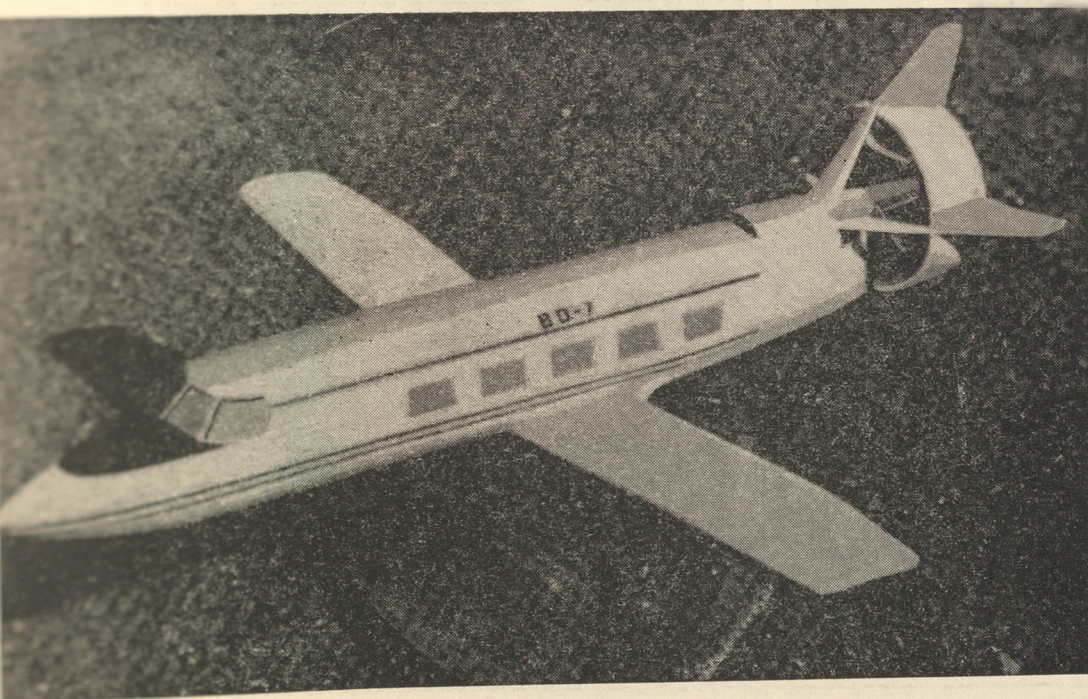


TECHNIKA LOTNICZA



8

1963

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

Opór pojedynczych ziaren nierówności powierzchni

cz. II

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

Na rys. 3.13 podane zostały różne rodzaje połączenia blach w nakładkę.

Na rys. 3.14 przedstawiony został wpływ liczby Reynoldsa na różne rodzaje połączeń blach. Do badania wzięto profil NACA-23012 o cięciu 1520 mm. Po obu stronach profilu wykonano po sześć połączeń blach. Pierwsze połączenie znajduje się w odległości (x) 0,03 cięciwy od krawędzi natarcia. Badania wykonano przy $C_z = 0,30$.

Rys. 3.15 określa wpływ położenia (w % cięciwy) łączenia blach na wielkość oporu. Grubość blachy łączonej w nakładkę $q = 1$ mm. Połączenia badano na profilu NACA 32012 (cięciwa $c = 6100$ mm, $C_z = 0,20$). Odstęp nitów łączących (wzdłuż rozpiętości) wynosił 37 mm (średnica nitów $d = 3,2$ mm).

Innym przykładem tego rodzaju nierówności jest blacha falista. Na rys. 3.16 podano współczynnik oporu własnego zależny od stosunku h/l , gdzie l jest długością fali. Krzywą zbudowano na podstawie wzoru pozwalającego określić współczynnik oporu tego rodzaju nierówności powierzchni.

$$C_{xf} = \left(\frac{h}{l}\right)^3$$

Na krzywą naniesiono w punktach wielkości współczynnika oporu dla dwóch rodzajów falowości powierzchni, uzyskane doświadczalnie. Przedstawione współczynniki oporu odniesione są do powierzchni czołowej. Różne, inne tego rodzaju (wzdłuż rozpiętości) nierówności (w przekroju poprzecznym) i ich współczynniki oporu, odniesione do powierzchni czołowej zestawione były na rys. 10. Podane wielkości współczynnika oporu maleją przy wysokich liczbach Reynoldsa.

Rys. 3.17 przedstawia zależność współczynników oporu różnych nierówności powierzchni od stosunku wysokości tych nierówności h do odległości położenia punktu przejścia od krawędzi natarcia (x). Przedstawione współczynniki oporu odniesione są do powierzchni czołowej; c_x odnosi się do efektywnego ciśnienia dynamicznego.

c. Nierówności wzdłużne

Są to nierówności przebiegające wzdłuż przepływu (np. połączenia blach wzdłuż żeber skrzydłowych). Obraz przepływu

Treść zeszytu

	str.
A. ROSSAKIEWICZ — Technologia i zastosowanie trawienia kształtowego w konstrukcjach lotniczych	197
W. SIWA — Kierowanie przebiegiem produkcji w zakładach budowy maszyn o produkcji małoseryjnej	205
R. ALEKSANDROWICZ — Dobór ekonomicznej prędkości przelotowej	208
W. KORDZIŃSKI — Na marginesie artykułu prof. W. Gundlach „Prace badawcze w dziedzinie silników turbinowych”	210
E. JUNGOWSKI — Czy nawrót do sterowców?	211
Terminologia lotnicza	214
Nowości techniczne	216
Nowości patentowe	219
Kilka informacji o komunikacji lotniczej przedsiębiorstw IATA	221
Na półkach księgarskich	224
Kronika — Z żalobnej karty	226
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	227
Prace konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — E. LEWALSKA: Opór pojedynczych ziaren nierówności powierzchni, cz. II	II str. okł.

Contents

	Page
A. ROSSAKIEWICZ — Technics and applications of contour retching in aircraft structures	197
W. SIWA — The production management in machine works with production in small series	205
R. ALEKSANDROWICZ — The choice of economical cruise speed	208
W. KORDZIŃSKI — With regard to paper of prof. W. Gundlach „Research trends in gas turbine engines”	210
E. JUNGOWSKI — Are the airships coming back?	211
Aviation terminology	214
Technical news	216
On bookseller's shelves	224
The chronicle	226
Aviation documentation review	227
Designer's data sheets — E. LEWALSKA: Drag of single grains of surface roughness, part II	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
A. ROSSAKIEWICZ — Технология и применение фасонного травления в авиационных конструкциях	197
W. SIWA — Управление ходом производства на машиностроительных заводах с мелкосерийным производством	205
R. ALEKSANDROWICZ — Подбор экономической скорости полета	208
W. KORDZIŃSKI — На полях статьи проф. В. Гундляха „Исследовательские работы в области турбинных двигателей”	210
E. JUNGOWSKI — Разве возвращение к дирижаблям?	211
Авиационная терминология	214
Технические новости	216
На книжных полках	224
Хроника — траурный лист	226
Документационный обзор авиации	227
Конструкторские пособия „Авиационной техники” — E. LEWALSKA: Сопротивление единичных зерен неровностей поверхности, часть II	обл.



SAMOLOT
KOMUNIKACYJNY
BEDE BD. 7.

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Ber-
żyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Korzyński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż.
Wacław Załęba — redaktorzy działowi

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 674-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 6-74-61.

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

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1963 r. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. V,
70 g, 61 × 86 Wrocławska Drukarnia Dziełowa. — Zam. 852/A — S-6.



Mgr inż. ANNA ROSSAKIEWICZ

Technologia i zastosowanie trawienia kształtowego w konstrukcjach lotniczych

Trawienie kształtowe — jako nowa metoda obróbki metali — zaczyna zdobywać coraz szersze uznanie, zwłaszcza w przemyśle lotniczym, gdzie jako pełnowartościowa i swoista metoda technologiczna zaczyna zastępować frezowanie, a nawet nitowanie, klejenie, spawanie i inne metody łączenia metali.

Odnosi się to przede wszystkim do elementów integralnych, płaskich, lub zakrzywionych w jednej lub dwu płaszczyznach. Przed zastosowaniem trawienia kształtowego, elementy takie wykonywano zwykle z kilku części łączonych ze sobą za pomocą wyżej wymienionych metod lub też w ostatnich czasach zaczęto w tym celu stosować bardzo duże frezarki, za pomocą których wycinano elementy integralne z pełnych płyt materiału wyjściowego (o grubości nawet 100—150 mm).

Nie trzeba chyba dodawać, jak wiele zyskano przez wprowadzenie do przemysłu lotniczego trawienia kształtowego, gdyż oprócz często zmniejszonej pracochłonności, znacznie zwiększył się zakres możliwości rozwiązań konstrukcyjnych oraz zmniejszyły się koszty oprzyrządowania i narzędzi, bez szkody dla jakości produkcji.

Metoda trawienia kształtowego rozwinęła się szczególnie w USA, gdzie jest szeroko stosowana w przemyśle lotniczym. W krajach europejskich jednak również zaczyna się rozpowszechniać, zwłaszcza w ZSRR, NRD i NRF. Jeden z pierwszych patentów z tej dziedziny został zgłoszony w październiku 1953 roku przez Manuela Sanza z firmy North American Aviation w Kalifornii. Poczynając od roku następnego zagadnieniem tym zaczęło się zajmować szereg innych lotniczych firm w USA i Anglii, a mianowicie: Chance Vought, Saunders-Roe, Vickers-Armstrong, Grumman. Na skalę techniczną jednak zaczęto stosować trawienie kształtowe dopiero od 1956 roku. Pierwsze zastosowania dotyczyły głównie aluminium i jego stopów — materiałów najczęściej stosowanych w lotnictwie, dopiero około 1960 roku rozszerzono je również na stałe konstrukcyjne, stałe specjalne oraz stopy magnezu i tytanu.

Należy jednak zaznaczyć, iż metoda ta jest opłacalna dopiero przy dużych seriach, gdyż wtedy w pełni wykorzystane są inwestycje na urządzenie wydziału trawienia kształtowego. Pewnym uproszczeniem sytuacji mogłoby tu być wprowadzenie wykorzystanie do celów trawienia kształtowego galwanizerni, jednak ze względu na wymaganą i niezbędną przy trawieniu kształtowym czystość, nie zawsze możliwe jest to do zrealizowania.

Charakterystyka procesu trawienia kształtowego

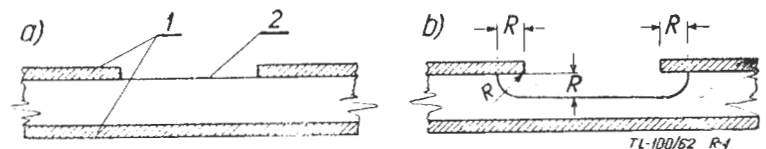
Istotą procesu trawienia kształtowego jest usuwanie zbędnych nadatków metalu w określonych miejscach powierzchni elementu, co realizuje się przez zabezpieczenie powierzchni elementu, która ma nie być trawiona, oraz rozpuszczanie zbędnego metalu w miejscach, z których ma być usunięty.

Proces trawienia kształtowego opiera się na pewnych zasadach, które wynikają ze specyfiki trawienia i związane są ściśle z techniką zabezpieczania powierzchni. Jedną z nich jest stwierdzenie, że trawienie postępuje nie tylko w głąb materiału, lecz również na boki, pod obrzeżem warstwy zabezpieczającej w miejscu wyciętego konturu. Teoretycznie grubość warstwy wytrawionej w tym kierunku powinna być równa głębokości trawienia, zaś jej powierzchnia układać się po promieniu R — równym głębokości trawienia i szerokości podtra-

wiania, jak to pokazano na rys. 1 a, b. Innymi słowy stosunek głębokości trawienia do szerokości podtrawiania powinien być równy 1. W praktyce jednak zjawisko podtrawiania czasami komplikuje się i wówczas stosunek ten często różni się od 1.

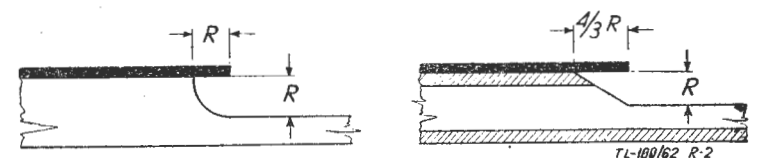
Inną z właściwości procesu, mało jeszcze dotychczas zbadaną, jest zależność kształtu wytrawionych wybrań metalu od trawionego materiału i parametrów trawienia kształtowego. Na ten temat istnieje wiele hipotez, regułą natomiast są dwa rodzaje otrzymywanych krawędzi, mianowicie krawędź skośna i krawędź o promieniu okręgu, pokazane na rys. 2a, b.

Te dwa kształty krawędzi, według dotychczas opublikowanych danych doświadczalnych i prób własnych, zależą od rodzaju trawionego metalu i jego struktury oraz związanej z nią obróbki cieplnej, a także od wła-



Rys. 1. Wyniki uzyskiwane przy równomiernym trawieniu we wszystkich kierunkach; a) element przed trawieniem, 1 — warstwa ochronna, 2 — odsonięta część elementu, która ma być trawiona, po zdarcie warstwy ochronnej; b) właściwy kształt wybrań. R — promień = głębokości trawienia = szerokości podtrawiania

ności pokrycia zabezpieczającego. Wyniki dotychczas przeprowadzonych badań wskazują, że w przypadku trawienia stopów aluminium otrzymuje się wybranie zachodzące po promieniu, w przypadku aluminium platerowanego — skośnie, zaś jeśli trawienie jest schodkowe (na różną głębokość), to kształt krawędzi wybrań zależy od materiału, w jakim ono występuje. Fakt ten najlepiej przedstawia rysunek 3, ukazujący w 10-krotnym powiększeniu przekrój trawionej kształtowo płytki ze stopu aluminium platerowanego PA7T (w stanie utwardzonym dyspersyjnie). W przypadku warstwy plateru uzyskano tu krawędź skośną, przy dalszym trawieniu na większą głębokość, w warstwie stopu, krawędź o kształcie promienia okręgu.

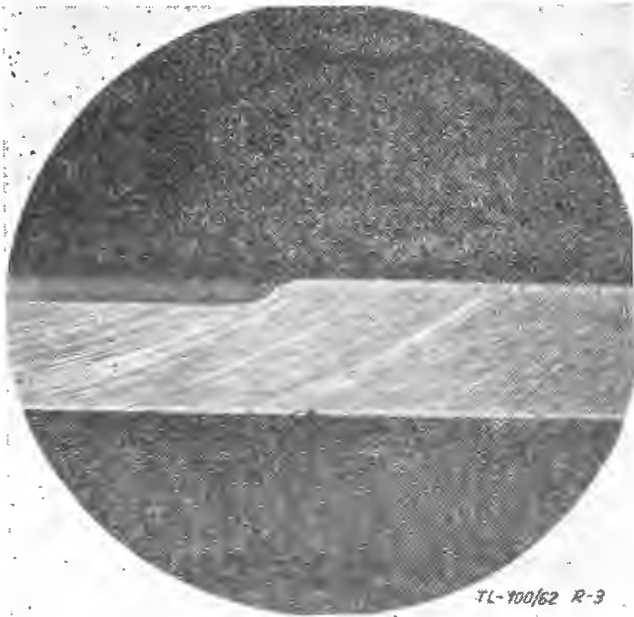


Rys. 2. Kształt krawędzi trawionych wybrań, uzyskiwanych w procesie trawienia kształtowego; a) krawędź o promieniu łuku okręgu, b) krawędź skośna

Duży wpływ na kształt krawędzi wybrań przy trawieniu kształtowym stopów aluminium ma również ich stan obróbki cieplnej. Na przykład dla stopu aluminium platerowanego PA7 w stanie wyżarzonym (dural platerowany miękki) uzyskiwano przy głębszym trawieniu ścianki wybrań o kształcie skośnym, natomiast dla stopu aluminium platerowanego PA7 w stanie pełnej obróbki cieplnej, to jest po przesyleniu i zestarzeniu, czyli utwardzeniu dyspersyjnym (dural platerowany twardy), przy tym samym środku zabezpieczającym — ścianki o kształcie skośnym w miejscu plateru, nato-

miast w głębszej stopowej części — ścianki o kształcie promienia okręgu.

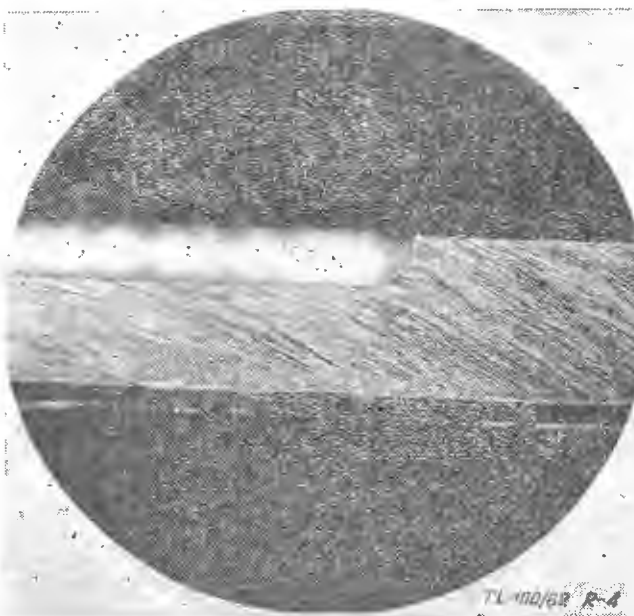
Równocześnie próby przeprowadzone dla tych samych blach ze stopu aluminium platerowanego w stanie utwardzonym dyspersyjnie wskazują na duży wpływ pokrycia zabezpieczającego na kształt trawionych wybrań. Na rysunku 3 pokazany jest przekrój wytrawionej kształtowo płytki zabezpieczonej żywicą epoksydową, modyfikowaną pigmentowanym polichlorkiem winylu. Kształt wybrań jest tu wyraźnie skośny w przypadku warstwy plateru (czyste aluminium) i wzdłuż promienia okręgu w dalszej stopowej części przekroju blachy. Natomiast rys. 4 ukazują kształt wybrań dla tego samego gatunku blachy w przypadku zabezpieczenia powierzchni neoprenem z dodatkiem napelniacza. Kształt krawędzi, niezależnie od warstwy plateru, zachodzi wzdłuż promienia okręgu. Próby wytłumaczenia tego zjawiska wiążą się ściśle z adhezją pokrycia zabezpieczającego do powierz-



TL-100/62 R-3

Rys. 3. Przekrój płytki ze stopu PA7T platerowanego (w stanie utwardzonym dyspersyjnie) trawionego kształtowo przy zastosowaniu pokrycia zabezpieczającego z żywicy epoksydowej modyfikowanej pigmentowanym polichlorkiem winylu (pow. $\times 10$)

chni metalu oraz istotą procesu trawienia, to jest wydzielaniem się wodoru w procesie rozpuszczania się metalu. Pęcherzyki wodoru, zależnie od sprężystości i adhezji pokrycia zabezpieczającego, mogą ulatniać się swobodnie lub są hamowane przez zbyt dobrze przylega-



TL-100/62 R-4

Rys. 4. Przekrój płytki ze stopu PA7T platerowanego (w stanie utwardzonym dyspersyjnie) trawionego kształtowo przy zastosowaniu pokrycia zabezpieczającego z neoprenu z dodatkiem napelniacza

