania stawiane chemikaliom oraz gotowe preparaty chemiczne stosowane przy opylaniu i opryskiwaniu, jak i normy zużycia środków chemicznych. W dalszych rozdziałach opisano samoloty i ich wyposażenie specjalne, urządzenia opryskujące i opylające oraz śmigłowce i ich wyposażenie do pokrywania środkami chemicznymi. Podano zasady Projektowania prac chemicznych z powietrza, czynności przygotowawcze przed akcją chemiczną oraz lotniczą obróbkę środkami chemicznymi polnych plantacji roślinnych. Omówiono też zasady opracowywania wyników walki środkami chemicznymi oraz zasady bezpieczeństwa wymagane go w czasie akcji chemicznych. Książka przeznaczona jest dla pracowników rejonów leśnych, zajmujących się przygotowaniem lotniczych akcji chemicznych do walki ze szkodnikami; wiadomości zawarte w książce mogą być też przydatne inżynierom projektującym wyposażenie samolotów stosowane do opryskiwania i opylania.

L. S.

Nowoje w chemiczeskoj borbie s wrieditielami lesa, A. I. Ilinskij, N. N. Chramcow, Goslesbumizdat, Leningrad, 1962 r., stron 136, cena 46 kop.

W książce przedstawiono osiągnięcia w dziedzinie walki chemicznej ze szkodnikami lasu środkami chemicznymi za pomocą sprzętu lotniczego. Przedstawiono chemiczne metody walki z masowymi owadami, szkodnikami drzew szpilkowych i liściastych, podano krótką historię rozwoju lotniczych metod chemicznej walki ze szkodnikami, dano charakterystyki stosowanych środków chemicznych. Opisano aparaturę samolotu AN-2 stosowaną do opylania i opryskiwania, porównano walkę chemiczną środkami lotniczymi i naziemnymi oraz specjalne zagadnienia walki chemicznej z poszczególnymi rodzajami szkodników, przytoczono też ogólne wnioski z poszczególnych rozpatrzonych zagadnień. Dodatkowo opisano zwalczanie środkami chemicznymi chrabaszczy majowych oraz dając wykaz głównych wtórnych szkodników sosny, cedru i modrzewiu oraz stosowane środki chemiczne, tereny występowania szkodników, jak i okresy ich występowania. Treść uzupełniono licznymi fotografiami, rysunkami i tabelami.

L.S.

Awiacionnoje mietałowiedienie, B. K. Wulf, K. P. Romadin, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 504, cena 1 rb 52 kop.

W drugim, znacznie przerobionym wydaniu pod redakcją prof. I. I. Kornitowa, omówiono nowe konstrukcyjne materiały lotnicze, stosowane w produkcji seryjnej i przyszłościowe, współczesne metody ich badania. Przytoczono teorię stopów metali, budowę i własności metali czystych, krystalizację i budowę wlewka, metody badania metali i stopów, zasady budowy stopów metali, omówiono też wykresy poszczególnych stanów budowy wewnętrznej oraz wykresy fazowe układów potrójnych. W rozdziale drugim przedstawiono zagadnienia wytrzymałości i plastycznych odkształceń metali, mechanizm odkształceń sprężystych i plastycznych, własności i budowy polikrystalicznych ciał w czasie odkształceń, podstawy teorii dyslokacji, zasady rekrytalizacji, własności metali w czasie badań dynamicznych, twardość metali, wytrzymałość zmęczeniową metali oraz wytrzymałość metali w wysokich i niskich temperaturach. W następnym rozdziale omówiono obróbkę cieplną i chemiczno-cieplną, jak wyżarzanie, normalizowanie, hartowanie i odpuszczanie. W dalszych rozdziałach podano przegląd lotniczych stali węglowych, stopowych, nierdzewnych, żarowytrzymałych oraz narzędziowych. Omówiono też wpływ składników stopowych oraz klasyfikację i zasady oznaczania stali stopowych. Opisano stopy kolorowe aluminiowe, magnezowe, tytan i jego stopy oraz miedź i stopy łożyskowe. W osobnym rozdziale opisano wpływ promieniowania na budowę i własności metali oraz materiały stosowane do budowy reaktorów atomowych. Szerzej rozpatrzono też zagadnienie korozji stopów lotniczych, a w szczególności stali węglowych, wysokostopowych, stopów aluminiowych i magnezowych. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, wykresami, tabelami, fotografiami i mikrofotografiami. Książka przeznaczona jest tak dla studentów wyższych szkół lotniczych, jak i dla inżynierów metalurgów i konstruktorów przemysłu lotniczego.

L.S.

Technologia awiacionnowo priborostrojenja, A. N. Gawrilow, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 472, cena 1 rb 40 kop.