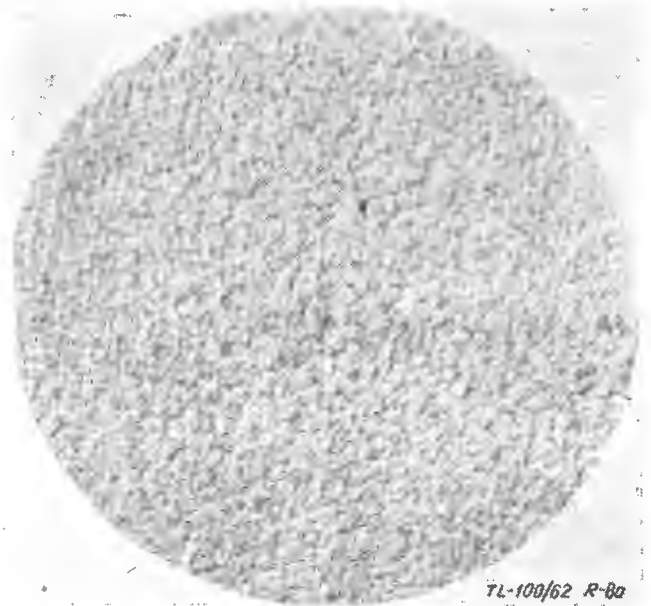


Rys. 5. Schematy ilustrujące wpływ zmian własności pokryć zabezpieczających na kształtowanie się krawędzi wybrań; a) niedostateczna przyczepność powodująca podnoszenie warstwy pokrycia ochronnego, co stwarza możliwość powstawania skośnych krawędzi wybrań; b) zbyt duża przyczepność i niedostateczna sprężystość powodująca powstawanie „kieszek gazowych”, co hamuje proces trawienia, a w wyniku daje podcięcie; c) właściwa przyczepność pokrycia ochronnego zapewniająca całkowite usunięcie gazów oraz otrzymanie właściwego promienia krawędzi

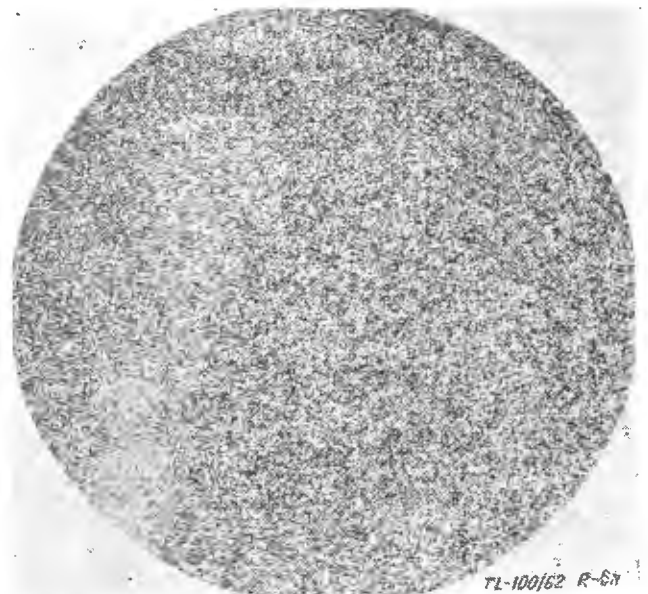
jące pokrycie i gromadzą się w kątach wybrań. Zależności te pokazano na rys. 5a, b, c. Rysunek 5a wskazuje na jeszcze jedną hipotezę, tłumaczącą powstawanie skośnych wybrań, mianowicie w przypadku pokrycia zabezpieczającego o zbyt małej adhezji, do zabezpieczanej powierzchni metalu.

Jednak pewne dane wskazują na to, że kształt brzegów krawędzi zależy w pewnej mierze również od stężenia roztworu trawiącego i temperatury, a więc tym samym od szybkości trawienia. Badania odnośnie tego zagadnienia są w toku.

Innym zagadnieniem w procesie trawienia kształtowego, również ważnym ze względu na ewentualną koniecz-



TL-100/62 R-6a



TL-100/62 R-6b

Rys. 6a, b. Wygląd powierzchni płytek trawionych kształtowo ze stopu aluminium PA7 (pow. $\times 10$); a) w stanie wyżarzonym (miękkki); b) w stanie utwardzenia dyspersyjnego (twardy)

ność dalszej obróbki po trawieniu, jest gładkość uzyskiwanej powierzchni. Zagadnienie to wiąże się ściśle ze strukturą i stanem obróbki cieplnej metalu. Z prób własnych, przeprowadzonych dla krajowych blach ze

stopów aluminiowych, można wysunąć wniosek, iż stopy aluminium PA7 w stanie tylko wyzarzonym nie gwarantują dobrej jakości powierzchni po trawieniu, nie wymagającej dalszej obróbki mechanicznej, natomiast stop PA7 w stanie utwardzenia dyspersyjnego — przeciwnie, daje zupełnie zadowalającą gładkość powierzchni. Rys. 6a ukazuje powierzchnię blachy w miejscu trawionego wybrania (powiększenie $\times 10$) dla stopu PA7 w sta-

lenie stosunku głębokości trawienia do szerokości podtrawienia dla danego metalu i środka zabezpieczającego przy określonym roztworze trawiącym i szybkości trawienia.

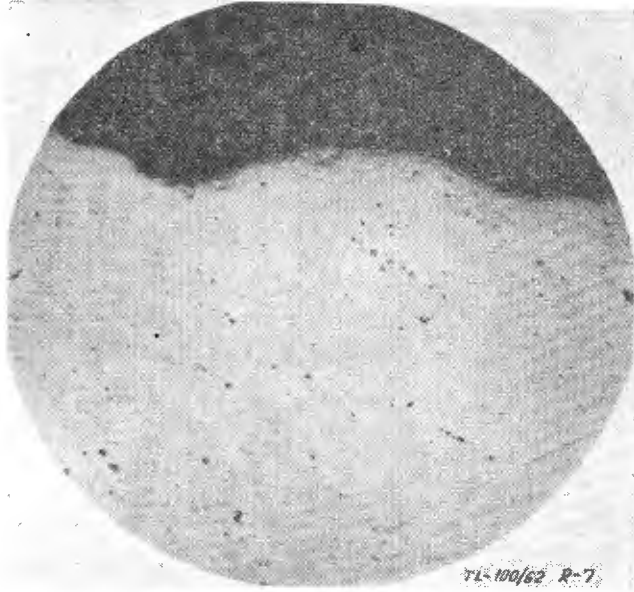
Ramowy proces trawienia kształtowego

Proces trawienia kształtowego da się podzielić na 5 stadiów:

- 1) wstępne oczyszczenie powierzchni,
- 2) nanoszenie pokrycia zabezpieczającego,
- 3) trawienie,
- 4) neutralizacja i usunięcie pokrycia zabezpieczającego,
- 5) końcowa obróbka cieplna.

1. Wstępne oczyszczanie polega na odtłuszczeniu i nadtrawianiu, mającym na celu otrzymanie chemicznie czystej powierzchni, na którą następnie nakłada się powłokę ochronną. Odtłuszczenie przeprowadza się w parach trójchloroetylenu w ciągu około 20 minut, po czym nadtrawia się powierzchnię, na przykład w przypadku stopów aluminiowych w mieszaninie kwasów chromowego i siarkowego w ciągu 5—10 minut w temperaturze 50—60°C, wreszcie płucze w zimnej wodzie w ciągu około 10 minut.

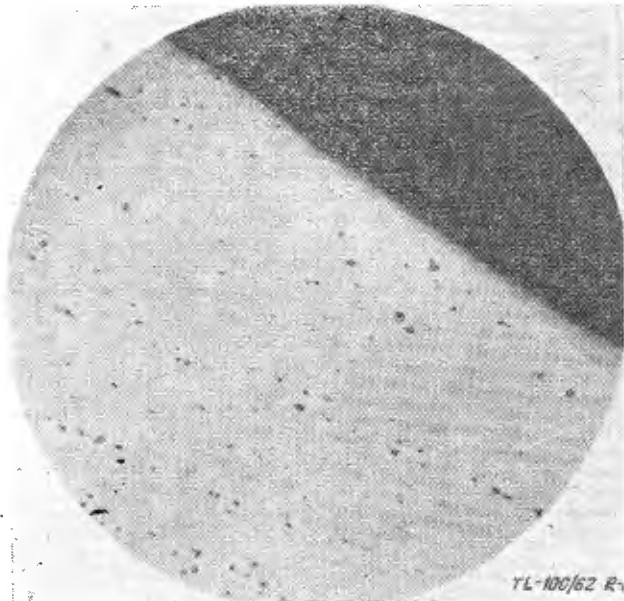
2. Nanoszenie pokrycia zabezpieczającego. W procesie trawienia kształtowego istnieje duża różnorodność w stosowaniu środków zabezpieczających, łącznie z metodami zabezpieczania w sposób fotochemiczny i litograficzny. W trawieniu kształtowym konstrukcji lotniczych najczęściej jednak stosuje się metody zabezpieczania w sposób następujący: na powierzchnię elementu natryskuje się powłokę lakieru łatwo zdzieralnego, po czym po wysuszeniu nakłada się wzornik i wycina według niego powłokę skalpelem, następnie usuwa



TL-100/62 R-7

Rys. 7. Przekrój pionowy płytki trawionej kształtowo z ukazaniem dolnej krawędzi wybrania ze stopu PA7 w stanie wyzarzonym

nie tylko wyzarzonym, natomiast rys. 6b taką samą powierzchnię dla blachy ze stopu PA7 w stanie utwardzonym dyspersyjnie (twardy) trawionej kształtowo z ukazaniem dolnej krawędzi wybrania (pow. $\times 100$) stopień gładkości powierzchni, pokazanej na rys. 6a, zaś rys. 8 powierzchni pokazanej na rys. 6b. Stosowany

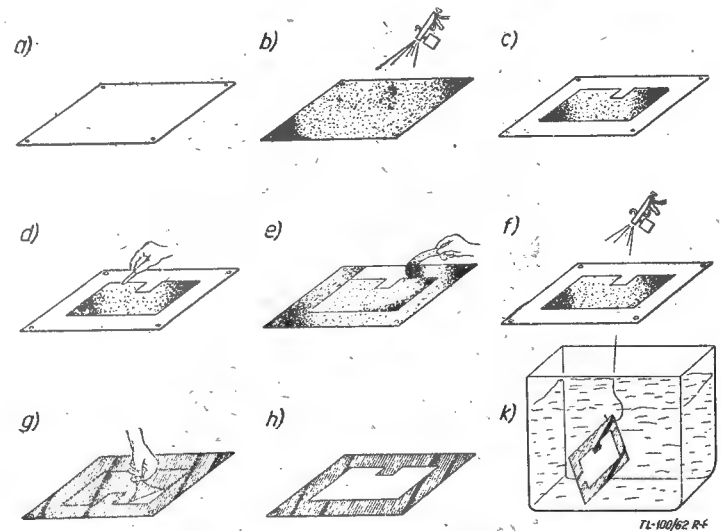


TL-100/62 R-1

Rys. 8. Przekrój pionowy płytki ze stopu PA7 w stanie utwardzonym dyspersyjnie (twardy) trawionej kształtowo z ukazaniem dolnej krawędzi wybrania (pow. $\times 100$)

w tym przypadku środek trawiący stanowił 15% NaOH zestarzony dodatkiem niewielkiej ilości proszku aluminiowego, przy temperaturze trawienia $80 \pm 2^\circ\text{C}$.

Podane przykłady wskazują na to, iż przy opracowywaniu technologii procesu trawienia kształtowego danego elementu należy liczyć się z podcinaniem metalu przy określonej głębokości trawienia i odpowiednio obliczyć wymiary wzornika, służącego do nakładania pokrycia ochronnego. Nie należy przy tym zapominać o właściwej uprzedniej obróbce cieplnej danego materiału. Niezbędne także jest wykonanie — przed zaprojektowaniem wzornika — próbki kontrolnej na okre-



TL-100/62 R-4

Rys. 9. Kolejne stadia zabezpieczenia powierzchni elementu do momentu trawienia, przy pokryciu trójwarstwowym; a) blacha oczyszczona chemicznie, b) natryskiwanie pokrycia zdzieralnego, c) nałożenie szablonu na blachę, d) wycinanie obrysu według wzornika, e) zrywanie pokrycia zabezpieczającego z miejsc niepodlegających trawieniu, f) natryskiwanie gruntu i pokrycia zabezpieczającego, g) zrywanie trzech warstw pokrycia z miejsc podlegających trawieniu, h) element zabezpieczony, k) trawienie

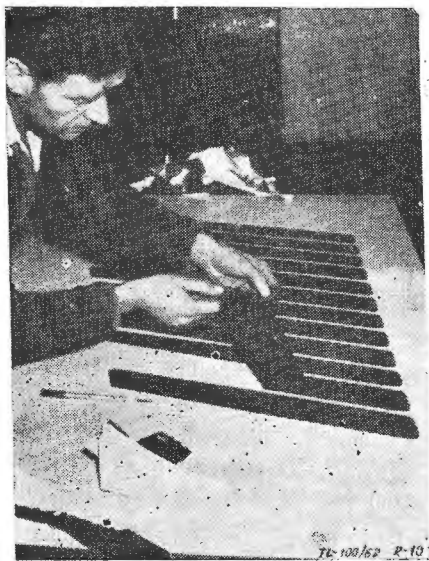
ją ręcznie przez zdzieranie z tych miejsc, które nie mają być trawione. Na uzyskany w ten sposób rysunek konturów elementu oraz pozostałą powierzchnię, która ma nie być trawiona, to jest na całą powierzchnię elementu natryskuje się grunt lakierowy w celu uzyskania warunków lepszej adhezji dla właściwego pokrycia ochronnego. Następnie nakłada się właściwą powłokę ochronną. Po wysuszeniu powłoki nadcina się powierzchnię w miejscu widocznego konturu i dalej zrywa ręcznie z miejsc, które mają być trawione, wykorzystując słabą przyczepność pierwszego lakieru. W ten sposób pierwsza warstwa lakieru zdzieralnego jest wzornikiem przy wycinaniu konturu na właściwej powłoce ochronnej. Opisany cykl wykonania pokrycia zabezpieczającego przy trawieniu kształtowym najlepiej przedstawia rys. 9. Jako pokrycia zdzieralne stosuje się pokrycia o markach handlowych, na przykład Birlon Coatings No 3, Lacomit, Sarofilm, jako grunty — lakiery, na przykład Chrometch PR 30 B, Titanine Chrometch PR 103, jako właściwe

powłoki ochronne — powłoki oparte na kopolimerach polichloru winylu, żywicach epoksydowych modyfikowanych, modyfikowanym poliizoprenie i inne (rys. 10).

Warunki, jakie powinny spełniać pokrycia zabezpieczające w procesie trawienia kształtowego, są następujące:

- niewrażliwość na dłuższe działanie roztworu trawiącego,
- łatwość nanoszenia na powierzchnię i tworzenia jednorodnego pokrycia,
- krótki czas wysychania i możliwość suszenia na gorąco (ze względu na uzyskanie możliwie krótkiego cyklu produkcyjnego),
- struktura dająca po przecięciu skalpelem nieposzarpane, proste krawędzie,
- właściwy stopień przyczepności do czystej powierzchni (przyleganie podczas trawienia i uzyskiwanie właściwych konturów po trawieniu),
- stałość własności w czasie, z uwzględnieniem działania wyższych temperatur (odporność na starzenie),
- dostateczna kohezja, konieczna przy odrywaniu pokrycia przed trawieniem i po trawieniu,
- małe zużycie (dobre wyniki trawienia przy cienkich warstwach) ze względów ekonomicznych.

3. Trawienie. Zarówno jak w stosowaniu środków zabezpieczających, w procesie trawienia kształtowego istnieje duża różnorodność w stosowaniu roztworów trawiących. Dobór roztworów trawiących zależy przede wszystkim od rodzaju trawionego metalu, a często decyduje o nim także zamierzona szybkość procesu i stopień gładkości powierzchni po trawieniu. Do trawienia stopów aluminiowych najczęściej stosuje się środki o działaniu alkalicznym, do trawienia stali kąpiele o działaniu kwaśnym. Istnieje wiele modyfikacji kąpeli do trawienia i na ogół każda firma zajmująca się tra-

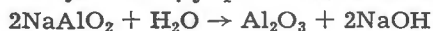


Rys. 10. Usuwanie pokrycia ochronnego przed trawieniem. Zaczątkowanie oddzierania za pomocą skalpela

wieniem posiada wypracowane przez siebie receptury kąpeli trawiących. Trawienie stopów aluminium przebiega jednak najczęściej w kąpeli zawierającej jako główny składnik wodorotlenek sodu w myśl reakcji:



Wydzielający się w reakcji glinian sodu, zmniejszający szybkość trawienia, przechodzi w tlenek glinu, którego osad zostaje usunięty przez odwirowanie:



Zregenerowany ług sodowy bierze udział w dalszej reakcji trawienia, która przebiega wówczas ze stałą szybkością. Wodór jest usuwany przez wentylację.

Jedną z modyfikacji kąpeli trawiących jest stosowany w tym przypadku dodatek substancji przeszkadzających w tworzeniu się twardego, zbitych osadów wydzielającego się w czasie reakcji z ługiem sodowym tlenku glinu, a odwrotnie — powodujących jego szlamowatość, a poza tym dodatek rozmaitych substancji zwilżających, to znaczy obniżających napięcie powierzchniowe roztworu. Na przykład firma Turco Products stosuje w tym przypadku dodatek kwasu cytrynowego,

firma Pennsalt Chemical Corporation — dodatek hydroksylaminy, a firma Général Aeronautique Marcel Dassault — dodatek kwasu glikonowego, gliceryny i substancji zwilżających.

Najczęściej do trawienia stopów aluminium stosuje się 12% roztwór wodorotlenku sodu, zmodyfikowany przez dodatek 2,5% glinu metalicznego (sztucznie zestarzony) i zaszczepiony tlenkiem glinu (w celu ułatwienia późniejszej krystalizacji wodorotlenku glinu). Zapewnia to stałą szybkość trawienia wynoszącą 1,15 mm/godz., przy temperaturze trawienia $80 \pm 5^\circ\text{C}$.

Należy zaznaczyć, iż w miarę trwania procesu trawienia, w zależności od ilości rozpuszczonego w roztworze aluminium, jakość powierzchni pogarsza się oraz obniża się intensywność trawienia. Z tego względu, jako użyteczny w produkcji stopień nasycenia roztworu rozpuszczonym aluminium ustalono 25% Al.

Do trawienia stali stosuje się najczęściej roztwory następujących kwasów mineralnych, na przykład:

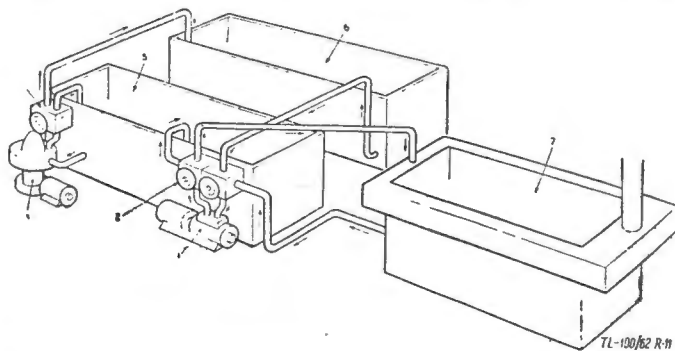
- dla stali nisko- i średniowęglowych — mieszanina kwasów chromowego i siarkowego,
- dla stali chromowych — 1 część obj. kwasu solnego (20°Bé) i jedna część obj. kwasu azotowego (42°Bé).

Szybkość trawienia wynosi w tym przypadku 0,4 do 0,6 mm/godz.,

- dla stali chromowo-molibdenowych (około 1% Cr) ulepszonych cieplnie $Rr = 140 \text{ kg/mm}^2$ — 5% obj. stężonego kwasu solnego i 18% obj. stężonego kwasu siarkowego.

W przypadku trawienia stali, w przeciwieństwie do stopów aluminium, nie trzeba sztucznie starzeć roztworu trawiącego, gdyż równie dobre wyniki otrzymuje się przy zastosowaniu roztworu świeżo przyrządzonego. Jednakże pewną poprawę gładkości powierzchni obserwuje się w miarę wzrostu zawartości rozpuszczonego w roztworze trawiącym. Ponadto w przeciwieństwie do kąpeli do trawienia stopów aluminium, gdzie wodorotlenek sodu stale się regeneruje, w przypadku kąpeli do trawienia stali należy wciąż uzupełniać skład kąpeli kwasami, w przeciwnym razie bowiem szybkość trawienia maleje, a uzyskiwana przy trawieniu powierzchnia staje się bardziej szorstka. Przy stałej kontroli i uzupełnianiu składu, kąpiel można używać aż do osiągnięcia stężenia 40 gramów metalu na 1 litr kąpeli. W przeciwieństwie do kąpeli alkalicznych, używanych do trawienia stopów aluminium, nie opracowano dotychczas metody regeneracji kąpeli kwaśnych.

Na rys. 11 uwidoczniło się dla przykładu schemat urządzenia do operacji trawienia elementów ze stopów aluminiowych z uwzględnieniem regeneracji roztworu trawiącego, składającego się z 12% roztworu wodorotlenku sodu. Urządzenie to składa się z trzech zbiorników (do zaszczepienia roztworu, do przechowywania roztworu, do trawienia), wirówki i pompy, która ma połączenie ze zbiornikami przez krany dwudrożne. Zbiornik 7 do właściwego trawienia wyposażony jest w wyciąg, któ-



Rys. 11. Schemat rozmieszczenia zbiorników do trawienia uwidoczniający system połączenia ich za pomocą przewodów do przepompowywania roztworu wodorotlenku sodu; 1 — pompa, 2 — zawór dwudrożny sprężony mechanicznie, 3 — wirówka, 4 — zawór kierujący, 5 — zbiornik do zaszczepiania, 6 — zbiornik do przechowywania roztworu, 7 — zbiornik do trawienia

rym wydalana się wodór powstający w procesie trawienia. Zbiornik ten pozostaje zamknięty przez cały okres trawienia, z wyjątkiem czasu trwania załadunku i wyładunku. Celem ogrzewania roztworu trawiącego przez cały czas trawienia i utrzymania temperatury na właściwym poziomie, zbiornik jest wyposażony w węzownicę do ogrzewania i chłodzenia wodą.

Wspólne dla wszystkich roztworów trawiących warunki, jakie powinny one spełniać, są następujące:

- 1) równomierność i jednorodność trawienia,
- 2) gładkość wytrawionej powierzchni,
- 3) duża szybkość trawienia przy gładkiej powierzchni,
- 4) długotrwała przydatność użytkowa,
- 5) niski koszt.

4. Neutralizacja i usunięcie pokrycia zabezpieczającego. Operacją niezbędną po trawieniu jest neutralizacja resztek kąpielii, które — nie usunięte — mogłyby powodować dalsze nieznaczne trawienie, ewentualnie korozję. W przypadku trawienia kąpieliami kwaśnymi neutralizację przeprowadza się za pomocą zasad i odwrotnie — w przypadku trawienia roztworami alkalicznymi — za pomocą kwasów.

Przy trawieniu stopów aluminium neutralizacja, którą przeprowadza się za pomocą kwasu azotowego (10—30%), ma za zadanie również przejaśnienie wytrawionej powierzchni przez rozpuszczenie osadzonych na niej tlenków miedzi.

Następną operacją po zneutralizowaniu resztek kąpielii jest usunięcie zbędnego już pokrycia ochronnego. Wykonuje się to za pomocą specjalnych rozpuszczalników, właściwych dla danego pokrycia ochronnego. Operację tę wykonuje się przeważnie przez zanurzenie elementu do wanny ze zmywaczem i usunięcie resztek pokrycia za pomocą pędzla, ewentualnie przez zmycie strumieniem wody po odpowiednim zmięknieniu pokrycia.

5. Końcowa obróbka cieplna. Po usunięciu pokrycia zabezpieczającego gotowy element należy poddać końcowej obróbce cieplnej. Jest to operacja, której należy dokładnie przestrzegać, gdyż niewłaściwie wysuszony element może być podatny na korozję elektrochemiczną, która, jak wiadomo, zachodzi łatwo w przypadku wilgoci. Ponadto obróbka w podwyższonej temperaturze znacznie zwiększa wytrzymałość zmęczeniową elementu po trawieniu. W przypadku elementów ze stopów aluminium stosuje się zwykle obróbkę w temperaturze $135 \pm 5^\circ\text{C}$ w ciągu 2 godzin, w przypadku elementów stalowych w temperaturze $180\text{--}200^\circ\text{C}$ w ciągu 2 godzin.

Metody trawienia mające zastosowanie w konstrukcjach lotniczych

Powyższe metody można w zasadzie podzielić na dwa rodzaje: I — mający na celu zmniejszenie wymiarów przedmiotu przy równoczesnym zachowaniu tego samego kształtu (tak zwane trawienie objętościowe) oraz modyfikacja tej metody polegająca na nierównomiernej zmianie wymiarów elementu dla wszystkich jego wymiarów (tzw. trawienie stożkowo-zbieżne), gdzie z prostej płyty można uzyskać powierzchnie zbieżne o prostych (klinowe) i krzywoliniowych tworzących.

II — mający na celu uzyskiwanie elementów o złożonych kształtach z pominięciem jakiegokolwiek obróbki mechanicznej (tzw. właściwe trawienie kształtowe).

Trawienie objętościowe. Metoda ta ma za zastosowanie do zmniejszania grubości elementów. W praktyce najczęściej jest stosowana do zmniejszania grubości odkuwek na gorąco o skomplikowanych kształtach, trudnych do obróbki mechanicznej. Odkuwki takie ze względu na technologiczne bywają niekiedy wykonywane o większej grubości, niż tego wymagają względy wytrzymałościowe. Po trawieniu otrzymuje się kształt elementu zgodny z kształtem elementu wyjściowego we wszystkich wymiarach. Dla przykładu można podać, iż elementy ze stopów aluminium B95 i D16, wytrawione z grubości 3 mm do grubości 1 mm wykazały dokładność 0,05 mm.

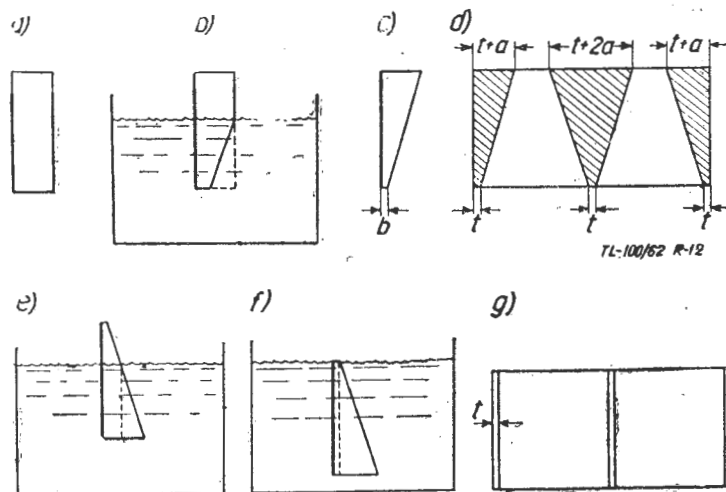
Trawienie objętościowe przeprowadza się w sposób regulujący ilość wybieranego metalu na drodze mechanicznej przez zastosowanie urządzeń sygnalizujących koniec procesu trawienia przy osiągnięciu odpowiedniej grubości elementu.

Trawienie stożkowe zbieżne. Uzyskiwanie powierzchni stożkowo zbieżnych osiąga się przez powolne wynurzanie elementu z roztworu trawiącego, przy czym wielkość stożka reguluje się szybkością wynurzania. Te same efekty zresztą można otrzymać również przez stopniowe zanurzenie przedmiotu do roztworu trawiącego. Przykład otrzymywanego w ten sposób elementu (z częściowym zabezpieczeniem powierzchni przed trawieniem) pokazano schematycznie na rys. 12.

Jeszcze innym sposobem otrzymywania elementów stożkowo zbieżnych jest metoda opracowana przez firmę North American Aviation, polegająca na tym, że element w sposób automatyczny jest wielokrotnie zanurzany i wynurzany z roztworu trawiącego — w taki sposób, że ruch ten jest nierównomiernie rozłożony na całym elemencie, to znaczy jeden jego koniec zostaje poruszany szybciej, drugi wolniej. Gdy szybkość jednego i drugiego końca elementu jest różna, lecz stała, otrzymuje się powierzchnie klinowo zbieżne, natomiast gdy szybkości te ulegają w czasie procesu trawienia zmianom, otrzymuje się powierzchnie stożkowe o krzywoliniowych tworzących (wypukłe lub wklęsłe).

Właściwe trawienie kształtowe. Sposoby trawienia kształtowego, zależnie od żądanych konstrukcji, można by podzielić następująco:

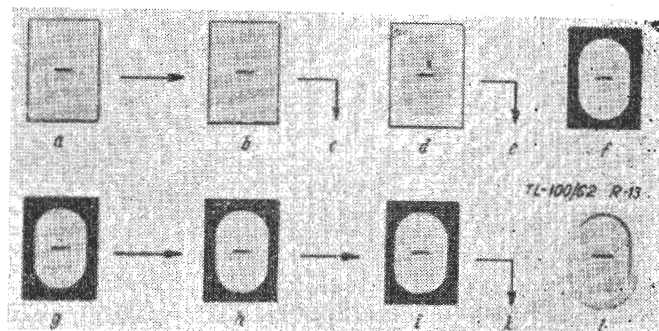
- trawienie kształtowe na jednolitą grubość,
- trawienie kształtowe na zmienną grubość,
- trawienie kształtowe konstrukcji przekładkowych.



Rys. 12. Schemat zabezpieczania i produkcji elementu o stałym pokryciu i zbieżnych zębach; a) materiał obrabiany, b) trawienie stożkowe z częściowym zabezpieczeniem powierzchni, c) element po trawieniu stożkowym, d) dalsze zabezpieczenie powierzchni przed trawieniem, e, f) kolejne stadia trawienia zębów, g) gotowy element

Trawienie na jednolitą grubość można określić również jako trawienie jednostopniowe. Schemat takiego trawienia w przypadku stopów aluminium oraz zabezpieczenia pokryciem lakierniczym trójwarstwowym pokazano na rys. 13. Kolejność operacji według tego schematu wygląda następująco:

- a) wstępne odtłuszczenie,
- b) nadtrawianie powierzchni w roztworze wodorotlenku sodu,



Rys. 13. Schemat jednostopniowego trawienia kształtowego stopów aluminium

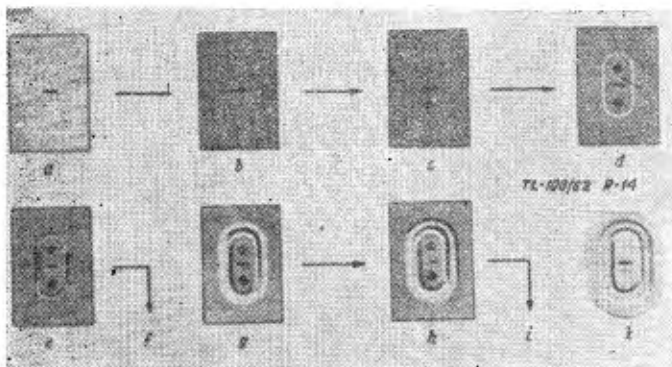
- c) płukanie w wodzie zimnej, neutralizacja w kwasie azotowym i płukanie w wodzie gorącej,
- d) pokrycie powłoką zdieralną i wycięcie konturów,
- e) powtórne nadtrawianie w dwuchromianie potasu i suszenie,
- f) gruntowanie i suszenie,
- g) natryśnięcie powłoką ochronną i wysuszenie,
- h) wycięcie konturów i usunięcie pokrycia z miejsc, które mają być trawione,

- i) wytrawianie w miejscu konturów,
- k) płukanie w wodzie gorącej oraz usunięcie pokrycia zabezpieczającego,
- l) obróbka końcowa.

Przy zastosowaniu pokryć jednowarstwowych oraz trawieniu innych metali, schemat ten ulega pewnym zmianom. Przede wszystkim zmienia się wtedy rodzaj ośrodka trawiącego i neutralizującego, zaś przy stosowaniu pokryć jednowarstwowych operacja nakładania pokrycia zdzieralnego, a często także i gruntu pod właściwe pokrycie zabezpieczające jest zbędna.

Trawienie na zmienną grubość, czyli trawienie kilkustopniowe można przedstawić schematycznie, analogicznie do trawienia jednostopniowego w sposób pokazany na rys. 14. Kolejność operacji według tego schematu wygląda następująco:

- a) wstępne odłuszczenie i oczyszczenie powierzchni,
- b) gruntowanie i suszenie w temperaturze pokojowej,
- c) natryśnięcie powłoki ochronnej i wysuszenie w temperaturze pokojowej,
- d) wycięcie konturów i usunięcie z miejsc, które mają być trawione,
- e) wytrawianie w miejscu konturów,
- f) płukanie w kwasie azotowym i zimnej wodzie,
- g) wycięcie drugich konturów i usunięcie pokrycia z miejsc, które mają być wytrawione,
- h) drugie wytrawianie w miejscu konturów,
- i) płukanie w kwasie azotowym i zimnej wodzie, usunięcie pokrycia ochronnego, płukanie w wodzie gorącej,
- k) obróbka końcowa elementu.



Rys. 14. Schemat kilkustopniowego trawienia kształtowego stopów aluminiowych

Metoda ta różni się zasadniczo od poprzedniej, z wyjątkiem kolejnego wycinania konturów na pokryciu zabezpieczającym, w czasie trwania procesu trawienia, ewentualnie nakładania pokrycia ochronnego na miejsca zabezpieczone stopniowo. W tym ostatnim przypadku stosuje się często taśmy ochronne klejące z polichlorku winylu lub żywicy poliestrowych pokryte klejem silikonowym. Taśmy te, po nałożeniu, przycina się według wzornika.

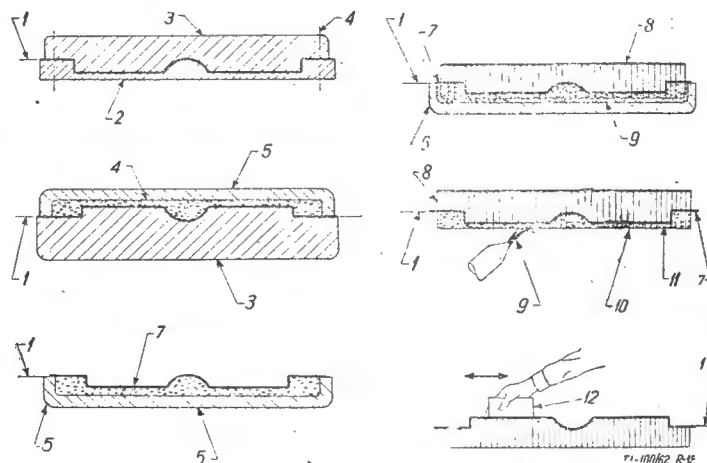
Pewną innowacją procesu trawienia kształtowego, a równocześnie jedną z największych zalet tej metody obróbki metali jest możliwość stosowania jej do blach, którym już poprzednio został nadany odpowiedni kształt przez wyginanie, obciąganie lub walcowanie. Trawienie kształtowe w tym przypadku realizuje się

w ten sposób, że najpierw na element w stanie surowym nanosi się powłokę ochronną (powłoka ochronna musi wykazywać dużą elastyczność), a następnie nadaje mu wymagany krzywoliniowy kształt jeszcze przed trawieniem. Dzięki temu, że trawienie zachodzi prostopadle do powierzchni, wymiary wybrań na trawionym elemencie będą zgodne z wymiarami wymaganymi. W tabeli I podano wielkości charakteryzujące maksymalną krzywiznę blach ze stopów aluminiowych w stanie utwardzenia dyspersyjnego przed trawieniem, przy której jeszcze możliwe jest uzyskanie wymaganej gładkości powierzchni po trawieniu. Należy zaznaczyć, że wymiary otrzymane przy trawieniu, jak już powiedziano, uzyskuje się zupełnie dokładnie w stanie ukształtowanym, co jest zupełnie niemożliwe przy stosowaniu zwykłego frezowania, gdzie obróbka może być wykonana wyłącznie przed nadaniem blasze odpowiedniej krzywizny. W przeciwnym przypadku (jeśli kształtowanie byłoby w ogóle możliwe) nie udałoby się uzyskać żądanej dokładności części po obróbce plastycznej.

Trawienie kształtowe konstrukcji przekładkowych. Obróbka konstrukcji przekładkowych o rdzeniu komórkowym z blach jest często bardzo utrudniona w przypadku stosowania zwykłych, konwencjonalnych metod obróbki mechanicznej, gdyż powoduje osłabienie połączeń komórek ulowych. Niezastąpioną metodą okazało się natomiast zastosowanie w tym przypadku trawienia kształtowego. Jednak metoda ta w zastosowaniu do konstrukcji ulowych różni się zasadniczo od metody trawienia kształtowego prostych czy też nawet skomplikowanych elementów z pojedynczych blach.

Zasadę trawienia kształtowego elementów o konstrukcjach przekładkowych pokazano schematycznie na rys. 15. Jest to metoda opracowana przez firmę North American Aviation dla zespołów ulowych samolotu B-70. Trawienie kształtowe według tego schematu przeprowadza się w sposób następujący:

1. Wytrawioną blachę pokryciową kładzie się na stole, stroną zewnętrzną do dołu, nakrywa arkuszem folii po-



Rys. 15. Schemat trawienia kształtowego zespołów ulowych samolotu B-70 firmy North American Aviation. 1 — powierzchnia styku, 2 — blacha pokryciowa trawiona kształtowo, 3 — odlew gipsowy, 4 — wzorzec gipsowy, 5 — wzmocnienie, 7 — zabezpieczenie (grubość około 5 mm), 8 — blok ulowy, 9 — natrysk wody, 10 — nadmiar ula, 11 — nadmiar gipsu, 12 — guma z papierem ściernym

Tabela I

Wielkość dopuszczalnego maksymalnego promienia gięcia blach ze stopów aluminiowych zależnie od grubości blach w procesach trawienia kształtowego

Rodzaj blachy	Skład chemiczny stopu aluminiowego	Rodzaj obróbki cieplnej (przed trawieniem)	Grubość blachy w mm								
			0,71	0,91	1,22	1,62	2,03	2,64	3,25	4,06	4,55
			Maksymalny promień gięcia mm								
2L71	Cu	przesycanie, starzenie sztuczne (temp. 190 °C)	75	100	100	125	125	150	175	200	225
2L72 platerowana	3,8—4,8 Mg 0,55—0,85	przesycanie, starzenie naturalne	75	100	100	125	125	125	125	150	150
3L73 platerowana	Mn 0,4—1,2	przesycanie, starzenie sztuczne (temp. 190 °C)	50	75	75	100	100	100	100	125	125

Uwaga: Powyższe stopy odpowiadają składem chemicznym gatunkowi PA7 wg oznaczeń krajowych.

liwinyłowej i uszczelnia na brzegach, po czym przez wysianie powietrza spod folii usuwa się wszystkie ewentualne zmarszczki i nierówności. Na blasze stawia się skrzynkę i wykonuje odlew gipsowy (negatyw) powierzchni wewnętrznej.