W książce przedstawiono podstawy projektowania technologicznych procesów produkcji lotniczych przyrządów pokładowych. Jest to drugie wydanie tej książki, rozszerzone i uzupełnione. Podstawy projektowania procesów technologicznych wykonania detali omówiono z uwzględnieniem charakterystycznych własności wykonania lotniczych przyrządów pokładowych, rozpatrzono metodykę projektowania i zachowania podstawowych etapów technologicznych procesów, specjalną uwagę zwracając na zachowanie wymaganej dokładności produkcji z równoczesnym wprowadzeniem mechanizacji i automatyzacji produkcji. Rozpatrzono procesy technologiczne wykonania detali specjalnych, montażu przyrządów lotniczych, typowe i specjalne procesy obróbki w budowie przyrządów, zwracając specjalną uwagę na wysokowydajne technologiczne procesy obróbki i metody ich wprowadzania do produkcji. Omówiono typowe procesy obróbki osi, wałków, elementów zębatych, gwintów, płyt, skal, korpusów i sprężyn oraz specjalne procesy technologiczne obróbki elementów sprężystych i elektrycznych oraz detali przyrządów żyroskopowych. Rozpatrzono też zagadnienia technologiczności konstrukcji oraz przeprowadzenia techniczno-ekonomicznej analizy procesów technologicznych. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami, wykresami i tabelami. Książka jest wydana jako podręcznik dla studentów specjalizujących się w produkcji lotniczych przyrządów pokładowych, mogą też z niej korzystać pracownicy techniczni zakładów budowy przyrządów pokładowych.

L.S.

Tropikalizacja elektrooborudowania, M. Richtera, B. Bartakowa, Gosenergoizdat, Moskwa—Leningrad, 1962 r., stron 400, cena 3 rb 17 kop.

Książka rozpatruje zagadnienia wykonania wyposażenia i sprzętu elektrycznego dla pracy w strefie tropikalnej. Książka napisana została przez autorki czeskie w roku 1960 i przetłumaczona przez W. J. Wasina na język rosyjski. Jest ona wynikiem ponad dziesięcioletniej pracy naukowo-doświadczalnej w laboratoriach i w stacjach doświadczalnych w klimacie tropikalnym. Rozpatrzono szczegółowo wyniki badań klimatycznych czynników, mających wpływ na sprzęt elektrotechniczny, takich jak wysoka temperatura powietrza, nagłe zmiany temperatury, bardzo duża i bardzo mała wilgotność powietrza, jej nagłe zmiany, działanie soli morskiej, pyłu, piasku, zanieczyszczeń chemicznych, działanie promieniowania słonecznego, mikroorganizmów i tropikalnej fauny, oddziaływanie burz deszczowych i pyłowych. Przedstawiono higroskopijność materiałów dielektrycznych i izolacyjnych oraz wpływ jej na oporność i wytrzymałość materiałów, mikrobiologiczną korozję oraz metody badania odporności przeciw pleśniom i grzybom. Osobno opisano metody badań klimatycznych i wyposażenie badawcze. Rozpatrzono również oddziaływanie czynników klimatycznych na materiały niemetalowe i metale, technologię zabezpieczania przed oddziaływaniem klimatu przez pokrycia ochronne, hermetyzację, konserwację i opakowanie. Omówiono też wykonanie sprzętu elektrycznego, zwracając uwagę na zasady projektowania i wykonania urządzeń wysokiego i niskiego napięcia, urządzeń rozdzielczych, transformatorów, sieci elektrycznej, maszyn obrotowych, aparatury elektronowej, urządzeń łączności i przyrządów pomiarowych oraz przewodów i kabli. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, wykresami, tabelami, fotografiami i mikrofilmami. Podano też bardzo obszerny wykaz literatury, wykaz skrótów nazw czasopism oraz wykaz przedmiotowy i geograficzny. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów i technologów zajmujących się wykonaniem i dostawą sprzętu elektrotechnicznego i maszynowego dla stref tropikalnych, dla pracowników eksportu i pracowników instytutów badawczych.

L.S.

Sriedstwa mechanicznej izgotowlenja i kontrola żgutów elektroprowodów, N. J. Cibizow, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 240, cena 92 kop.

Książka zawiera opis konstrukcji, zasady pracy, podstawowe charakterystyki techniczne wyposażenia, przyrządów narzędzi i aparatów kontrolno-pomiarowych stosowanych przy wykonywaniu i kontroli wiązek przewodów elektrycznych. Podano opisy wyposażenia, narzędzi i oprzyrządowania stosowanych w robotach przygotowawczych, a przede wszystkim automatów i narzędzi do odmierzania długości i wykonania cięcia i zaczyszczania końcówek przewodów, do oznaczania i cięcia opasek ze znakami, opis zelektryfikowanych szablonów do składania przewodów w wiązki, oprzyrządowania i narzędzi do automatycznego bandażowania oraz nakładania osłon i ekranujących opłotów na przewody i wiązki, narzędzi i przyrządów stosowanych do lutowania przewodów. Rozpatrzono też stosowanie oprzyrządowania i narzędzi stosowanych do łączenia przewodów z końcówkami metodą zaciskania w prasach lub ręcznie oraz używane oprzyrządowanie i narzędzia pomocnicze do prac ręcznych. W osobnej części książki podano opis aparatury kontrolno-pomiarowej do badania wiązek przewodów elektrycznych, jakości połączeń przewodów, wytrzymałości mechanicznej przewodów i oporów stykowych oraz aparatury do pomiaru oporów izolacji, jak i wykrywania przerw, zwarć i innych uszkodzeń. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami i fotografiami. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów, technologów i pracowników przemysłu lotniczego, okrętowego, samochodowego i radiotechnicznego.