2. Na negatywie gipsowym wykonuje się odlew (pozytyw) z miękkiego gipsu, wzmacniany następnie warstwą mocniejszą i twardszą, przy czym powierzchnię negatywu pokrywa się środkiem zabezpieczającym na grubość około 5 mm.

3. Po usunięciu negatywu otrzymuje się gotową formę z miękkiego gipsu na twardej podstawie pokrytą środkiem zabezpieczającym.

4. Konstrukcję ulową, która ma być trawiona, przeciska się przez środek zabezpieczający aż w miękki gips.

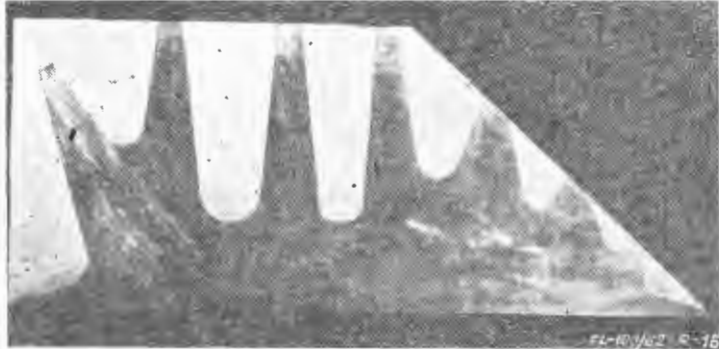
5. Następnie zdejmuje się podstawę formy z miękkiego gipsu, a miękki gips wmywa wodą. Wówczas pozostaje tylko warstwa środka zabezpieczającego w konstrukcji ulowej.

6. Konstrukcja ulowa wystająca ponad warstwę zabezpieczającą jest następnie całkowicie usunięta przez rozpuszczenie w ośrodku trawiacym. Jako końcową operację, usuwa się środek zabezpieczający, a powierzchnię zewnętrzną — uzyskaną po trawieniu — poleruje się.

Proces taki pozwala na dopasowanie blachy pokryciowej do ulla ze szczeliną wynoszącą nie więcej niż 0,1 mm, to jest tyle, ile powinna wynosić grubość spoiny łączącej blachę pokryciową z ułem metalowym.

Zastosowanie trawienia kształtowego w przemyśle lotniczym

Przykłady elementów otrzymywanych metodą trawienia kształtowego pokazano na rys. 16—20. Przedstawiają one cały szereg elementów, począwszy od płaskich pokryć z nielicznymi wzmocnieniami miejscowymi, trawio-

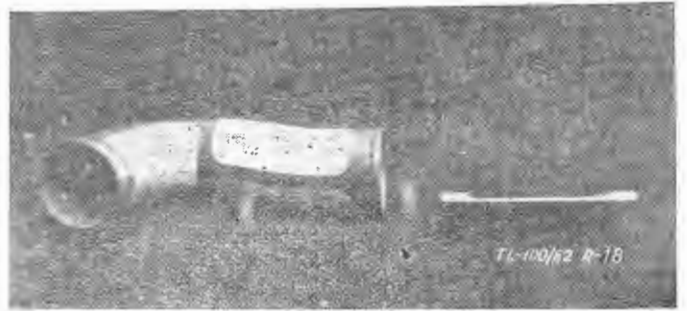


Rys. 16. Część pokrycia skrzydła samolotu (partia przy okuciach łączących), uprzednio wykonywana z dwu blach łączonych ze sobą przez nitowanie (nity z łbami wypuszczanymi)



Rys. 17. Pokrycie skrzydła samolotu (płaskie) trawione z obu stron. Głębokości poszczególnych miejsc powierzchni trawionych są różne (od 2—12 mm), b) strona dolna

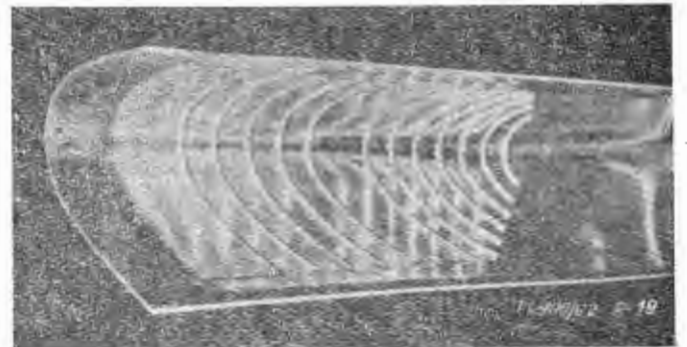
nych na jednolitą głębokość, poprzez elementy trawione na zmienną głębokość w różnych polach, aż do skomplikowanych elementów o zmiennej grubości z miejscowymi wzmocnieniami i żebrami.



Rys. 18. Typowy wzór pół wytrawionych na powierzchni przewodu rurowego

Natomiast przykłady trawienia kształtowego części przestrzennych przedstawia rys. 21.

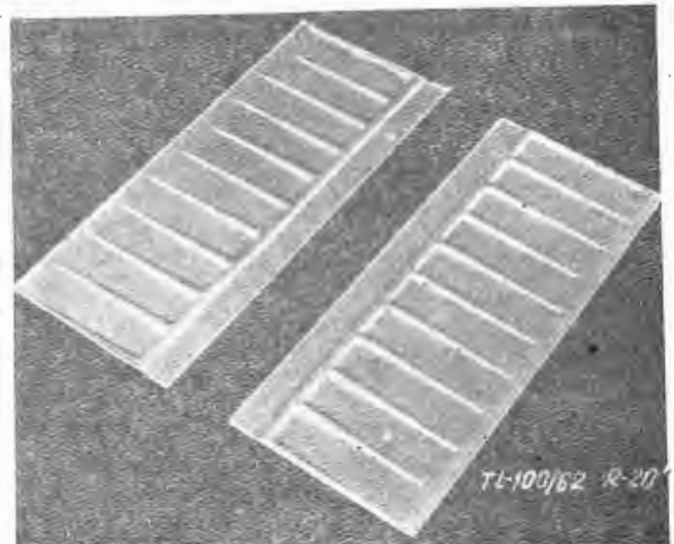
Rys. 21 przedstawia zbiornik sprężonego powietrza, gdzie przez usunięcie nadmiaru materiału na całej po-



Rys. 19. Blacha pokrycia krawędzi natarcia skrzydła samolotu. Trawienie żeber przeprowadzono po uformowaniu blachy

wierzchni z wyjątkiem bezpośredniej okolicy spoiny uzyskano nie tylko zmniejszenie ciężaru, ale i zwiększenie wytrzymałości zmęczeniowej (ok. 85%).

Trawienie kształtowe nie ogranicza się tylko do części ze stopów aluminiowych lub zwykłych stali węglowych

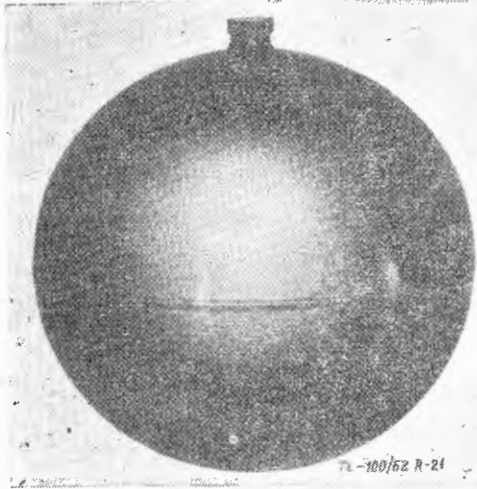


Rys. 20. Dwie części klapki wyważającej. Grubość pokrycia jest stała (ok. 0,25 mm), natomiast wzmocnienia są zbieżne. Po złożeniu ich ze sobą i połączeniu (przez klejenie) otrzymuje się gotowy zespół

i stopowych. Może ono być zastosowane również do obróbki stali wysokostopowych, tytanu, stali nierdzewnych itp. — materiałów o dużej twardości, których obróbka przez frezowanie jest wyjątkowo trudna i kosztowna. Są to, jak wiadomo, materiały stosowane w bardzo szybkich samolotach i pociskach rakietowych. Na rys. 22 przedstawiono duże elementy integralne ze stali chromowo-molibdenowej i tytanu, których wykonanie inną metodą poza trawieniem kształtowym byłoby wła-

ściwie zupełnie niemożliwe. Przykłady te najlepiej wskazują, jak dużą rolę zaczyna odgrywać w przemyśle lotniczym trawienie kształtowe.

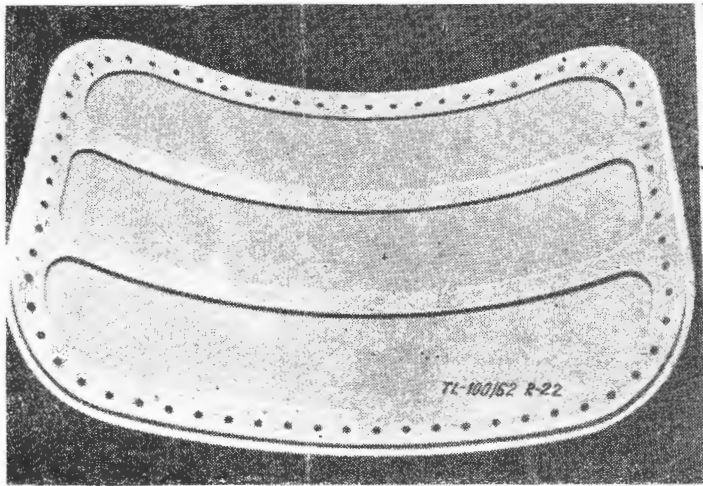
Innym, może mniej istotnym, ale za to niemniej ważnym zastosowaniem trawienia w przemyśle lotniczym jest usuwanie nadmiernych naddatków materiałowych. Zagadnienie to urasta do dużej wagi, gdy weźmie się pod uwagę, że przekroczenie tolerancji półfabrykatów stosowanych do produkcji samolotu o 0,2 mm spowodowa-



Rys. 21. Zbiornik sprężonego powietrza (stal chromowo-molibdenowa) trawiony po spawaniu; a) zbiornik po spawaniu, b) zbiornik po trawieniu

łoby wzrost ciężaru konstrukcji o około 250 kG dla współczesnego samolotu myśliwskiego o prędkości nadźwiękowej i kilkakrotnie więcej dla samolotu bombowego. Dlatego też stosuje się mierzenie każdego arkusza blachy, a naddatki grubości usuwa się przez trawienie. Można w ten sposób osiągnąć jednostajność grubości pokryć rzędu 0,05 mm.

Metoda trawienia kształtowego usuwa również wiele tak zwanych ograniczeń technologicznych, z którymi dotąd musiał się liczyć konstruktor. Na przykład grubości

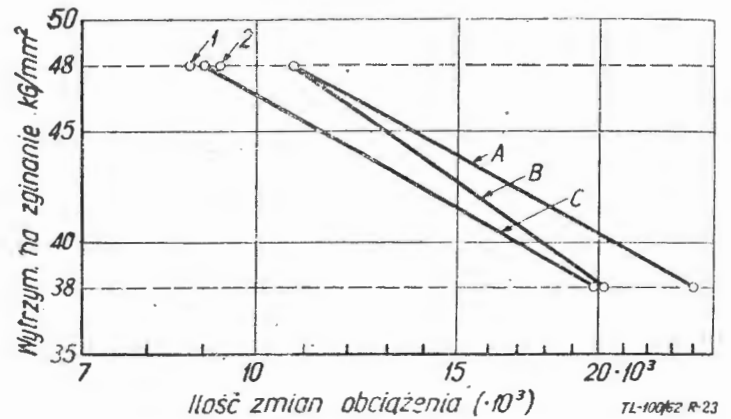


Rys. 22. Pokrywa z tytanu, z wgłębieniami wykonanymi za pomocą trawienia

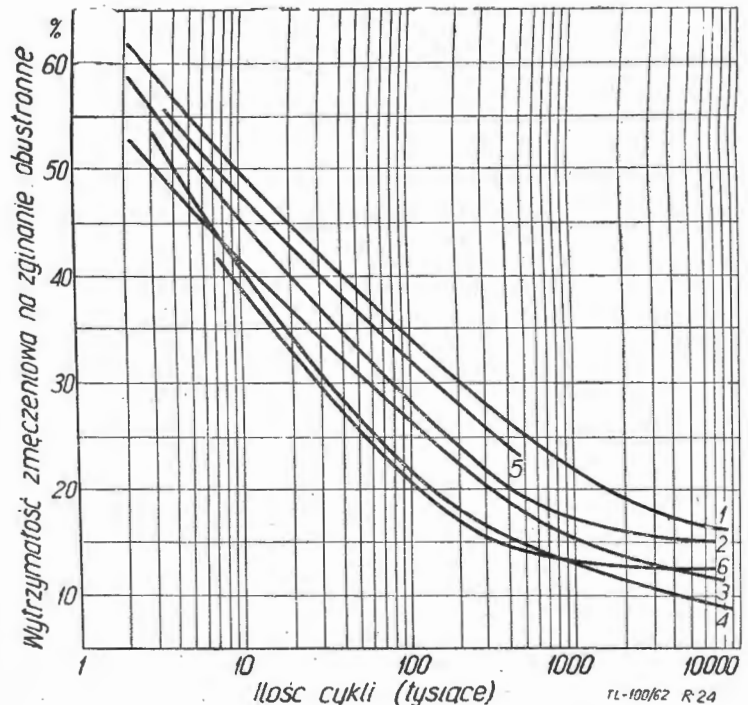
wielu półfabrykatów należało stosować znacznie większe niż podyktowane to było względami wytrzymałościowymi, tylko dlatego, że dostępne procesy produkcyjne wymagały ze względu na możliwości zastosowania większych grubości ścianek. Obecnie, te zbędne naddatki grubości, ze względu na ciężar konstrukcji, można usunąć za pomocą trawienia.

Innym, ciekawym zastosowaniem trawienia jest wprowadzenie go do wykonywania dokładnych elementów gwintowanych, pokrywanych następnie galwanicznie. W celu zapewnienia dużej dokładności wymiarów po nałożeniu pokrycia galwanicznego, śruby lub nakrętki z gwintem wykonanym na gołowo trawi się na grubość równą grubości pokrycia galwanicznego. W ten sposób uzyskuje się równomierne zmniejszenie wymiarów, a po nałożeniu pokrycia wymiar ostateczny jest równy wymiarowi uzyskanemu poprzednio na drodze dokładnej obróbki mechanicznej.

Ważnym zagadnieniem z punktu widzenia zastosowania trawienia kształtowego w lotnictwie było sprawdzenie czy sam proces trawienia nie odbija się niekorzystnie na wytrzymałości zmęczeniowej elementów, gdyż tylko na nią mogło mieć wpływ działanie środków trawiących (np. na skutek uszkodzenia makrostruktury materiału).



Rys. 23. Wyniki porównawczych badań zmęczeniowych na zginanie próbek obrabianych przez trawienie kształtowe i obrabianych mechanicznie; A — materiał podstawowy, B — próbki trawione, C — próbki obrabiane mechanicznie



Rys. 24. Wyniki badań zmęczeniowych próbek trawionych przy stosowaniu różnej technologii oraz obrabianych mechanicznie (blacha duralowa DTD 646); 1 — trawienie w roztworze zregenerowanym z następną obróbką cieplną (135°C, 2 godz.), 2 — trawienie w roztworze zregenerowanym bez następnego obróbki cieplnej, 3 — trawienie w świeżym roztworze z następną obróbką cieplną, 4 — trawienie w świeżym roztworze bez następnego obróbki cieplnej, 5 — trawienie w roztworze zregenerowanym z następnym natryskiem pyłu ściernego w strumieniu gorącej pary („vapour honing”), 6 — obróbka mechaniczna

Wyniki badań porównawczych elementów trawionych i obrabianych na frezarkach, pokazane na wykresie na rys. 23 wskazują, iż obydwa sposoby obróbki są właściwie równoważne, jeżeli idzie o wytrzymałość zmęczeniową. Jednakże daje się zaobserwować minimalnie niższą wytrzymałość elementów trawionych w dalszej (ekstrapolowanej) partii krzywej.

W metodach trawienia kształtowego duży wpływ na wytrzymałość zmęczeniową elementów ma sam proces trawienia i następująca po nim obróbka wykańczająca elementu (obróbka cieplna, piaskowanie). Jak widać z wykresu na rys. 24 przez odpowiednie zmiany w technologii można osiągnąć dla danego elementu lepszą wytrzymałość zmęczeniową, niż dla tych samych elementów obrabianych mechanicznie.

Brak jest natomiast opublikowanych danych dotyczących wpływu trawienia na wytrzymałość długotrwałą.

Badania mikroskopowe nie ujawniły jednak żadnych zmian w strukturze materiału obrabianego za pomocą trawienia, co pozwala na stwierdzenie, że zarówno wytrzymałość długotrwała, jak i odporność na korozję, nie powinny być gorsze dla elementów trawionych, niż dla obrabianych mechanicznie. Należy jednak zaznaczyć, że

Literatura

1. Aircraft Production, 10, 1954
2. " " " 5, 1956
3. " " " 1, 1957
4. " " " 2, 1957

zarówno w procesie obróbki trawieniem, jak i w różnych rodzajach obróbki mechanicznej, wykazane jest, w celu lepszego zabezpieczenia od korozji, poddać element anodowaniu, alodynowaniu, fosforanowaniu lub innej obróbce antykorozyjnej, zależnie od tego z jakim rodzajem obrabianego metalu ma się do czynienia.

5. " " " 7, 1958
6. " " " 6, 1960
7. " " " 4, 1961
8. Aluminium, 8, 1960
9. Deutsche Flugtechnik, 7, 1960
10. Machinery, July 1957
11. Metalworking Production, 21.11.1958.

Mgr inż. WALDEMAR SIWA

658.561

Kierowanie przebiegiem produkcji w zakładach budowy maszyn o produkcji małoseryjnej

Zakłady budowy samolotów charakteryzują się produkcją powtarzalną średnio lub nawet wielkoseryjną w wydziałach montażu ostatecznego i produkcją małoseryjną w pozostałych wydziałach. Cykle produkcyjne produkcji samolotów wynoszą od 7 do 10 miesięcy. Można zatem zaliczyć zakłady budowy samolotów do grupy przedsiębiorstw budowy maszyn średnich i ciężkich. Podobna jest w nich organizacja przebiegu produkcji.

Najnowsze rozwiązania organizacji produkcji bazują na zastosowaniu kalendarza jednostek terminów. Rok dzieli się na pewną liczbę okresów planowania i kolejno je numeruje. Spotyka się kalendarze o 100, 96, 48, 36 i 24 okresach (jednostkach terminów).