L.S.

Elektriczieskie izmierienja aerofiziczieskich wieliczin, Ł. G. Kaczurin, Izdatielstwo Leningradskowo Uniwersitietu, 1962 r., stron 416, cena 89 kop.

Książka omawia podstawy fizyczne techniki pomiarowej stosowanej w badaniach czynników atmosferycznych. Opisano podstawowe urządzenia elektryczne stosowane w aparaturze aerofizycznej, jak elektronowe oscylografy, przetwornice fotoelektryczne, wzmacniacze sygnałów, układy mostkowe, potencjometry, detektory fazowe i automatyczne urządzenia synchronizujące, zasady pomiaru temperatur i pomiaru wilgotności powietrza różnymi metodami, metody pomiaru przepływów powietrza anemometrami różnych typów, metody pomiaru pionowych gradientów wielkości aerofizycznych takich, jak temperatura powietrza, wilgotność powietrza i gradient wiatru. Opisano też zasadę pomiarów strukturalnych aerofizycznych wielkości w zastosowaniu do wyznaczenia średnich wielkości czasowych temperatury i przepływów powietrza oraz zasady stosowania izotopów i promieniowania radioaktywnego dla celów pomiarów geofizycznych, jak metoda znaczonych cząsteczek przy pomiarze przepływów powietrza o większych wymiarach. Osobno rozpatrzono zasady pomiarów odległościowych, aparaturę odległościową z łącznością przewodową, aparaturę radiote-

lemetryczną i zasady pomiarów z zastosowaniem rakiet i sztucznych satelitów Ziemi wraz z zasadami przekazywania parametrów. Podano liczne rysunki, schematy, wykresy i wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych specjalistycznych szkół technicznych w zakresie pomiarów aerofizycznych. Książka może być też wykorzystywana przez specjalistów aerohydromechaniki, techniki cieplnej i budowy przyrządów lotniczych.

Radiooborudowanje samolotów, N. A. Kaganowicz, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 200, cena 62 kop.

Książka zaznajamia czytelnika z urządzeniami i zasadami współczesnego wyposażenia samolotu dla łączności radiowej, nawigacji i wykonywania ślepego lądowania. Omówione są zasady rozchodzenia się fal radiowych różnych długości, zasady łączności i opis ich poszczególnych zespołów, z omówieniem metody odległościowego sterowania aparatami, radiotelefony pokładowe i radiobusole z wyjaśnieniem zasad ich pracy, stosowanie dróg selsynowych wskaźników kursu i metod usuwania błędów. Przedstawiono też urządzenia lotnicze do bliskiej i dalekiej nawigacji, lotnicze odległościomierze radiowe, z omówieniem metody pracy i działania poszczególnych zespołów, lotnicze odległościomierze, radiotechniczne systemy naprowadzania samolotów do lądowania w trudnych warunkach meteorologicznych oraz odbioru radiowego na samolocie i metody ich zmniejszenia. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami, wykresami i fotografiami. Książka przeznaczona jest dla słuchaczy wyższych szkół technicznych lotniczych.

Fasonnoje litio po wyplawlajemym modeliam, W. M. Korotki, W. M. Stiepanow, Oborongiz, Moskwa, 1962 r., stron 159, cena 89 kop.

W książce przedstawiono wyniki wieloletnich badań i doświadczeń z przemysłu w zakresie wykonywania precyzyjnych odlewów metodą wytapianych modeli, w zastosowaniu do wykonywania cienkościennych odlewów o dużych wymiarach i pełnych z łopatkami ze stopów żarowytrzymałych i stali o wysokiej wytrzymałości. W części pierwszej omówiono podstawy technologicznych procesów wykonania form dla modeli, wykonania samolotowych modeli, tworzenia na modelach ceramicznej skorupy, dalszego gotowania form, przygotowanie pieców topniczych, wytopów i stopów, odlewania w formy oraz oczyszczania odlewów obróbki cieplnej i kontroli jakości. W części drugiej rozpatrzono mechaniczne własności stosowanych stali i stopów oraz ich własności technologiczne takie, jak płynność, kurczliwość przy twardości i odporność na pęknięcia. W części trzeciej dano przykłady praktycznego zastosowania precyzyjnych odlewów kształtowych w produkcji seryjnej, przy wykonywaniu drobnych części, itp. z wysokowytrzymałych stali, jak i wykonania z różnych stopów złożonych odlewów o większych wymiarach. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, schematami, wykresami, tabelami i fotografiami. Ze względu na wykonywanie opisanymi metodami części samolotów i silników lotniczych, z książki tej mogą skorzystać technolodzy i metalurzy pracujący w przemyśle lotniczym.

Obsłużiwanie i remont samolotów, Cz. E. Czepiel, P. D. Eza Dż. L. Makkinli, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony SSSR, Moskwa, 1962. stron 352, cena 1 rb 25 kop.