Prace w Polsce nad wprowadzeniem umownego kalendarza, kalendarza jednostek terminów rozpoczęto na podstawie informacji z Zakładów Sulcera w Szwajcarii, a następnie z kilku fabryk budowy maszyn w Niemieckiej Republice Demokratycznej. W początkowym okresie zwrócono uwagę na technikę planowania, a dopiero znacznie później opracowano założenia teoretyczne. Brak znajomości teorii planowania i sterowania produkcją stanowił podstawę pierwszych niepowodzeń przy przenoszeniu doświadczeń w przemyśle polskim.

Należy zwrócić uwagę, że wprowadzenie kalendarza jednostek terminów stanowi tylko usprawnienie techniki planowania i kierowania produkcją. Natomiast podstawy teoretyczne są identyczne przy różnych technikach prowadzenia produkcji.

Trzeba postawić najpierw pytanie: jaki jest cel planowania produkcji? Ogólnie można stwierdzić, że przed planowaniem produkcji stawia się następujące cele, które w efekcie dają obniżkę kosztów własnych:

- 1) terminowe wykonanie zadań,
- 2) maksymalne wykorzystanie zdolności produkcyjnej przedsiębiorstwa,
- 3) maksymalne zmniejszenie produkcji w toku i skrócenie cykli produkcyjnych,
- 4) zminimalizowanie pracochłonności wykonania produkcji,
- 5) zminimalizowanie pracochłonności i kosztów przygotowania i obsługi.

Błędy teoretyczne u podstaw tradycyjnych sposobów planowania i kierowania produkcją

Zakłady na ogół realizują tylko niektóre z podanych powyżej celów planowania. Tradycyjne metody planowania nie pozwalają na takie zorganizowanie produkcji, które uwzględniłoby w pełni powyższe cele. Wychodząc ze słusznych ogólnych założeń o planowaniu produkcji, opracowuje się plany produkcji: roczne, kwartalne i miesięczne, oraz przy produkcji części dąży się do planów krótszych okresów: dekadowych, tygodniowych, pięciodniowych i jednodniowych.

Rozróżnić tutaj należy dwie metody planowania:

— pierwsza polega na opracowywaniu planów dla każdego ze wspomnianych okresów na krótko przed jego rozpoczęciem; powoduje to ustalenie terminów wykonania poszczególnych zleceń, rozłożenie produkcji w czasie — bez uwzględnienia możliwości ich wykonania (brak bilansu pracochłonności planu z dysponowanym funduszem godzin grup stanowisk roboczych w poszczególnych

okresach planu, np. roku). Występuje niedokładne „zbilansowanie” danego okresu, ponieważ trudno uwzględnić zaawansowanie robót w poprzednim okresie. W rezultacie uzyskuje się niski stopień wykorzystania zdolności produkcyjnej przy równocześnie występujących trudnościach wykonania planu produkcji;

— druga metoda polega na planowaniu dłuższych okresów (np. roku lub kwartału) z równoczesnymi planami okresów krótszych (np. miesięcy lub tygodni). Metoda taka stosowana jest od kilku lat w niektórych przedsiębiorstwach w Polsce i innych państwach i znana pod ogólną nazwą „planowania przy zastosowaniu umownego kalendarza” jednostek terminów (okresów). Na ogół to planowanie z dużym wyprzedzeniem dla krótszych okresów czasu utożsamia się z konkretyzowaniem planów dla tych okresów, podczas gdy powinno się traktować to planowanie jako terminowe rozłożenie zadań, jako terminowanie wykonania elementów procesu produkcyjnego poszczególnych wyrobów i zbilansowanie pracochłonności wykonania tych zadań z dysponowanym funduszem godzin stanowisk roboczych (maszyn i ludzi) dla późniejszego planowania sterowania przebiegu produkcji.

Stąd „planowanie” z dużym wyprzedzeniem dla krótszych okresów jest słuszne, ponieważ pozwala na porównanie zadań produkcyjnych z możliwościami przedsiębiorstwa. Błędne i nierealne jest natomiast ściśle egzekwowanie wykonania poszczególnych pozycji „planu” w idealnie zaplanowanych okresach czasu (bez uwzględnienia odchyleń) i to tym bardziej, im krótsze są okresy.

W zakładach budowy maszyn ciężkich występuje 30 do 40 tysięcy operacji w miesiącu. Brak jest przy tym dokładnej bazy normatywnej, co powoduje zmniejszenie dokładności planowania, czyli zwiększenie błędów. Błędy te oraz różne zakłócenia w produkcji (np. spowodowane brakiem materiału) powodują od 40 do 60% zmian w poszczególnych planach krótkich okresów. Podejmowane próby planowania uwzględniającego powiązania poszczególnych stanowisk z produkcją przy pomocy harmonogramów, co jest bardzo pracochłonne, nie są realne, ponieważ opracowane plany dezaktualizują się, co stwarza konieczność dokonywania niezwykle pracochłonnych korekt opracowanych planów. W produkcji jednostkowej i małoseryjnej praktycznie nie jest możliwa pełna synchronizacja przy pomocy harmonogramów.

Opisane usterki tradycyjnych metod planowania powodowały często niestosowanie ich; zamiast tego zakłady sporządzały luźne i niedokładne plany, a sterowanie produkcji opierały na pracy dyspozytorów, którzy kierowali wykonawstwem pilnych części, potrzebnych do montażu. Wprowadza to element niepewności i nerwowości w pracy i stała nieekonomiczność produkcji przy dużych rezerwach.

Dotychczasowe sposoby planowania nie uwzględniały obiektywnych prawidłowości występujących w procesie produkcyjnym — były zbyt idealistyczne.

Tradycyjne sposoby planowania oparte były na teorii sprzecznej z praktyką, na teorii nie wynikającej z obiektywnej rzeczywistości procesu produkcji jednostkowej i małoseryjnej w przemyśle maszynowym.

Obiektywne tendencje procesu produkcyjnego

Poznanie obiektywnych tendencji i zjawisk w produkcji nie jest łatwe, ponieważ trudno jest usunąć z obserwowanych zjawisk czynniki subiektywne jak: świadome (lepiej lub gorzej) sterowanie przebiegiem produkcji przez planistów, dyspozytorów itp.

Dla usunięcia subiektywnego wpływu człowieka założymy, że:

— obserwacje dotyczą wydziału mechanicznego produkcji części,

— rola człowieka ogranicza się do przekazywania materiału na stanowiska robocze wykonujące pierwsze operacje procesów technologicznych produkcji części,

— części, po wykonaniu dowolnej operacji, mechanicznie przechodzą w kierunku grupy stanowisk roboczych wykonujących następną operację (np. od piły do gniazda tokarek),

— robotnicy nie mają żadnego wpływu na wybór roboty z wyjątkiem niżej podanego 6 punktu.

Obserwacja przebiegu produkcji, analiza tego procesu nasuwa następujące wnioski:

1. Produkcja jest procesem ciągłym, nie liczącym się z żadnymi ograniczeniami w postaci okresowych zadań (planów okresowych). Części, po ich zapuszczeniu, przechodzą od operacji do operacji w miarę zwalniania się dla nich miejsca, przy czym dochodzenie części na poszczególne stanowiska jest przypadkowe i niesynchronizowane w czasie.

2. Przed poszczególnymi stanowiskami albo tworzą się kolejki (zapasy części lub serii części), albo stanowiska oczekują na części.

3. Im większa jest produkcja w toku, tym większe są kolejki i mniejsze przestoje stanowisk i odwrotnie.

4. Przy odpowiednim (mało dokładnym) zbilansowaniu pracochłonności planu produkcji z dysponowanym funduszem godzin stanowisk roboczych występują stałe kolejki przy pewnych stanowiskach i postoje innych.

5. Na stanowiska robocze trafiają z danej kolejki roboty drogą losową, czyli prawdopodobieństwo oczekiwania jest jednakowe, a macierz poszczególnych oczekiwań daje wykresy krzywej Poissona. Czynniki subiektywne podane poniżej powoduje pogorszenie obrazu rozrzutu.

6. Przy braku określenia stopnia pilności dla poszczególnych robót, niektóre części (roboty atrakcyjne) trafiają na stanowiska robocze poza kolejką, a inne (mniej atrakcyjne) stale pozostają na końcu kolejki i są wyprzedzane przez pozostałe części. Powoduje to spłaszczenie wyżej wspomnianej krzywej rozrzutu czasu oczekiwania.

7. Z krzywej oczekiwań rozrzutu widać, że pewien procent części posiada zbyt długie okresy oczekiwań, co powoduje nadmierne wydłużenie cykli produkcyjnych danych części. W konsekwencji powoduje to, że do montażu brak zawsze pewnych części.

Powyższe obiektywności procesu produkcyjnego w produkcji nieustabilizowanej leżą u podstawy opracowanej ostatnio w IOPM i wprowadzonej w kilku przedsiębiorstwach techniki planowania i sterowania przebiegiem produkcji przy wykorzystaniu kalendarza jednostek terminów (okresów).

W produkcji jednostkowej i małoseryjnej w planowaniu obowiązują następujące ogólne zasady:

1. Rozplanowanie cyklu technicznego przygotowania produkcji i produkcji oraz podanie terminów dla poszczególnych faz (t.p.p.¹⁾) i produkcji.

2. Bilansowanie wstępne dla planów dużych okresów (np. rocznych) i bilansowanie szczegółowe dla krótszych okresów (np. 15-dniowych) dla grup jednorodnych wzajemnie wymiennych stanowisk roboczych.

Nowe zasady techniki planowania

Nowo opracowana technika planowania określa sposób realizacji tych ogólnych zasad przy uwzględnieniu wyżej podanych prawidłowości procesu produkcyjnego.

Uwagę służby planowania koncentruje się na dwóch zagadnieniach:

- 1) niedopuszczenie do postoju stanowisk pracy,
- 2) sterowanie przebiegu części w taki sposób, aby

z każdej kolejki wpuszczać najpilniejsze roboty na stanowiska robocze.

Pierwsze zadanie rozwiązuje odpowiednie bilansowanie i określanie normatywów wielkości produkcji w toku poprzez określenie optymalnych normatywów budowy i obliczania cykli produkcyjnych.

Drugie zadanie realizuje się poprzez wprowadzenie autoregulacji drogą określenia stopnia pilności, w jednolitej skali, dla każdej operacji technologicznej. Instrumentem wiążącym różne plany i dyspozycje planistyczne jest kalendarz jednostek terminów (okresów) znany i stosowany od kilku lat w różnych przedsiębiorstwach niektórych krajów.

Cykl technicznego przygotowania produkcji i produkcji każdego zlecenia opracowuje się na podstawie tablic specjalnych normatywów i podaje terminy w jednostkach terminów (okresów) licząc wstecz od terminu zakończenia montażu i przekazania na magazyn wyrobów gotowych. Termin ten określa się jako „termin O”.

Dla bilansowania wstępnego opracowuje się ogólny cykl a dla bilansowania szczegółowego opracowuje się dokładny cykl z zaznaczeniem terminu wykonania każdej operacji technologicznej. Dla każdego cyklu opracowuje się zestawienie pracochłonności w przekroju grup stanowisk pracy i okresów czasu. Zestawienia te pozwalają na ułożenie optymalnego wariantu planu produkcji i wyznaczenie konkretnego terminu wykonania każdego zlecenia. Na podstawie negatywnych (ślepych) terminów podanych w cyklu i terminu „O” podaje się w jednostkach terminów (okresów) terminy wykonania każdej operacji technologicznej w dokumentacji warsztatowej oraz terminy poszczególnych elementów technicznego przygotowania produkcji. Specjalna technika, trudna do opisanego w tak krótkim ujęciu, terminowania i bilansowania pozwala na wykonanie tych prac przy stosunkowo niewielkim nakładzie pracy, wielokrotnie mniejszym niż w metodach tradycyjnych.

Wprowadzenie do produkcji (jak i technicznego przygotowania produkcji) zaterminowanej dokumentacji przy równoczesnym wyposażeniu rozdzielni robót w wydziałach produkcyjnych w odpowiednie szafki sortująco-rozdzielcze powoduje autoregulację całego procesu produkcji i t.p.p. Wszelkie opóźnienia otrzymują pierwszeństwo wykonania w całej fabryce.

Całość prac sterowania przebiegiem produkcji ogranicza się do wydawania zawsze najpilniejszych robót oraz usuwania wszelkich zakłóceń, które natychmiast wykrywa kontrola przebiegu produkcji. Kontrola prawidłowego przebiegu produkcji i kierowania produkcją odbywa się poprzez:

1. Śledzenie na kartotekach wiszących odchyłań wykonawstwa od planowanych (idealnych) terminów i podejmowanie odpowiednich decyzji przy opóźnieniu przekraczającym dopuszczalną tolerancję odchyłań (np. 2 jednostek terminów), której wielkość jest większa od długości kolejek przed stanowiskami. Opóźnienie przekraczające dopuszczalne odchylenie jest sygnałem zaistnienia jakiejś przeszkody w realizacji procesu produkcyjnego.

2. Śledzenie splotu normogodzin w przekroju grup stanowisk roboczych, co daje obraz wielkości wykonanej produkcji globalnej. Wielkość wykonanych normogodzin porównuje się z bilansem dla danego okresu.

Odrębność nowej techniki planowania i sterowania przebiegiem produkcji opracowanej w IOPM polega na badaniu odchyłań od zaplanowanych terminów i bieżącej kontroli wielkości wykonanej produkcji globalnej podanej w normogodzinach oraz uwzględnieniu w normatywach budowy cykli produkcyjnych wielkości czasu oczekiwań w kolejkach przed poszczególnymi stanowiskami roboczymi.

Równocześnie rezygnuje się z egzekwowania wykonania poszczególnych operacji części lub zespołów w ściśle zaplanowanych terminach lub okresach czasu, natomiast głównym przedmiotem uwagi jest kolejność pilności robót.

Technika planowania produkcji w zakładzie VEB-Fritz-Heckert-Werk Karl-Marx-Stadt

Jest to fabryka obrabiarek. Przyjęto 6-dniowe okresy jednostek terminów (łącznie 48 jednostek w roku) i na każdy rok opracowuje się nowy kalendarz jednostek terminów.

¹⁾ t. n. p. — techniczne przygotowanie produkcji.

Przedsiębiorstwo podzielono na tak zwane „miejsca powstawania kosztów”, to jest na odcinki produkcyjne będące jednostkami planowania produkcji, jej rozliczania oraz obliczania kosztów produkcji. Każdym takim „miejscem powstawania kosztów” kieruje mistrz, można je więc również nazwać gniazdami produkcyjnymi. Równocześnie poklasyfikowano stanowiska robocze i podzielono na grupy jednorodnych stanowisk (grupy maszyn) i oznaczono je symbolami identycznymi dla większości przedsiębiorstw przemysłu maszynowego w NRD, co ma duże znaczenie przy określaniu możliwości produkcyjnych poszczególnych branż resortu i możliwości kooperacji — lepsze wykorzystanie możliwości produkcyjnych przemysłu. Oznaczenie grupy maszyn (stanowisk roboczych) składa się z dwóch członów:

1, trzycyfrowy oznacza miejsce powstawania kosztów (gniazdo produkcyjne).

2, dwucyfrowy oznacza grupę maszyn podobnych (stanowisk roboczych), na przykład 111/13 oznacza:

— gniazdo rewolwerówek

— rewolwerówki o wymiarach x

przy czym dwuczłon jest wspólny dla całego przemysłu.

Numery te obowiązują wszystkie komórki funkcjonalne i produkcyjne przedsiębiorstwa. Wpisuje się je na wszystkich dokumentach przedsiębiorstwa (technologicznych, planistycznych, remontów maszyn, kosztowych itp.).

Obrabiarki produkuje się w partiach produkcyjnych jednakowej wielkości. Dla każdej partii opracowano cyklogram ślepy (negatywny) na siatce jednostek terminów, oznaczając termin zakończenia montażu numerem „0”. Zestawiono pracochłonność wykonania każdej partii w przekroju gniazda (grup stanowisk roboczych) i jednostek terminów. W rocznym planie produkcji rozłożono równomiernie terminy wykonania poszczególnych partii produkcji obrabiarek. Następnie zbilansowano pracochłonność wykonania planu produkcji z dysponowanym funduszem godzin grup stanowisk roboczych w przekroju jednostek terminów. W bilansie tym obowiązuje zasada obciążania w 85% dysponowanego funduszu czasu poszczególnych grup maszyn. Pozostałe 15% przeznacza się na produkcję części zapasowych, części na magazyn i obrabianie braków.

Opracowany plan produkcji stanowi podstawę bieżącego wystawiania dokumentacji warsztatowej w dziale kierownika (szefa) produkcji. Dokumentację warsztatową powiela się na ormigu od razu na cały wyrób lub na zespół (!), nigdy na pojedyncze części.

Powielaną dokumentację można podzielić na dwie grupy:

A — planistyczno-przygotowawcza.

1. — 3 egz. „listy wydania materiału” na komplet części z przeznaczeniem do odrywania dla każdej części egzemplarza „dowodu pobrania materiału”.

2. — 1 egz. kopii listy wydania materiału.

B — właściwa dokumentacja warsztatowa.

3. — przewodnik warsztatowy,

4. — 2 egz. karty terminów (rozdzielniki — kopie przewodnika),

5. — karty pracy akordowej,

6. — dowód pobrania materiału.

Przeznaczenie dokumentów

Ad. A-1 — Listy wydania materiału przeznaczone są dla komórek sprawdzających czy jest materiał na wszystkie części i wstrzymujących wydanie dokumentacji warsztatowej do produkcji do momentu zabezpieczenia materiału dla wszystkich części z listy. Inaczej mówiąc, warsztat nie może rozpocząć wykonawstwa, dopóki nie zabezpieczono materiału dla całego wyrobu lub zespołu. Te 3 egzemplarze służą do:

- korespondencji między magazynem materiałów i grupą kompletującą materiał na wyrób,
- ewidencji zabezpieczenia materiału,
- ewidencji wydania materiału,

i spełniają równocześnie rolę karty limitu wydania materiału,

— są przywieszką karty.

Ad. A-2 — Kopia listy wydania materiału. Warsztat (rozdzielnia) ewidencjonuje, jaki materiał pobrał.

Ad B-3 — Przewodnik warsztatowy spełnia tę samą rolę przewodnika, co w tutejszych zakładach, a przed rozpoczęciem produkcji dodatkowo rolę koperty dla dokumentacji warsztatowej.

Ad B-4 — Karty terminów spełniają rolę:

a) rozdzielnika i są ułożone według numerów zleceń w skrzynkach kartotek w rozdzielni,

b) karty terminów, na których prowadzi się ewidencję postępu prac w sekcji planowania wydzielonego,

Ad B-5 — Karty robocze spełniają dodatkowo rolę dokumentów planistycznych. Są stale przesortowywane według jednostek terminów w szafkach rozdzielczych w rozdzielni.

Ad B-6 — Dowód pobrania materiału spełnia podobną funkcję jak w przemyśle polskim.

W szafce roboczej umieszcza się karty robocze według jednostek terminów:

— roboty zaległe o 2 i więcej jednostek do przegródki „do 6” (jednostki terminów),

— roboty zaległe o 1 jednostkę do przegródki 7 jednostki,

— roboty bieżące do 8 jednostki (aktualnej),

— roboty na następną jednostkę do przegródki 9 jednostki,

Tabela 1
Wzór układu szafki rozdzielczej

	Dzisiaj jednostka terminów nr 8											
	104/11					104/12						
	do 6	7	8	9	10	od 11	do 6	7	8	9	10	od 11
Roboty do wydania												
Roboty na stanowisku roboczym												
Uwagi: 104 — miejsce powstawania kosztów (gniazdo robocze) 104/11 — grupa maszyn x 104/12 — grupa maszyn y liczby od 6 do 11 oznaczają numery jednostek terminów.												