Jest to skrócone tłumaczenie z oryginału amerykańskiego napisanego przez Instytut Lotniczy firmy Northrop. Autorami pracy są C. E. Chapel, R. D. Bent i J. L. Mc. Kinley. Tłumaczenie wykonał A. P. Smolin pod redakcją D. I. Niefiedowa. W książce opisano budowę i zasady pracy podstawowych elementów i typowych zespołów hydraulicznych instalacji samolotów, jak również zasady pracy amortyzatorów podwoziowych, kół i zespołów hamulcowych i zasady ich obsługi i naprawy. Szczegółowo omówiono budowę i zasady sterujących przepływem cieczy, zaworów i urządzeń sterujących i zabezpieczających oraz hydraulicznych układów sterujących. W dalszych rozdziałach dano opis metod obróbki cieplnej i badania metali, opis wyposażenia dla spawania gazowego elementów samolotów, opisano technikę gazowego spawania stopów aluminium, zastosowanie spawania przy naprawach konstrukcji lotniczych. Omówiono też szczegółowo nitowanie konstrukcji lotniczych, zasady naprawy metalowych konstrukcji lotniczych, naprawę linek i ściągien lotniczych. W ostatnim rozdziale opisano metody wyznaczenia ciężarów samolotu i ładunków, wpływ ładunku na jego stateczność, zasad wyznaczenia i załadowania ładunku środka ciężkości samolotu pustego i załadowanego. W szczególnych rozdziałach omówiono metody wykonywania napraw za pomocą spawania i nitowania w zastosowaniu do różnych części samolotu oraz prac regulacyjnych i kontroli materiałów. Książka przeznaczona jest dla specjalistów zajmujących się techniczną obsługą i remontami samolotów w warunkach lotniczych i w zakładach remontowych przemysłu lotniczego.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚROBEK INFORMACJI INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XIX

WARSZAWA, MAJ 1964 r.

ZESZYT 5

HYDROAERODYNAMIKA

533.6.073.4 5:533.6.071.2.011.55

ILot

532.551

ILot

Pearson H., Heurteux B. M. L.: Losses at sudden expansions and contractions in ducts. Straty przy nagłych rozszerzeniach i przewężeniach w przewodach. Aeron. Quart., 1963, t. 14, nr 1, s. 63—74, rys. 7.

W celu określenia ogólnych strat, występujących w przepływie zewnętrznym silników dwukonturowych, przeprowadzono studium strat, pojawiających się przy nagłych zmianach przekroju przewodów. Wykazano, że określone za pomocą znanych metod straty, występujące przy nagłych przewężeniach i rozszerzeniach przewodów, ulegają znacznemu zwiększeniu przy małych współczynnikach wypływu. Jeżeli uwzględnić tę okoliczność, straty ocenić można z dużą dokładnością. Stwierdzono także, iż opływowe wyprofilowanie przedniej części przeszkody blokującej przepływ jest wystarczającym środkiem, aby zmniejszyć straty do poziomu obliczeniowego i że w tym przypadku straty są podobne do występujących przy opływie danej przeszkody w strumieniu półnieskończonym. Wykazano także, iż przy szeregowym ustawieniu przeszkód w ten sposób, że powierzchnie przepływu są niegładkie, straty są znacznie mniejsze od sumy strat na poszczególnych przeszkodach opływanych oddzielnie.

J. Ch.

533.693.3

ILot

Cooke J. C.: Slender not-so-thin wing theory. Teoria niezbyt cienkiego skrzydła. ARC C. P., 1963, nr 659, s. 29, rys. 7.

Przedstawiono metodę przybliżonego obliczania współczynnika korelacji grubości w teorii smukłego skrzydła. Metodę tę sprawdzono przez zastosowanie do ciał o przekroju rombówym i stwierdzono dobrą zgodność dla niezbyt grubych profili ciał. Fakt ten sugeruje, że współczynnik korelacji w teorii smukłego skrzydła może być stosowany bez zmian do zlinearyzowanej teorii skrzydła o dużym wydłużeniu. Wniosek ten sprawdzono eksperymentalnie dla skrzydeł delta i stwierdzono, że teoria ta daje lepsze wyniki niż teoria cienkiego skrzydła w pobliżu linii środkowej skrzydła, lecz traci swe zalety, stosowana dla rejonów w pobliżu końców.

K.A.

533.693.3.:532.526

ILot

Catherall D.: Boundary layer characteristics of caret wings. Charakterystyki warstwy przyściennej skrzydła delta o profilu trójkątnym. ARC C. P., 1963, nr 694, s. 16, rys. 14, ods. 12.

Zastosowano teorię laminarnej warstwy przyściennej dla płaskiej ścianki i metodę „pośredniej entalpii” Eckerta w celu przybliżonego obliczenia grubości warstwy przyściennej odpowiadającej stracie wydatku, tarcia powierzchniowego i profilu temperatury na spodniej płaszczyźnie skrzydła delta o profilu trójkątnym. W pierwszym przybliżeniu założono równoległy przepływ za falą uderzeniową poza warstwę przyściennej oraz pominięto przesunięcie fali uderzeniowej przez warstwę przyściennej na krawędzi natarcia. Pominięto przejmowanie ciepła przez ciało, ale uwzględniono promieniowanie, tak że znaleziono lokalne wartości temperatury równowagi. Podano przykłady dla różnych wysokości i kształtów skrzydła oraz obliczono wpływ tarcia powierzchniowego na doskonałość profilu zakładając, że powierzchnia spodu skrzydła jest płaszczyzną.

A.K.

533.693.3.:532.526.4:533.6.011.5

ILot

Cooke J. C.: Turbulent boundary layers on delta wings at zero lift. Turbulentna warstwa przyściennej na skrzydłach delta przy zerowym kącie natarcia. ARC C. P., 1963, nr 696, s. 20, rys. 5.

Stwierdzono, że dla przepływu turbulentnego przy liczbie Macha 2, w pobliżu cienkiego skrzydła delta przy zerowym kącie natarcia, wpływ gradientu ciśnienia na warstwie przyściennej jest pomijalny. Pozwala to na uproszczenie obliczeń warstwy przyściennej, polegające na założeniu zbliżenia się i odsuwania od siebie linii prądu. W wyniku tego założenia stwierdzono, że oprócz linii środkowej, gdzie zbieżność linii prądu powoduje pogrubienie profilu w kierunku krawędzi natarcia, grubość warstwy przyściennej, odpowiedzialna za stracie impulsu, pozostaje bez zmian, jak dla płaskiej płytki o tym samym kształcie powierzchni. Pozwala to na proste obliczenie oporu ciśnieniowego warstwy przyściennej i oporu tarcia. Stwierdzono, że opór ciśnieniowy może być pominięty w dorównaniu do całkowitego oporu, podczas gdy opór tarcia jest taki sam, jak dla płaskiej płytki o tym samym kształcie powierzchni.

K.A.

533:693:533.6.013.12:533.6.011.5

ILot

Cooke J. C.: The boundary layer drag of bodies with swept trailing edges in supersonic flow. Opór warstwy przyściennej ciał ze skróconą krawędzią natarcia w przepływie naddźwiękowym. ARC C. P., 1963, nr 699, s. 17, rys. 2.

W poprzedniej pracy (ARC 24, 739) podano wzory na opór ciała z krawędzią natarcia, leżącą w płaszczyźnie prostopadłej do kierunku przepływu niezaburzonego. Obecnie rozszerzono te wyniki na ciała z krawędzią natarcia w formie gładkiej zamkniętej i skróconej krzywej. W szczególnym przypadku podana teoria dotyczy przypadków skróconej krawędzi natarcia, której kąt skrócenia może być zmienny.

A.K.

Cox S. G., Pallant R. J., Shaw J. M.: The pressure calibration of the R.A.E. 6 inch diameter shock tube with a view to its use as the driver of cold high — density hypersonic tunnel. Skalowanie ciśnienia w rurze uderzeniowej R.A.E. (Royal Aircraft Establishment) o średnicy około 15 cm z punktu widzenia jej zastosowania jako hypersonicznego tunelu na zimny gaz o dużej gęstości. ARC C. P., 1963, nr 698, s. 11, rys. 8, ods. 4.

Opisano systematyczne pomiary pól ciśnienia w rurze uderzeniowej RAE (Royal Aircraft Establishment w Farnborough), o średnicy około 15 cm przy niskiej prędkości fali uderzeniowej. Pracę podjęto w celu zbadania możliwości zastosowania rury uderzeniowej, jako hypersonicznego tunelu na zimny gaz o dużej gęstości. Stwierdzono, że rura jest odpowiednia i można w niej uzyskać przepływy z liczbą Macha do 15. Czas trwania przepływu ustalonego — ok. 3,5 m/sek. — jest krótki i dalsze badania byłyby celowe przy wykorzystaniu potencjalnych korzyści, jakie przyniosły przeprowadzone badania.

K.A.

533.6.011.6:536.242

ILot

Tritton D. J.: Turbulent free convection above a heated plate inclined at a small angle to the horizontal. Turbulentna konwekcja swobodna nad ogrzewaną płytką nachyloną pod małym kątem do poziomu. J. Fluid. Mech. 1963, t. 16, cz. 2, s. 282—312, rys. 10.

Przeprowadzono badanie struktury ruchu nad ogrzewaną płytką, pochyłą pod małym kątem (około 10°) do poziomu, zwracając uwagę przede wszystkim na podobieństwa i różnice w strukturze przepływu nad płytką pochyłą i poziomą. Za pomocą platynowych termometrów oporowych uzyskano dokładny obraz temperatur średnich oraz intensywności fluktuacji temperatury. Bardziej przybliżone informacje o polu prędkości przepływu uzyskano z pomiarów anemometrem z igłą kwarcową. Przeprowadzono także badania za pomocą wizualizacji dymnej. Podstawowe cechy przepływu określono w sposób następujący: wymiana ciepła i pole temperatur średnich nie zmienia się z pochylem, chociaż małe, niezbyt systematyczne zmiany mogą wynikać z istnienia bardziej złożonego pola przepływu. Podtrzymuje to pogląd, że pole temperatur średnich określane jest przez ruchy o dużej skali. Fluktuacje temperatury cechują się systematyczną zmianą z odległością od dolnej krawędzi, przy dużej odległości są podobne do fluktuacji nad płytką poziomą. Turbulentne ruchy o dużej skali zaczynają się bardzo blisko dolnej krawędzi, ruchy o mniejszej skali osiągają pełną intensywność dopiero w pewnej odległości od niej.