— osobno roboty na 10 jednostkę,

— osobno roboty na 11 i późniejsze jednostki.

Przy każdej zmianie jednostki terminu zmienia się numerację w szafce i przekłada odpowiednio karty robocze.

Powyżej opisano dokumentację planistyczną i jej przeznaczenie na przykładzie jednego z przedsiębiorstw, w których zastosowano kalendarz jednostek terminów. Charakterystyczna jest duża różnorodność form planowania i dokumentacji warsztatowej spotykana w różnych przedsiębiorstwach, w których wprowadzono jednostki terminów.

Literatura

1. Jan Bursche — Planowanie produkcji i system budowy kosztów w Zakładach Sulzera. St. i Mat. nr 28, 1959 r.
2. Waldemar Siwa — „Organizacja przebiegu produkcji przy zastosowaniu kalendarza jednostek terminów” — Materiały pomocnicze i instruktażowe nr 5/60, I.O.P.M., Warszawa, kwiecień, maj, 1960 r.
3. Tadeusz Hanusz i Waldemar Siwa — „Planowanie produkcji w przedsiębiorstwach przemysłu maszynowego i elektrotechnicznego” — referat na międzynarodowej konferencji instytutów i placówek naukowych krajów obozu socjalizmu — I.E. i O.P., Warszawa, 1962 r.
4. Referaty na konferencję organizacji produkcji jednostkowej i małoseryjnej — „Organizacja — Samorząd — Zarządzanie”, kwiecień — maj, 1962 r.
5. Sprawozdania z zakładów budowy maszyn w NRD — W. Siwa, J. Włoczewski i Z. Zapolski — biblioteka I.O.P.M.
6. Instrukcje planowania produkcji dla zakładów M-5 we Wrocławiu i WSK-Okęcie — biblioteka I.O.P.M.

Dobór ekonomicznej prędkości przelotowej

Prawidłowa eksploatacja samolotów transportowych w długotrwałym locie poziomym może odbywać się w pewnym zakresie parametrów pracy silnika. Przy użytkowaniu samolotów powstaje więc naturalne pytanie, jaki stan pracy silnika (reżym) w dopuszczalnym zakresie i odpowiadająca mu prędkość przelotowa na danej wysokości jest najbardziej uzasadniona ze względów ekonomicznych. Pytanie to nastrocza nieraz sporo kłopotu użytkownikom, szczególnie przy eksploatacji samolotów z silnikami tłokowymi, ze względu na specyficzną charakterystykę jednostkowego zużycia paliwa w funkcji mocy silnika. Zagadnienie to było sygnalizowane i ogólnie pokrótce omówione na łamach naszej prasy lotniczej*). W poniższym tekście znajduje się propozycja metody dokładniejszej analizy wpływu różnych czynników na wybór ekonomicznej prędkości przelotowej oraz omówienie wniosków wynikających z tej analizy.

Jako ekonomiczną określa się taką prędkość przelotową, przy której jest najniższy koszt 1 km, przelecia-
 nego przez samolot.

Jeżeli wziąć pod uwagę tylko koszty związane z zużyciem paliwem, łatwo jest znaleźć szukaną prędkość ekonomiczną (w warunkach bezwietrznych), kreśląc krzywą kosztu paliwa zużytego na 1 h w funkcji prędkości lotu. Zostało to zrobione na rys. 1 dla różnych wysokości lotu samolotów Li-2, IŁ-14 i CV-240 na podstawie danych katalogowych dotyczących zużycia paliwa. Jako oś rzędnych przyjęto tu prawą z dwu pionowych linii, wzdłuż której odłożono koszt paliwa na 1 h przy jego cenie zł 2,44 za 1 kG.

Z tak wykonanego wykresu prędkość ekonomiczną znajduje się jako odpowiadająca punktowi styczności stycznej, poprowadzonej z początku układu do wybranej krzywej na wykresie. Wynika to stąd, iż punkt styczności odpowiada na krzywej najmniejszemu stosunkowi rzędnej do odciętej, czyli najmniejszej wartości $z/h : km/h = z/km$.

Z wykresu widać od razu, że w tym przypadku ekonomiczne prędkości lotu są bardzo małe, a w przeważającej liczbie przypadków — najmniejsze z zakresu możliwych prędkości lotu.

Jednak zmiany prędkości lotu wpływają na koszt 1 km, nie tylko poprzez ilość zużytego na godzinę paliwa, lecz również poprzez inne koszty, których wielkość jest stała na godzinę lotu, a więc zmienna na 1 km drogi w zależności od prędkości przelotowej.

Do takich kosztów należą:

- koszt przeglądów okresowych i remontów silnika,
- koszt przeglądów okresowych i remontów płatowca,
- koszt związany z amortyzacją wartości silnika w przypadku, gdy jego całkowity dopuszczalny okres pracy jest stosunkowo krótki.

Uwaga: Całkowity dopuszczalny okres pracy płatowca jest stosunkowo długi (około 20 000 h), rzadko bywa w pełni wykorzystany i dlatego można przyjąć, że koszt amortyzacji jest stały na 1 km przelecia-
 nego niezależnie od prędkości przelotowej (przyjmuje się tu, że roczne koszty amortyzacyjne i w związku z określonym rozkładem lotów liczba km przelecia-
 nych w roku jest stała).

Koszty godzinowe związane z zużyciem paliwa muszą więc być powiększone o stałe koszty, będące sumą poprzednio wymienionych punktów a, b, c.

Zamiast podwyższania położenia uprzednio wykreślonych krzywych lub obniżania osi odciętych (prędkości) o odpowiednią wartość — przedłożono oś rzędnych ku dołowi i wzdłuż niej (również ku dołowi) odłożono skalę kosztów stałych.

Jest to wygodne dla celów analitycznych, ponieważ koszty stałe mogą się zmieniać w różnych okresach.

Znając je i odkładając wzdłuż ku dołowi, znajdujemy każdorazowo nowy początek układu i styczna poprowadzona z niego do uprzednio wykreślonych krzywych określi nam w punkcie styczności prędkość ekonomiczną z uwzględnieniem dodatkowych stałych godzinowych kosztów.

Jest to zrobione przykładowo na wykresie dla samolotu IŁ-14 (promień 1) i dla samolotu CV-240 (promień 2). Stałe koszty godzinowe przyjęto w tym przykładzie na 2250 zł/h dla samolotu IŁ-14 i na 1650 zł/h dla samolotu CV-240. Odpowiednie prędkości ekonomiczne odczytano:

360 km/h dla samolotu IŁ-14 na wys. 2000 m
 396 km/h dla samolotu CV-240 na wys. 2500 m.

Widzimy, że prędkości te są znacznie większe niż w przypadku nieuwzględniania kosztów stałych według punktów a, b, c.

Tabela
 Koszt godzinowy i koszt na km w zł

Kh	2700	2800	2940	3140	3410	h = 2000
Kkm	9,65	9,35	9,2	9,24	9,45	
Kh	2615	2720	2860	3050	3300	h = 3000
Kkm	9,35	9,08	8,96	9,98	9,16	
V km/h	280	300	380	340	360	—

Dla umożliwienia szerszej analizy, oprócz podstawowej osi rzędnych (przechodzącej przez punkt $V=0$) wprowadzono jeszcze dodatkową, na której odłożono koszt paliwa, odpowiadający uprzednio wykreślonym krzywym, lecz obliczonym przy innej jego cenie (6,10 zł/kG). Cenę tę przyjęto za 100%, wtedy cena 2,44 zł/kG stanowił będzie 40%. Zilustrowano to odpowiednimi liczbami na poziomej kresce u góry osi rzędnych.

Dla wygody — jednakowe wartości kosztów na dwu obranych osiach rzędnych połączono liniami prostymi. Między obranymi osiami rzędnych można wykreślić dodatkową, odpowiadającą dowolnie obranej cenie paliwa.

Dla korzystania z innej niż głównej osi rzędnych trzeba stałe koszty godzinowe odkładać również wzdłuż tej innej rzędnej w takiej samej skali, jaka została przyjęta dla kosztów paliwa.

Aby jednak znaleźć ekonomiczną prędkość lotu — styczną do krzywych, należy kreślić od głównej osi rzędnych (od miejsca odpowiadającego $V=0$) i w tym celu trzeba najpierw przejść wzdłuż linii poziomej od pomocniczej rzędnej do głównej. Jest to pokazane przy pomocy promienia „3” dla samolotu IŁ-14 i przy pomocy promienia „4” dla samolotu CV-240.

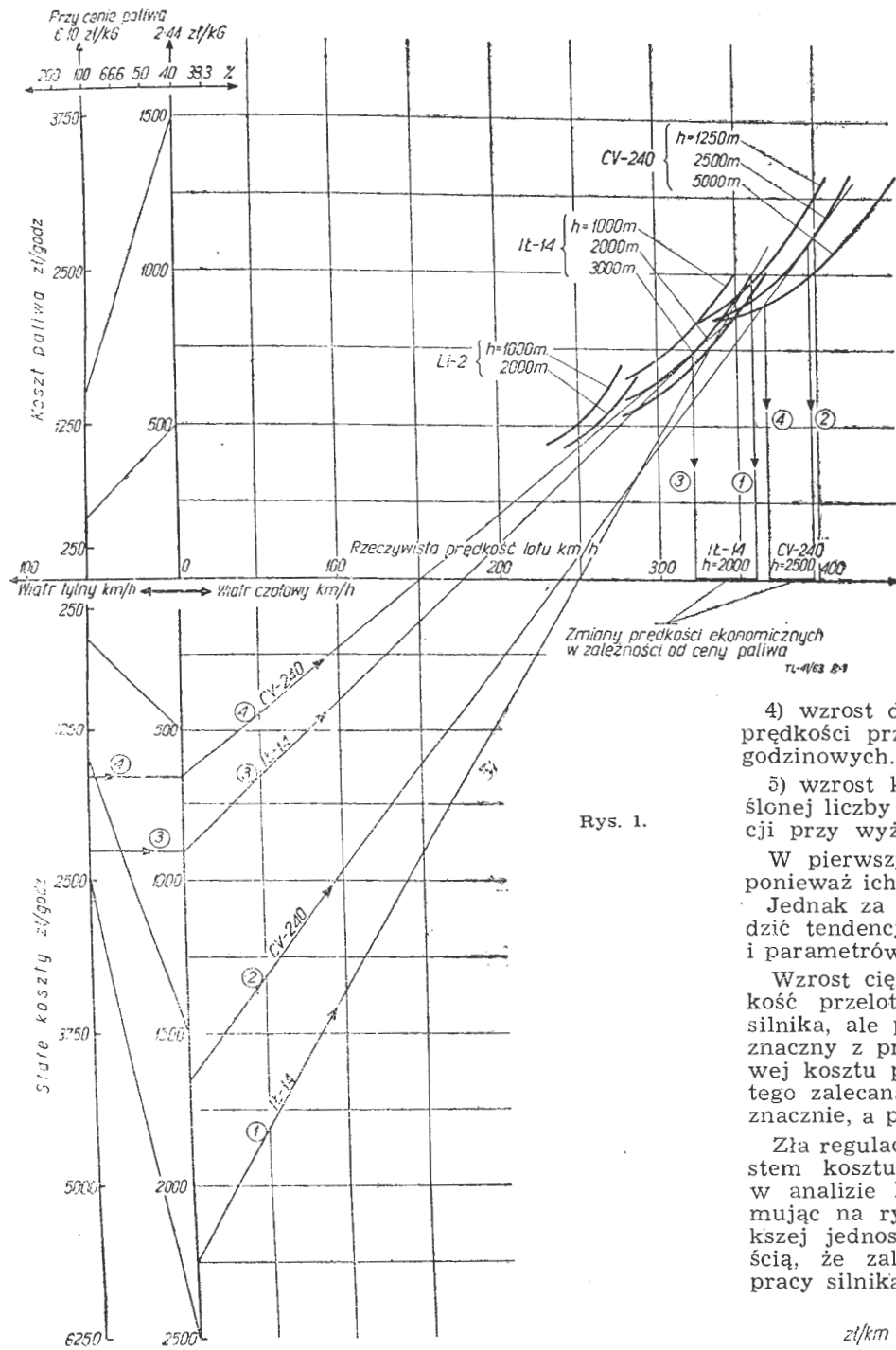
Widzimy, że przy wyższej cenie paliwa prędkości ekonomiczne wypadają mniejsze, co jest logiczną konsekwencją, wynikającą z konieczności oszczędzania drogiego paliwa.

Na krzywych (rys. 1) można dodatkowo nanieść ograniczenia dozwolonych prędkości oraz moce silników (lub parametry jego pracy), co może być bezpośrednio wykorzystane przez pilotów.

Koszt 1 km charakteryzuje (jak już wyjaśniono na wstępie) pochylenie promieni wyprowadzonych z początku układu do poszczególnych punktów krzywych na rys. 1. Widzimy, że przy zmianach prędkości koszt paliwa zmienia się znacznie, lecz pochylenie promieni (zwłaszcza prowadzonych z początku układu znalezionego przy uwzględnieniu kosztów stałych) zmienia się mało. Oznacza to, że koszt 1 km również będzie zmieniał się niewiele w zależności od prędkości przelotowej.

Przykładowe zmiany tych kosztów ilustruje rys. 2 sporządzony dla samolotu podobnego do IŁ-14.

*) B. Jankiewicz, Skrzydłata Polska nr 1/60. Przegląd Lotnictwa Cywilnego.



Rys. 1.

Okazuje się więc z analizy, że zmiany prędkości przelotowej w dość znacznych granicach nie wpływają w istotny sposób na koszt 1 km, jeżeli uwzględnione są koszty stałe.

W analizach przedsiębiorstwa jest rzeczą ważną dokładne zdawanie sobie sprawy, które z kosztów można zaliczyć do stałych godzinowych, zależą one bowiem często od struktury organizacyjnej przedsiębiorstwa. Ponadto trzeba każdorazowo korzystać z aktualnych danych, obrazujących koszty w poszczególnych pozycjach.

Z analizy rys. 1 można prawidłowo wnioskować przy założeniu możliwości wzięcia na pokład paliwa w ilości, odpowiadającej dowolnej prędkości przelotowej.

Jeżeli jednak samolot jest maksymalnie załadowany i zabranie większej ilości paliwa ograniczałoby wielkość ładunku płatnego, to należy przyjąć zasadę rezygnowania raczej z większej ilości paliwa i dokonywania przelotu na mniejszej prędkości niż rezygnowania z ciężaru płatnego.

Wynika to na przykład bezpośrednio z analizy samolotu o rzędzie wielkości odpowiadającej samolotowi IL-14. Widać bowiem z rys. 2, iż znaczne zmniejszenie prędkości przelotowej powoduje wzrost kosztów rzędu kilku procent, podczas gdy odpowiedni wzrost ciężaru płatnego może być rzędu 10% lub więcej, ponieważ

zmniejszenie ciężaru paliwa, a tym samym zwiększenie udźwigu handlowego, jest rzędu kilkuset kg, co widać z wykresu 1.

W każdym konkretnym przypadku można przeprowadzić szczegółową analizę na podstawie rys. 1, bowiem finansowe wyniki zależą na ogół od stosunku kosztów własnych do wielkości opłat pobieranych za przewożony ładunek.

Wpływ wiatru czołowego i tylnego łatwo jest uwzględnić w analizie przez przesunięcie znalezionej początku układu w prawo lub w lewo w skali, odpowiadającej prędkości lotu.

W dotychczasowych rozważaniach pominięto wpływ takich czynników jak:

- 1) wzrost ciężaru wskutek zabierania większej ilości paliwa dla umożliwienia przelotu na większej prędkości,
- 2) zła regulacja gaźników powodująca wzrost jednostronnego zużycia paliwa,
- 3) wzrost oporów samolotu wskutek długotrwałego użytkowania i remontów płatowca, powodujący spadek prędkości przelotowej przy danej mocy silnika,

4) wzrost dodatkowej płacy personelu latającego przy prędkości przelotowej w przypadku istnienia dodatków godzinowych.

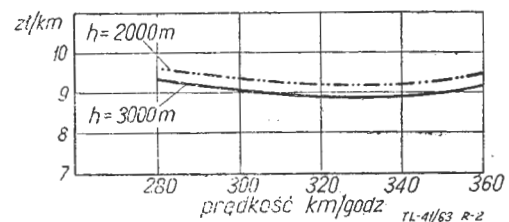
5) wzrost kosztów remontu silnika po upływie określonej liczby godzin w przypadku jego ciągłej eksploatacji przy wyższych parametrach.

W pierwszym przybliżeniu mogą one być pominięte, ponieważ ich wpływ na wynik analizy nie będzie duży.

Jednak za pomocą podanej metody łatwo jest prześledzić tendencje zmian zalecanej prędkości ekonomicznej i parametrów pracy silnika.

Wzrost ciężaru (1) szczególnie mało wpływa na prędkość przelotową przy ustalonych parametrach pracy silnika, ale podobnie jak wzrost oporu (3) jest równoznaczny z przesunięciem poszczególnych punktów krzywej kosztu paliwa w lewą stronę na rys. 1. W wyniku tego zalecana prędkość ekonomiczna zmniejszy się nieznacznie, a parametry pracy silnika wzrosną.

Zła regulacja gaźników (2) jest równoznaczna ze wzrostem kosztu paliwa przy pozostałych, występujących w analizie kosztach, pozostających bez zmian. Przyjmując na rys. 1 skalę kosztów jak dla pozornie większej jednostkowej ceny paliwa, zauważymy z łatwością, że zalecana prędkość ekonomiczna i parametry pracy silnika będą miały tendencję zniżkową.



Rys. 2.

Wpływ wzrostu kosztów remontu silnika (5) nie może być na ogół uwzględniany z powodu braku danych, obrazujących ich zależność od parametrów pracy silnika w okresie międzyremontowym. Można jednak przypuszczać, że wpływ ten jest znikomo mały.

Wzrost dodatkowej płacy personelu latającego (4) przemawia za skróceniem przelotu, a więc za możliwie dużymi prędkościami przelotowymi.

Jeżeli dodatkowo założymy, że większe przyjęte prędkości przelotowe pozwolą na wygospodarowanie większej liczby rozkładowych kilometrów przeleciających przez samolot w ciągu roku, niż byłoby to możliwe przy mniejszej prędkości, otrzymamy dalsze korzyści ekonomiczne w postaci obniżki nie przyjmowanych w dotychczasowej analizie jednostkowych kosztów na 1 km

przeleciającej drogi, takich jak amortyzacja, ubezpieczenie, remonty i przeglądy płatowca oraz ubezpieczenie pasażerów, koszty ogólne i inne koszty stałe w skali rocznej.

Na podstawie całości przedstawionego materiału dochodzi się do następującego ogólnego wniosku.

Przy założeniu, że zależność prędkości lotu i zużycia paliwa od parametrów pracy silnika jest okresowo kontrolowana dla każdego samolotu i większe odchyłki od

normy są bieżąco usuwane (zwłaszcza nadmierne zużycie paliwa), należy zalecać do stałego utrzymywania przez pilotów, jako ekonomiczną, stosunkowo dużą prędkość przelotową (określoną dla maksymalnego ciężaru samolotu w locie) z podaniem parametrów pracy silnika, w granicach których ta prędkość może być utrzymywana. Zalecane prędkości ekonomiczne należy określić w funkcji wysokości lotu i prędkości wiatrów panujących na danej trasie.