J.Ch.

536.2:533.69.042.5

ILot

Kestin J., Richardson P. D.: Heat transfer across turbulent, incompressible boundary layers. Przenoszenie ciepła przez nieściśliwe turbulentne warstwy przyścienne. Inst. J. Heat Mass. Transfer, 1963, t. 6, nr 2, s. 147—186, rys. 20.

Praca zawiera obszerny przegląd obecnego stanu wiedzy o przenoszeniu ciepła przy konwekcji wymuszonej, poprzez nieściśliwe turbulentne warstwy przyścienne. Dokonano analizy podstawowych założeń półdoświadczalnej teorii na podstawie ogólnych praw i dokładnie przestudiowano zagadnienie jej ograniczeń. Opisano teorie podstawowe i naszkicowano zasady matematyczne dokładnej teorii D. B. Spaldinga. Przedstawiono także podstawy teorii procesu turbulentnego Malkusa. Praca stanowi bardzo staranną próbę wyjaśnienia wszystkich założeń fizycznych, zidentyfikowania głównych problemów, które wymagają uwagi, oraz wskazania kierunków, na których półempiryczna teoria może być stosowana.

J.Ch.

ZAGADNIENIA NAPĘDÓW. SPRĘŻARKI

621.438:533.697

ILot

Polkowski J.: Uproszczone metody obliczenia stopnia turbiny z uwzględnieniem zmiennej sprawności przepływu wzdłuż łopatki. Prace Inst. Lotn., 1963, nr 19, s. 41—45, rys. 4, ods. 4.

W równaniu ruchu o postaci następującej: $\vec{v} \times (\nabla \times \vec{v}) + T \nabla S = 0$ wyrażono ostatni składnik za pomocą prędkości i łopatkowości współczynnika sprawności. Podano rozwiązanie tego równania dla kilku bardziej prostych przypadków przepływu przez nieruchomy wieńiec łopatkowy (kierownicę turbinową).

531.78:621.438.001.573

ILot

Jędrzejewski P.: Stoisko do badania sond przeznaczonych do pomiarów w turbinach gazowych. Prace Inst. Lotn., 1963, nr 19, s. 47—58, rys. 25, ods. 16.

Opisano konstrukcję stoiska, ze szczególnym uwzględnieniem tunelu przeznaczonego do cechowania sond. Podano wyniki przeprowadzonych badań, dotyczących rozkładów parametrów w tunelu przy przepływach pod- i prydźwiękowych, z zamontowaną sondą i bez sondy. Omówiono ogólne zjawisko kondensacji pary wodnej oraz opisano sposób uniknięcia kondensacji, zastosowany w danym stoisku. Na podstawie wyników badań sprezywowano model przepływu przez tunel oraz podano zasadę i metodę cechowania sond w zakresie prędkości $\lambda = 0,3-1,2$ (1,3).

Lisewski Z.: Sondy przeznaczone do pomiarów w turbinach gazowych. Prace Inst. Lotn., 1963, nr 19, s. 60—71, rys. 31, ods. 7.
Przedstawiono rozwiązania konstrukcyjne przyrządów służących do pomiarów parametrów przepływu, tj. ciśnienia, kierunku strumienia oraz temperatury całkowitej. Omówiono zostały wyniki ich badań w tunelu, które podano w postaci odpowiednich charakterystyk sond. Badania przeprowadzono w szerokim przedziale prędkości przepływu, od $\lambda = 0,3$ do $\lambda = 1,25$ (1,3) ze szczególnym uwzględnieniem zjawisk zachodzących w przydźwiękowym zakresie prędkości.

662.75:621.454

ILOT

Mielnikowa B., Wiślicki B., Klein S.: Ocena paliw do silników turbodrzutowych. Prace Inst. Lotn., 1963, nr 18, s. 19—32, rys. 8, tab. 12, ods. 38.

Opisano badania nad możliwością oceny właściwości eksploatacyjnych paliw za pomocą analizy chromatograficznej, selektywnej ekstrakcji karbamidem, analizy grupowej, badania utleniałości i zdolności dymienia oraz podstawowych stałych fizyko-chemicznych. Opisany cykl badań zmierza do ograniczenia prób na hamowniach, mających na celu sprawdzenie własności eksploatacyjnych paliw.

621.51:621.454

ILOT

Kolarzyk J., Zółciński A.: Sprężarki przydźwiękowe. Prace Inst. Lotn., 1963, nr 19, s. 3—10, rys. 18, ods. 3.