621.438.0015

Mgr inż. W. KORDZIŃSKI

Na marginesie artykułu prof. Wł. Gundlacha „Prace badawcze w dziedzinie silników turbinowych”

Już od szeregu lat daje się obserwować za granicą szybki rozwój nielotniczych zastosowań silników turbinowych, które wykazały swe bezsprzeczne zalety w przemyśle, energetyce, okrętownictwie, w trakcji oraz jako napędy pomocnicze i przenośne. Dlatego też w artykule „Prace badawcze w dziedzinie silników turbinowych”, zamieszczonym w 7 zeszytach „Techniki Lotniczej”, prof. Wł. Gundlach słusznie podkreśla znaczenie prowadzenia w kraju prac badawczych w zakresie silników turbinowych o przeznaczeniu nielotniczym. Przy tej jednak okazji Autor wpada w przesadę wypowiadając pogląd, że zagadnienia związane z nielotniczym zastosowaniem silników turbinowych są znacznie trudniejsze do rozwiązania niż zagadnienia występujące w lotnictwie. Z takim twierdzeniem nie można się zgodzić. Należy pamiętać o ogromnym znaczeniu, jakiego w konstrukcjach lotniczych nabrało zagadnienie ciężaru i gabarytów oraz pewności pracy w szerokim zakresie prędkości i wysokości lotu. Czynniki te rzutują również na konstrukcję lotniczych silników turbinowych, stwarzając — łącznie z wymaganiami dużej ekonomii pracy tych silników — trudności, jakich nie spotyka się w żadnej innej dziedzinie zastosowań silników turbinowych. Można to zilustrować kilkoma przykładami.

Zagadnienie niestatecznej pracy sprężarki występuje szczególnie ostro w silnikach lotniczych w związku z szerokim zakresem warunków lotu, wymaganiami szybkiego przyspieszania tych silników i koniecznością stosowania możliwie małej ilości stopni sprężarki (ze względu na ciężar i gabaryty). Obecnie stosowane — w układzie zasilania — urządzenia zapobiegające zjawisku niestatecznej pracy sprężarki w czasie przyspieszania silnika okazują się niedostateczne i dlatego poszukuje się nowych metod regulacji silników, na przykład Smiths Aviation Division przeprowadzają próby zastosowania elektrycznego układu regulacji, wykorzystującego temperaturę za turbiną do regulacji przyspieszania silnika (a także do regulacji silnika w ustalonych warunkach pracy). Pracuje się nad jeszcze doskonalszymi urządzeniami, które byłyby w stanie wykrywać początkowy moment oderwania strumienia na łopatkach sprężarki i dopiero wówczas ograniczać wydatek paliwa; ma to na celu uzależnienie wydatku paliwa od rzeczywistego przebiegu granicy statecznej pracy, który ulega zmianie pod wpływem zmian warunków lotu (wpływ kąta natarcia dyfuzora wlotowego). Prowadzono również badania nad zastosowaniem nieregularności w ołopatkowaniu sprężarek, polegającej na tym, że kilka łopatek wirnikowych w stopniu ma inny kąt ustawienia niż pozostałe — zapobiega to rozprzestrzenianiu się obszarów oderwania strumienia (tzw. wirujących obszarów zaburzeń).

W związku ze wspomnianymi już układami regulacji silników należy dodać, że z natury rzeczy są one znacznie bardziej skomplikowane w przypadku silników lotniczych niż w przypadku silników o innych zastosowaniach. Obok opisanych powyżej problemów, występujących przy przyspieszaniu silnika, poważnym zagadnieniem jest również regulacja prędkości obrotowej i temperatury za turbiną w zmiennych warunkach lotu, zapobieganie „zdmuchnięciu” płomienia w komorze spalania na dużych wysokościach lotu, zabezpieczenie pra-

cy silnika w przypadku uszkodzenia jednego czy kilku elementów układu itp. Układ staje się jeszcze bardziej złożony, gdy silnik jest zaopatrzony w dyfuzor i dyszę o zmiennej geometrii.

Z zagadnień wytrzymałościowych można wymienić jako przykład trudności projektowania tarcz wirników sprężarek i turbin. Aby zmniejszyć do minimum ich ciężar, dopuszcza się bardzo duże naprężenia, przy czym naprężenia te powinny spowodować odkształcenia plastyczne materiału i wyrównanie w ten sposób śpiętrzona naprężeń przy otworze tarczy. Gdy „płynięcie” materiału nie nastąpi, mogą powstać w czasie pracy uszkodzenia tarczy. Decydujące znaczenie ma tu odpowiedni dobór wydłużenia (ciągliwości) materiału dla danej wytrzymałości na rozciąganie, w związku z czym nawet drobne odchyłki od wymaganych własności materiału mają bardzo duży wpływ na pewność pracy tarczy (z tego powodu korzystne jest topienie metalu metodą próżniową). Poważnym problem wytrzymałościowym przedstawia również budowa wentylatorów silników dwuprzepływowych. Duże siły odśrodkowe, działające na łopatki tych wentylatorów, zmuszają do wykonywania łopatek ze stali o dużej wytrzymałości lub z tytanu, jednak materiały te są bardzo wrażliwe na działanie karbu, co może powodować częste uszkodzenia łopatek.

W turbinowych silnikach przemysłowych i trakcyjnych stosuje się powszechnie regeneracyjne wymienniki ciepła. Na znacznie większe trudności napotyka ich zastosowanie w silnikach lotniczych, ponieważ w tym przypadku wymienniki ciepła muszą wykazywać — ze względu na ciężar i gabaryty — wyjątkowo duże obciążenia cieplne. Mimo dotychczasowych niepowodzeń (próba zastosowania wymienników ciepła na silniku Bristol „Theseus”) prace w tym kierunku nie ustają, prowadząc do nowych koncepcji rozwiązania zagadnienia.

Obecnie wyłaniają się jeszcze poważniejsze niż dotychczas trudności w związku z budową silników do samolotów pionowego startu i samolotów o dużych prędkościach naddźwiękowych. W odniesieniu do silników przeznaczonych do samolotów pionowego startu decydujące znaczenie ma mały ciężar, przy czym w przypadku silników nośno-napędowych występuje dodatkowe wymaganie małego jednostkowego zużycia paliwa w możliwie szerokim zakresie prędkości obrotowej, natomiast od silników wytwarzających wyłącznie siłę nośną (zabudowywanych w położeniu pionowym) żąda się jak najmniejszej długości, co znacznie utrudnia projektowanie komór spalania. Dążność do zmniejszenia do minimum ciężaru tych silników doprowadziła do zastosowania w ich budowie tworzyw sztucznych (silnik nośny Rolls-Royce RB.162 o stosunku ciągu do ciężaru 16:1). Dodatkowe trudności stwarza konieczność stosowania dużego upustu (około 10% i więcej) powietrza ze sprężarki, potrzebnego do zasilania dysz sterujących i usztywniających samolot przy małych prędkościach lotu i w zawisie.

Jeżeli chodzi o silniki do samolotów o dużych prędkościach naddźwiękowych, odpowiadających $Ma = 3-4$, to wysokie temperatury powietrza na wlocie do sprężarki zmuszają projektantów do stosowania wyższych niż dotychczas temperatur przed turbiną (już obecnie temperatury te przekraczają 1000 °C). Do chłodzenia łopatek

i tarcz turbin nie będzie można wykorzystać powietrza ze względu na jego wysoką temperaturę, wobec czego konieczne będzie wprowadzenie chłodzenia cieczą — takiego systemu chłodzenia turbin silników lotniczych dotychczas jeszcze nie opracowano. Podobne trudności będą stwarzać chłodzenie oleju, gdyż w omawianych warunkach lotu wzrasta również temperatura paliwa, stosowanego normalnie do chłodzenia oleju, które wskutek tego będzie mogło odprowadzić znacznie mniejszą ilość ciepła. W związku z tym opracowuje się nowe czynniki smarujące, zestalone i gazowe, a także łożyska powietrzne z zewnętrznym źródłem ciśnienia. Zanim jednak te zupełnie nowe koncepcje zostaną urzeczywistnione, konieczne będzie zainstalowanie specjalnych urządzeń chłodniczych lub wykorzystanie do chłodzenia oleju urządzeń obniżających temperaturę w kabine samolotu. Innym czynnikiem, który znacznie komplikuje konstrukcję silników do napędu samolotów naddźwiękowych, jest konieczność stosowania dyfuzorów wlotowych i dysz wylotowych o zmiennej geometrii. Zmusza to do poszukiwania nowych rozwiązań, jak na przykład dysze o regulacji aerodynamicznej i tzw. dysze stożkowe o rozprężaniu zewnętrznym i wynikającej stąd samoczynnej regulacji (w ten drugi rodzaj dyszy zaopatrzone jest silnik Pratt and Whitney J52, napędzający pocisk powietrzeziemia „Hound Dog” oraz silnik Pratt and Whitney JT11). Należy przewidywać powstanie nowych problemów w związku z rozwojem koncepcji turbinowego silnika strumieniowego — stanowiącego integralnie połączenie turbinowego silnika odrzutowego z silnikiem strumieniowym — oraz w związku z budową silników dwuprzepływowych do napędu samolotów naddźwiękowych (np. zagadnienie spalania w zewnętrznym strumieniu silnika).

Jest rzeczą oczywistą, że również badania i próby prototypów lotniczych silników turbinowych przedstawiają zagadnienie znacznie bardziej złożone niż badania i próby silników turbinowych budowanych do innych celów. Wynika to z konieczności przeprowadzania dodatkowych badań na latających hamowniach i na stoiskach wysokościowych lub w tunelach aerodynamicznych.

Wymienione w niniejszej notatce zagadnienia związane z budową lotniczych silników turbinowych są, ze względu na jej ograniczone ramy, wrywkowe i nie usystematyzowane. Przykłady trudności w rozwiązywaniu tych zagadnień można by mnożyć — wystarczy jeszcze wspomnieć o zagadnieniu przy- i naddźwiękowych stop-

ni sprężarek i turbin, o zagadnieniu skutecznego tłumienia hałasu, wytwarzanego przez turbinowe silniki odrzutowe, bez powodowania dużych strat ciągu (w związku z tym prowadzono badania nad mechanizmem powstawania hałasu w tych silnikach), spalania przy dużych prędkościach przepływu czynnika w komorze spalania, mieszania strumieni w silnikach dwuprzepływowych, o trudnościach wyboru — szczególnie w przypadku silników dwuprzepływowych — optymalnych parametrów gazodynamicznych silnika. Wydaje się, że także przed technologią silników lotniczych stoją trudniejsze zadania w związku z koniecznością zapewnienia poszczególnym zespołom i częściom silnika maksymalnej pewności pracy.

Należy również mieć na uwadze fakt, że w budowie silników turbinowych do celów przemysłowych, trakcyjnych itp. korzysta się w bardzo dużym stopniu z doświadczeń i osiągnięć w dziedzinie silników lotniczych, a nawet w wielu przypadkach adaptuje się gotowe silniki, jak na przykład silnik Bristol „Proteus”, Rolls-Royce „Avon”, General Electric T58 i General Electric J79.

W artykule dziwią poza tym wypowiedzi Autora, bądź co bądź nie pracującego w lotnictwie i prawdopodobnie nie znającego w dostatecznym stopniu zagadnień lotniczych, na temat poziomu prac naukowo-badawczych prowadzonych przez Instytut Lotnictwa w dziedzinie lotniczych silników turbinowych i jego możliwości na przyszłość w tej dziedzinie. Według prof. Wł. Gundlacha poziom tych prac jest obecnie zadowalający, co pozwala przypuszczać, że wszystkie problemy, mogące wyłonić się w zakresie lotniczych silników turbinowych, Instytut Lotnictwa, przy ewentualnym współdziałaniu pokrewnych placówek naukowych, będzie w stanie pomyślnie rozwiązać. W związku z tym główną uwagę należy zwrócić na rozwój prac naukowo-badawczych w dziedzinie nielotniczych zastosowań silników turbinowych. Taki wniosek wydaje się zupełnie niesłuszny, bowiem rozwój lotniczych silników turbinowych jest w dalszym ciągu bardzo intensywny i stale przynosi nowe koncepcje i problemy. Pociąga to za sobą, niezależnie od obecnego stanu prac w Instytucie Lotnictwa, konieczność nieustannego śledzenia tego rozwoju, przygotowywania nowych metod obliczeniowych, prowadzenia prac teoretycznych oraz prac doświadczalnych, które będą oczywiście wymagać nowych przyrządów pomiarowych, urządzeń i stoisk badawczych. Nie można dopuścić do żadnych zaniedbań w tej dziedzinie, jeżeli pragnie się zapewnić w kraju rozwój lotniczych silników turbinowych.

Mgr inż. E. JUNGOWSKI

629.132.2

Czy nawrót do sterowców?

W ciągu kilku dziesiątków lat po pierwszych próbach z balonem napelnionym ogrzany powietrzem, dokonanych przez braci Montgolfier, czyniono wysiłki, aby balony sferyczne przystosować do celów zorganizowanej komunikacji. Okazało się to jednak niemożliwe do urzeczywistnienia wobec całkowitego uzależnienia ich ruchu od kierunków prądów powietrznych w atmosferze. Wówczas to zaczęła się wyłaniać koncepcja sterowca, napędzanego silnikiem, będącego w istocie rzeczą też balonem, przeważnie półsztywnym lub sztywnym o kształcie niekulistym.

Przed z górą stu laty Henri Giffard (1825—1882), aeronauta francuski dokonał lotu sterowcem z silnikiem parowym o mocy 3 KM, osiągając wysokość 1800 m. Po nim Gaston Tissandier (1843—1899), francuski pionier aeronautyki, wsławiony pierwszym w historii stratosferycznym lotem balonowym w 1875 r., zbudował w 1883 r. wraz ze swym bratem Albertem pierwszy sterowiec napędzany silnikiem elektrycznym, czerpiącym prąd z baterii ogni, jednak silnik okazał się zbyt słaby i próby nie dały pozytywnych wyników. W następnym roku Francuz Renard przeleciał sterowcem z takim samym napędem 7,6 km w obwodzie zamkniętym, co było wówczas największym osiągnięciem.

Dopiero lotniczy silnik spalinowy, który zjawiał się na

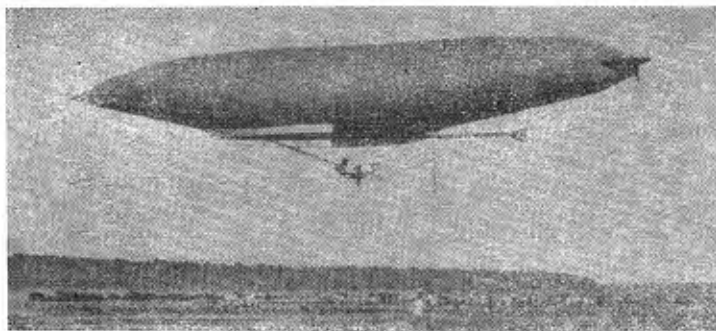
progu naszego stulecia, jako mechanizm względnie sprecyzowany, umożliwił również rozwiązanie zagadnienia sterowców jako środka komunikacji i transportu.

Na czoło krajów budujących sterowce wysuwają się Niemcy z ich „Zeppelinami”, biorącymi swą nazwę od konstruktora, emerytowanego generała kawalerii, hr. Ferdynanda Zeppelina (1838—1917), który rozpoczął próby już w 1900 r. We Francji jeszcze wcześniej, bo w 1898 r., słynny później pilot samolotowy, Santos Dumont (1873—1932), rozpoczęła serię prób, ale poważniejsze rezultaty osiąga dopiero w 1906 r., kiedy — dzięki szybkiemu postępowi techniki silnikowej — mógł zastosować 8-cylindrowy silnik o mocy 50 KM; zresztą zaraz potem zaczyna zajmować się lotnictwem samolotowym. Znane wówczas były we Francji przed pierwszą wojną światową i w czasie jej trwania sterowce półsztywne Lebaudy-Julliot. W tym czasie powstał też szereg zakładów przemysłowych budowy sterowców, które zaopatrzywały inne kraje, jak Rosja i Anglia. We Włoszech Enrico Forlanini (1848—1930) rozpoczął budowę sterowców typu półsztywnego w 1906 r.

W Niemczech od 1910 r. istniało już towarzystwo akcyjne „Deutsche Luftschiffahrts A.G.”, eksploatujące na zasadach handlowych sterowce Zeppelina. W 1913 r. towarzystwo to posiadało 3 statki: „Hansa”, „Victoria

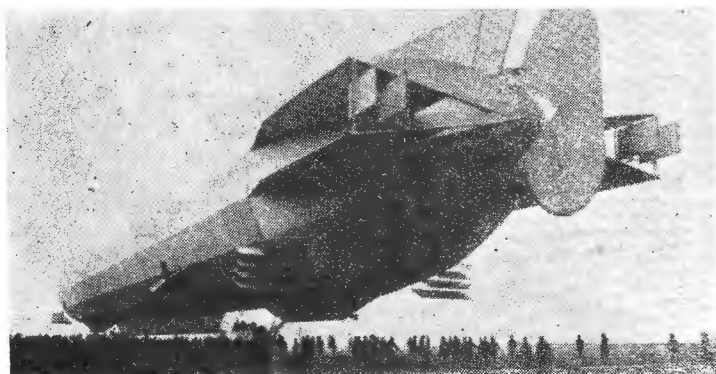
Louise” i „Sachsen”, które kursowały regularnie między większymi miastami Rzeszy: Frankfurt nad Menem, Düsseldorf, Hamburg, Berlin, Lipsk, Gotha, Stuttgart, Baden-Baden i Friedrichshafen.

Organizowano również wycieczki powietrzne w okolicy tych miast. Sterowce Zeppelin należały do konstrukcji typu sztywnego. Miały kształt olbrzymiego cygara. Szkielet z kształtowników aluminiowych był pokryty tkaniną odpowiednio impregnowaną. Wewnątrz mieściło się 18 oddzielnych komór balonowych, napełnionych wodorem, co dawało możliwość utrzymywania się sterowca w powietrzu, nawet w przypadku uszkodzenia kilku ko-



Rys. 1. Sterowiec Lebaudy z 1904 r.

mór. „Victoria Louise” miała długość 148 m, średnicę 14 m, objętość 18 000 m³, siłę nośną po napełnieniu wodorem 22 000 kG, ciężar własny 16 500 kG, ciężar użyteczny 5500 kG. Pod konstrukcją sterowca mieściła się zamknięta gondola z pomieszczeniami dla 9-osobowej załogi oraz 20 pasażerów. Z przodu gondoli znajdował się jeden silnik 145 KM ze śmigłem 4-ramiennym i prędko-



Rys. 2. Zeppelin z 1909 r.

ścią obrotową 500 obr/min, z tyłu zaś 2 takie same silniki; prędkość wynosiła 62—72 km/h, zapas paliwa 1500 kG, co starczało na 10—12 godzin lotu przy ciągłej pracy 3 silników, albo 15—20 przy 2 silnikach. Zasięg w sprzyjających warunkach wynosił około 1000 km.

Dla celów wojskowych obok Zeppelinów były w tym czasie budowane sterowce półsztywne Parsevala o długości 100 m i objętości 12 000 m³; osiągały one prędkość 70 km/h.