Podstawowa zaletą sprężarek przydźwiękowych jest swoboda w wyborze trójkątów prędkości, zapewniających dobre osiągi. Wyniki badań strat profilowych i uderzeniowych w palisadach i wienkach przydźwiękowych pozwoliły ustalić optymalny kształt profilu łopatkki oraz model przepływu przez wieniec przydźwiękowy. Za pomocą analitycznej metody, opartej na tym modelu, można określić straty uderzeniowe w kanale międzyłopatkowym, rozkład tych strat wzdłuż podziałki i promienia, a także przybliżone zależności strat od kąta natarcia w warunkach pozaobliczeniowych. Porównanie obliczonych tą metodą i zmierzonych strat dowodzi, że przyjęty w modelu przepływu kształt i intensywność fali uderzeniowej w kanale międzyłopatkowym są w warunkach obliczeniowych dostatecznie bliskie rzeczywistym. Omówione są również ciekawe konstrukcje sprężarek przydźwiękowych i ich osiągi.

621.51:621.454

ILOT

Traczyk J., Zółciński A.: Wstępne rozważania na temat wzajemnego wpływu stopni w sprężarce osiowej. Prace Inst. Lotn., 1963, nr 19, s. 13—18, rys. 4, ods. 3.

Rozważa się wzajemny wpływ stopni przy zmiennej cyrkulacji wzdłuż promienia na pole osiowych prędkości w wybranym przekroju obliczeniowym. Podano krótkie wyprowadzenie stosowanej w literaturze teorii „tarczy wirowej” oraz dalsze przekształcenia opierające się na wprowadzeniu funkcji, będącej integralną zależnością promieniowego gradientu cyrkulacji w danym przekroju obliczeniowym i szeregu sąsiednich przekrojów. Podano porównanie obliczonych pól prędkości z eksperymentalnymi danymi, wziętymi z badania pełnowymiarowej (niemodelowej) sprężarki osiowej.

621.51:621.454

ILOT

Kordziński W.: Przybliżone metody obliczania charakterystyk sprężarek osiowych. Prace Inst. Lotn., 1963, nr 19, s. 29—39, rys. 15, ods. 5.

Opisano trzy przybliżone metody obliczania charakterystyk sprężarek osiowych. Dwie pierwsze — metoda Howella-Bonhama i Robins-Dugana — mają za podstawę charakterystyki istniejących sprężarek sroadowane do wykresów, które umożliwiają określanie charakterystyk nowych sprężarek w oparciu o znajomość ich parametrów w warunkach optymalnych. Opis tych dwóch metod uzupełniono podaną przez Stieczkina metodą wyznaczania granicy statycznej pracy sprężarki; ma ona za podstawę doświadczalne zależności między parametrami na granicy statycznej pracy. Trzecia metoda, opracowana przez Horlocka, jest metodą analityczną, opartą na równaniu różniczkowym układu temperatury wzdłuż sprężarki w funkcji rozkładu temperatury wzdłuż sprężarki w warunkach obliczeniowych, które zostało wyprowadzone dla zastopowanego modelu sprężarki. Dla każdej metody opracowano szczegółowy opis przebiegu obliczeń.

621.51:621.454:533.697

ILOT

Traczyk J.: Niektóre zagadnienia gazodynamiki przepływu i obliczeń sprężarek dwuzespolowych stosowanych w silnikach turbinalowych. Prace Inst. Lotn., 1963, nr 19, s. 20—28, rys. 17, ods. 4.

W pracy rozważa się fizyczną stronę zasady działania sprężarki dwuzespolowej w warunkach obliczeniowych i pozaobliczeniowych. Po przyjęciu odpowiednich założeń wprowadzone zostały dla warunków obliczeniowych zależności parametrów, określających pracę dwuzespolowej sprężarki od sprężu całkowitego oraz temperatury gazu przed turbiną. Zależności te umożliwiały dla dwuzespolowej sprężarki wybór parametrów optymalnych ze względu na ciężar jednostkowy silnika i jego charakterystyki. Analogiczne zależności zostały wyprowadzone dla sprężarki dwuzespolowej silnika dwuprzepływowego z wentylatorem na przodzie.

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

539.4.014.11:629.13.012

ILOT

Łaziński J.: Wpływ odkształcalności wręg na rozkład naprężeń w cylindrycznej konstrukcji skorupowej. Prace Inst. Lotn., 1963, nr 18, s. 3—10, rys. 11, ods. 2.

Stosowana w praktyce konstrukcyjnej metoda obliczeń cylindrycznych konstrukcji skorupowych, np. kadłubów, oparta na elementarnej teorii zginania, jest słuszną tylko dla dużej względnej sztywności wręgi, tj. wtedy, gdy $B_w \gg 10^{-3}$. W pracy przedstawiono metodę obliczeń przydatną dla $B_w < 10^{-3}$, co jest z reguły przypadkiem spotykanym dla dużych kadłubów. Metodę obliczeń zilustrowano przykładami obliczeniowymi dla konstrukcji

jednosegmentowej oraz porównano wyniki doświadczeń z obliczeniami teoretycznymi. Uzyskane wyniki wykazują, że pominięcie przy metodzie elementarnej wpływ skończonej sztywności wręgi zmienia bardzo poważnie (nawet jakościowo) rozkład sił wewnętrznych w konstrukcji i uwzględnienie tego wpływu jest konieczne dla $B_w < 10^{-3}$.

539.433:621.431.75

Klepacki W.: Wpływ elastyczności śmigła i reduktora na częstotliwość skrzętnych drgań własnych silnika tokowego. Prace Inst. Lotn., 1963, nr 18, s. 11—17, rys. 15, ods. 3.

Metoda sztywności dynamicznej została zastosowana do określenia wpływu przydatności śmigła i reduktora planetarnego na częstotliwość własnych drgań skrzętnych lotniczego silnika tokowego. Podane zależności teoretyczne zostały poparte przykładem obliczeniowym, wykonanym dla konkretnego silnika (silnik sześciocyfrowy, układ bokser z reduktorem planetarnym, $N_{max} = 186$ kW, $n_{max} = 2600$ obr./min, ze śmigłem drewnianym dwułopatowym, dwustawnym). Wyniki obliczeń zestawione zostały z wynikami pomiarów tensometrycznych, przeprowadzonymi na elementach napędzającego na hamowni silnika.

MATERIAŁY I TECHNOLOGIA

536.754

Ramsey P. W. i in.: Infrared temperature sensing systems for automatic fusion welding. Układ pomiaru temperatury za pomocą promieni podczerwonych, stosowany do automatycznego spawania. Welding Journ., 1963, t. 42, nr 8, s. 337—346, rys. 23.

Wysoka jakość spoin, wymagana przy wytwarzaniu pocisków oraz konieczność ciągłej jej kontroli zmusiły do opracowania nowego procesu, gwarantującego spełnienie tych wymagań. W osiągnięciu tego celu zdecydowano się na sterowanie natężeniem płomienia, które w sposób ciągły rejestrowane jest przez mierniki promieni podczerwonych, sprzężony z elementami regulacji parametrów spawania. Autorzy przedstawiają przebieg badań wraz z urządzeniami stosowanymi w czasie prób oraz wyniki ich analizy.

621.43.242.3:669.268.6/7

Beyer H.: Der Einfluss der Hartverchromung auf die Dauerfestigkeit von Kolbenringen aus Grauguss. Wpływ twardego chromowania na wytrzymałość zmęczeniową żeliwnych pierścieni tłokowych. MTZ, 1963, t. 15, nr 9, s. 296—298, rys. 6, ods. 9.

Zbadano wpływ warstwy chromu na wytrzymałość zmęczeniową pierścieni wykonanych z żeliwa szarego. Ustalono ujemny wpływ na wytrzymałość pierścienia warstwy, w której przekroczone krytyczną grubość, a wskutek obciążenia — krytyczne wydłużenia. Uszkodzenia są spowodowane działaniem makrorys w warstwie chromu. Chromowanie pierścieni w stanie ściśniętym zabezpiecza przed przekroczeniem krytycznego wydłużenia warstwy chromu i w praktyce pierścienie chromowane nie mają mniejszej wytrzymałości niż zwykle.

621.746

Green R. E.: Pressure die casting in a Japanese contract foundry. Odlewanie kokilowe pod ciśnieniem w odlewni japońskiej. Machinery 1963, t. 102, nr 2641, s. 1457—1465, rys. 13.

W artykule podano ogólną charakterystykę zakładów Kyoto i program i możliwości produkcyjne. Omówiono wtórne topienie aluminium, wykonywanie matryc, odlewanie próżniowe w formie metalowych oraz maszyny odlewnicze do odlewania pod ciśnieniem.

621.791.77

Addison H. i in.: Explosive welding of aluminium alloys. Zgrzewanie wybuchowe stopów aluminium. Welding Journal 1963, t. 42, nr 8, s. 459—464, rys. 14, tab. 5.

Poszukiwanie coraz lepszych form łączenia nasunęło myśl wykorzystania ładunku wybuchowego dla zgrzewania dwóch metali. Pierwsze wyniki nowej metody wykazały wiele zalet, jak możliwość łączenia różnych metali, łączenia metali w stanie ulepszonym cieplnie bez strat na własnościach wytrzymałościowych. Metoda polega na ustawieniu pod określonym kątem dwóch elementów łączących, nad którymi znajduje się płaski materiał wybuchowy. Ciśnienie i ciepło stąd uzyskane pozwalają na połączenie tych materiałów. Autorzy, omawiając przebieg prób, podają pierwsze wyniki i zarysowujące się możliwości.

621.954.1

Poulsen S. C.: Some applications of Boko universal boring and milling machines. Niektóre zastosowania uniwersalnej wiertarki-frezarki-Boko. Machinery, 1963, t. 102, nr 2639, s. 1334—1338, rys. 1.

Obróbka złożonych zespołów spawanych elementów konstrukcyjnych, wykonywanych w szerokim asortymencie w produkcji jednostkowej i prototypowej, wymaga maszyn o dużej zakresie uniwersalności, a jednocześnie wysokiej precyzji. Ciągłej serii uniwersalnych wiertarko-frezarek oraz zakresu ich zastosowań i możliwości podano w omawianym artykule.

Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazana jest w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188).

CIINTE przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, które może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy. CIINTE wykonuje odpłatnie (wg Cennika ZUD) fotokopie i mikrofilmy publikacji, objętych zarówno przeglądem dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