W latach dwudziestych naszego stulecia powstają sterowce olbrzymie. Na przykład sterowiec Zeppelone ZRIII, na którym dr Hugo Eckener (1868—1954) przeleciał w 1924 r. Atlantyk, miał długość 200 m, objętość 70 000 m³, średnicę 25 m, moc silników 2000 KM, 5 silników Maybach po 400 KM, siłę nośną 81 ton, ciężar własny 41 ton, ciężar użyteczny 40 ton, prędkość 110—120 km/h, zasięg 12 500 km. W 1929 r. pod kierownictwem Eckenera sterowiec Zeppelin odbył 12-dniową podróż dookoła świata z 54-osobową załogą. Zdawałoby się, że przyszłość sterowców jest zapewniona. Jednak seria katastrof w późniejszych latach przyczyniła się do zwichnięcia ich kariery.

Niemiecki sterowiec „Hindenburg” spada w płomieniach w Lakehurst; była to największa katastrofa sterowca. Anglicy stracili sterowce R38 i R101 z ciężkimi ofiarami w ludziach; Amerykanie oglądali tragiczne wypadki swych olbrzymów: „Shenandoaha”, „Arkona” i „Macona”; Francuzi stracili tragicznie „Dixmude’a”, a włoski polarny sterowiec z wyprawy Nobilego do Bie-

guna Północnego też miał tragiczny koniec. Faktycznie zachowały się tylko dwa o znanych nazwach sterowce: „Los Angeles” i „Graf Zeppelin”. Sterowce schodzą z widowni. Jedynie w USA nie przestano uważać, że sterowce powinny mieć swoje miejsce obok szybko rozwijającego się lotnictwa samolotowego i marynarka amerykańska używa ich do dnia dzisiejszego, chociaż w niewielkiej ilości.

Jakie były przyczyny wspomnianych katastrof, nie zaw sze dało się definitywnie ustalić. Jeżeli wady konstrukcyjne, to należałoby się zastanowić, wznawiając budowę sterowców, czy współczesna wiedza mogłaby w nowych rozwiązaniach te wady całkowicie wyeliminować. Może zmęczenie materiału? Taki fakt nie mógł być wówczas udowodniony, gdyż nie rozporządzano dostatecznymi kryteriami. Ryzyko ognia? W statkach napełnianych wodorem było to ogromnym niebezpieczeństwem, ale trzeba wziąć pod uwagę fakt, że spośród sześciu większych katastrof przed ostatnią wojną, w trzech przypadkach sterowce były napełnione niepalnym helem i teraz do tego celu używa się wyłącznie tego gazu. Przycumowywanie do masztu i lądowanie? Były to poważne problemy i są jeszcze i dzisiaj, lecz żaden poważniejszy wypadek nie zdarzył się z tej przyczyny z wyjątkiem możliwego lecz nie stwierdzonego z całą pewnością zapalenia się „Hindenburga”. Wydaje się, że założone przyczyny mogłyby w dzisiejszym stanie wiedzy technicznej być usunięte tak, że wypadki z przeszłości nie musiałyby się powtórzyć w przyszłości. Kwestia bezpieczeństwa jest jednak tylko jednym, choć może najważniejszym aspektem całego problemu.

Obecnie, w dobie lotów kosmicznych, obserwuje się, może z pewnym zdziwieniem, renesans idei statków lżejszych od powietrza, przy czym toczą się zaciekle dyskusje na ten temat, szczególnie w Niemczech, Anglii, Ameryce i Związku Radzieckim. Poważne koncerny, jak Goodyear Co i Claude C. Slate Co of California systematycznie opowiadają się za nawrotem do sterowców, szczególnie w zastosowaniu do transportu towarowego. W Związku Radzieckim powstały już biura projektów w zakresie budowy sterowców. F. Assberg, wybitny specjalista w tej dziedzinie, gorąco popiera ideę nawrotu do sterowców, wskazując na nowe możliwości, istniejące w naszych czasach: lekkie, trwałe i tanie tworzywa „wielkiej chemii”, rozwój elektroniki, potężne silniki itd.

Należałoby postawić sobie pytanie, czy sterowiec może dać to, czego nie może zapewnić samolot, czy może być szybszy, pewniejszy i tańszy. Zwolennicy mówią dobitnie: tak! Ale w pewnych, określonych warunkach. Jeżeli chodzi o przewóz pasażerów, to na krótkich trasach sterowce mogą konkurować z powodzeniem z odrzutowcami. Odcinki takie, jak Londyn—Paryż i New York—Waszyngton, są przytaczane jako typowe przykłady dla tego rodzaju komunikacji. Odległość wynosi w obu przypadkach nieco ponad 300 km. Goodyear już jakiś czas temu zaprojektował sterowiec o pojemności 285 000 m³, który będzie mógł zabierać 300 pasażerów na odległość około 300 km, osiągając prędkość 160 km/h. Zakłada się, że maszty (wieże) do cumowania sterowców zostałyby wzniesione w centralnych punktach tych miast. Podróż więc z centrum Londynu do centrum Paryża lub odwrotnie trwałaby 2 godziny, z kontrolą paszportów i odprawą celną na pokładzie sterowca. Odrzutowiec przy 900 km/h przebyłby tę odległość w ciągu 20 minut, jednakże z dojazdem do lotniska i z lotniska i formalnościami paszportowymi i celnymi w portach ogólny czas podróży wyniósłby też najmniej 2 godziny. Ten przykład jest dość przekonujący i nawet, jeżeli wziąć pod uwagę samolot o liczbie Macha 3, rachunek niewiele by się zmienił na tak krótkiej trasie.

Na długich trasach sterowiec może zapewnić najwyższy komfort, nawet luksusowe warunki na dwie doby podróży, na przykład z Londynu do New Yorku czy Bagdadu. W porównaniu z komunikacją nawodną lub naziemną czas jest krótki, ale kiedy taką podróż można odbyć samolotem w ciągu 6 godzin — większość pasażerów korzyść z przelotu sterowcem w takich przypadkach uważałaby prawdopodobnie za niewielką.

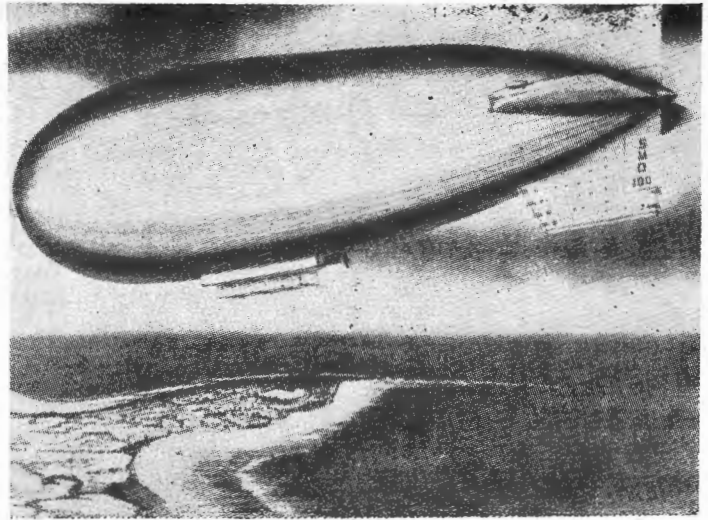
Jednak, jeżeli chodzi o transport towarów, jest to zupełnie inne zagadnienie. W całej historii transportu naziemnego i nawodnego istniała zawsze tendencja stosowania mniejszych prędkości do transportu towarowego

niż do komunikacji pasażerskiej. I dziś stosuje się luksusowe statki pasażerskie o prędkości 30 węzłów i więcej oraz statki towarowe o wiele powolniejsze. To samo w kolejnictwie. W powietrzu istnieją frachtowce, latające z prędkością niemal identyczną jak samoloty pasażerskie, służące do przewożenia pilnych przesyłek. Nie wszystkie transporty towarowe wymagają prędkości 1000 czy 2000 km/h, jednak będzie rzeczą bardzo korzystną, jeżeli ich przewożenie osiągnie większą prędkość niż 10 lub 12 węzłów uzyskiwanych na wodzie.

Amerykańska firma Claude C. Slate Co zbudowała szywny sterowiec, który może transportować olbrzymie ładunki tak co do wagi, jak i rozmiarów. Jedna jego wersja jest przewidziana do szybkiego transportu elementów współczesnych rakiet z fabryk do baz montażowych (rys. 3). Jest to poważny problem, gdyż dotychczas korzystano do tego celu tylko z transportu wodnego, nigdy powietrznego ani kolejowego, gdyż korpusy rakiet „Atlas” i „Saturn” nie dały się tymi środkami przewozić. Transport był więc bardzo powolny i żmudny. Slate Co twierdzi, że będzie w stanie przerzucić te ogromne obiekty bez trudności za pomocą sterowca z prędkością około 150 km/h.

Wspomniany wyżej inż. F. Assberg oświadczył, że sterowiec jest dziś jedynym środkiem transportu, który może przenieść turbinę o ciężarze 40—50 ton, zbudowaną w Leningradzie, wprost na plac budowy w jednej z miejscowości Syberii. To samo dotyczy transportu wielkich i ciężkich pieców dla cementowni. Obecnie piece takie, żeby je przewieźć koleją, muszą być „cięte na części” i ponownie montowane. Nawet zresztą przy takim transporcie sprawia to kolei wiele kłopotu. Sterowce mogłyby także wozić w bezdrożnych terenach całe laboratoria geologiczne z pełnym urządzeniem. Mogłyby one oddać również znakomite usługi badaczom okolic podbiegunowych.

Amerykane użyli małego sterowca jako statku eksportowego i platformy fotograficznej przy pierwszych próbach wystrzelenia rakiety „Polaris” z zanurzonej łodzi



Rys. 3. Współczesny amerykański sterowiec szywny konstrukcji Claude C. Slate Co

podwodnej. Obserwacje trwały 16 godzin w bardzo wygodnych warunkach, jakich nie mógłby zapewnić ani samolot, ani śmigłowiec.

Ważną rolę powinien też odegrać w całym zagadnieniu czynnik ekonomiczny, gdyż — według Assberga — transport sterowcowy byłby 3-krotnie tańszy niż samolotowy i 12-krotnie tańszy niż przewóz śmigłowcami. Wreszcie niesłychanie ważnym momentem jest to, że sterowce mogą się obejść bez lotnisk i hangarów i mogą być niemal nieprzerwanie eksploatowane oraz częściowo remontowane w czasie lotu.

W świetle tych różnych opinii wydaje się, że zagadnienie jest ciekawe. Jak będzie wyglądać jego dalsza realizacja, czas pokaże.

Konkurs pod hasłem

„Czytelnicy mówią o książce technicznej”

W celu coraz lepszego przystosowania książki technicznej do potrzeb świata techniki — Komisje Upowszechnienia Książki i Prasy Technicznej w porozumieniu z Naczelną Organizacją Techniczną, Centralną Radą Związków Zawodowych, KC Związku Młodzieży Socjalistycznej oraz przy poparciu Komitetu do Spraw Techniki podejmuje badania opinii czytelniczej w postaci stałego konkursu pod hasłem:

„Czytelnicy mówią o książce technicznej”

I. Zadaniem konkursu jest pobudzenie szerokich kół czytelniczych do swobodnego wyrażania się o książkach technicznych — z dziedziny poszczególnych gałęzi techniki, jej podstaw naukowych, organizacji i ekonomiki oraz książek popularnoteknicznych.

II. Zasady konkursu

a) w konkursie może wziąć udział każdy czytelnik książki technicznej,

b) przedmiotem konkursu jest swobodna wypowiedź czytelnika na temat określonej książki technicznej, niezależnie od jej poziomu i przeznaczenia. Na treść wypowiedzi może się składać każde nasuwające się czytelnikowi spostrzeżenie, które uzna za ważne i zasługujące na przekazanie wydawcy lub autorowi.

— Może to być ocena merytoryczna całości lub fragmentów z punktu widzenia teorii, czy praktyki.

— Może być podkreślenie szczególnie wartościowych partii książki lub przeciwnie — wykazanie części zbędnych lub niepotrzebnie rozbudowanych, a także zauważonych usterek i błędów.

— Może być wreszcie ocena układu ogólnego, sposobu podania, przejrzystości oraz takich elementów jak na przykład ilustracje, tablice, wzory, oznaczenia, terminologia itp.

c) miernikiem oceny wypowiedzi w konkursie będzie przede wszystkim jej wnikliwość i konkretność wyrażona ze stanowiska czytelnika, dla którego książka jest przeznaczona.

III. Warunki udziału w konkursie

Warunkiem udziału w konkursie jest:

a) złożenie wypowiedzi lub nadanie jej na pocztę w terminie do sześciu miesięcy, licząc od końca miesiąca, w którym ukończono druk omawianej w niej książki. Miesiąc ten figuruje w metryczce książki, zamieszczonej na odwrocie strony tytułowej lub w końcu książki. Autor wypowiedzi może zastrzec, żeby w przypadku ogłoszenia wypowiedzi podpisać ją pseudonimem, inicjałami lub w inny sposób;

d) dołączenie do wypowiedzi danych osobistych, w szczególności imienia, nazwiska, wieku, zawodu, wykształcenia, stanowiska w zakładzie pracy, nazwy tego zakładu i wreszcie szczegółowego adresu autora wypowiedzi;

c) poświęcenie każdej wypowiedzi tylko jednej książce.

IV. Nagrody konkursowe

a. Dla autorów wyróżnionych wypowiedzi przewidziane są nagrody trzech stopni: I — 500 zł, II — 300 zł, III — 200 zł, w postaci bonów na zakup książek technicznych w dowolnej księgarni „Dom Książki”.

Dokończenie na str. 216

Terminologia lotnicza

U w a g a: TL rozpoczęła druk terminologii w zeszycie 3/62, gdzie podano wyjaśnienia wstępne oraz systematykę działową.

DZIAŁ 1. LOTNICTWO — POJĘCIA, KLASYFIKACJA

(d.c.) (hasła z tego działu poprzednio drukowano w zeszytach 3/62, 6/62 i 1/63).

Ustawienie śmigła w chorańgiewkę

— *ustawienie łopat śmigła dające przy nie pracującym silniku (śmigle) najmniejszy opór czołowy*

a. feathered pitch; f. mise en drapeau (de l'hélice; hélice en drapeau); n. Segelstellung der Luftschraube; r. флюгер, (установка лопастей в. в. во флюгер)

Wydawnictwa lotnicze (publikacje lotnicze N)

— *publikacje dotyczące zagadnień lotnictwa*

a. aeronautical information publication; f. publication aéronautique; n. Veröffentlichung für Luftfahrer; r. авиационная публикация

Zaloga statku powietrznego

— *osoby pełniące na pokładzie statku powietrznego określone czynności w czasie lotu*

a. aircraft crew; f. equipage de l'aéronef; n. Besatzung (Mannschaft); r. экипаж воздушного судна

Znaki rozpoznawcze statku powietrznego

— *znaki przynależności państwowej, znaki rejestracyjne i inne znaki specjalne, służące do rozpoznania statku powietrznego*

a. identification mark (insignia of aircraft); f. marque d'identification de l'aéronef; n. Luftfahrerkennzeichen (Abzeichen an Luftfahrfahrzeugen); r. опознавательные знаки воздушного судна

Znak przynależności państwowej statku powietrznego

— *znak stwierdzający przynależność statku powietrznego do danego państwa (państwa rejestracji).*

Przykłady:

a) na polskich statkach powietrznych cywilnych — litery „SP”,

b) na polskich statkach powietrznych wojskowych — szachownica biało-czerwona

a. aircraft nationality mark; f. marque de nationalité de l'aéronef; n. Hoheitszeichen (Staatsangehörigkeitsabzeichen); r. марка государственной принадлежности

Znak rejestracyjny statku powietrznego

— *znak złożony z liter lub cyfr, stanowiący oznaczenie wpisu statku powietrznego do rejestru państwowego*

a. aircraft registration marks; f. marques d'immatriculation de l'aéronef; n. Registrierzeichen (Eintragszeichen); r. регистрационная марка

DZIAŁ 2. PODZIAŁ I ZASTOSOWANIE LOTNICTWA

(d.c.) (hasła tego działu poprzednio drukowano w zeszycie 3/62).

a. international air traffic; f. transport (service, traffic) aérien international; n. Weltluftverkehr (internationaler Luftverkehr); r. международный воздушный транспорт

Komunikacja lotnicza niehandlowa

— *Komunikacja lotnicza przeznaczona do przewozu pasażerów, towarów i poczty bez opłaty*

a. non-commercial air service (traffic); f. transport (traffic) aérien non industriel; n. Aussergewerbemässiger Luftverkehr; r. некоммерческий воздушный транспорт

Komunikacja lotnicza nocna

— *komunikacja lotnicza jedynie w porze nocnej,*

a. night air service; f. transport (traffic, service) aérien nocturne; n. Nachtluftverkehr; r. ночное воздушное сообщение

Komunikacja lotnicza pasażerska

— *komunikacja lotnicza obejmująca przewóz osób (pasażerów)*

a. passenger air service (passenger air traffic); f. transport aérien des passagers; n. Personenluftverkehr (Personenbeförderung); r. пассажирский воздушный транспорт

Komunikacja lotnicza pocztowa

— *komunikacja lotnicza obejmująca przewóz przesyłek lotniczych (poczty)*

a. air mail traffic (service); f. transport aérien de la poste (service de la poste aérienne); n. Luftpostverkehr; r. почтовый воздушный транспорт

Komunikacja lotnicza próbna

(komunikacja lotnicza tymczasowa N)

— *komunikacja lotnicza na nowych trasach lub z zastosowaniem nowego sprzętu w celu zbadania możliwości i warunków eksploatacyjnych*

a. experimental air service; f. transport (traffic, service) aérien d'essai; n. Versuchsluftverkehr (Versuchsluftdienst),

Komunikacja lotnicza regularna (rozkładowa)

— *komunikacja lotnicza na stałych liniach lotniczych odbywająca się według ustalonego rozkładu lotów*

a. scheduled air service; f. service aérien régulier; n. planmässiger Luftverkehr; r. регулярный воздушный транспорт

Komunikacja lotnicza samolotowa

— *komunikacja lotnicza za pomocą samolotów*

a. aeroplane traffic; f. transport (service) aérien par avion; n. Flugzeugluftverkehr; r. самолётный воздушный транспорт

Komunikacja lotnicza sezonowa

— *komunikacja lotnicza rozkładowa, odbywająca się jedynie w pewnych porach roku lub w okresach większego nasilenia ruchu*

a. seasonal (season) air traffic (seasonal air service); f. transport aérien pendant la saison; n. Saisonluftverkehr (Saisonluftdienst); r. сезонный воздушный транспорт

Komunikacja lotnicza sterowcowa

— *komunikacja lotnicza za pomocą sterowców*

- Dzienna linia lotnicza**
— linia lotnicza przeznaczona do eksploatacji jedynie w ciągu dnia
- a. day air line (day airway, day flying route); f. ligne de transport aérien du jour; n. Tagesluft (verkehrs) linie; r. дневная аэролиния
- Komunikacja lotnicza dowozowa**
— komunikacja lotnicza na liniach mniejszego znaczenia, mająca na celu w zasadzie dostawę pasażerów i towarów do przewozu głównymi liniami lotniczymi
- a. feeder air service; f. service aérien secondaire (service auxiliaire); n. Zubringerluftverkehr
- Komunikacja lotnicza dzienna**
— komunikacja lotnicza jedynie w porze dziennej
- a. day air traffic (day air service); f. transport (service, traffic) aérien du jour; n. Tagesluftverkehr; r. дневное воздушное сообщение
- Komunikacja lotnicza dziennie-nocna**
— komunikacja lotnicza bez względu na porę doby
- a. day and night air service; f. transport (traffic, service) aérien du jour et de nuit; n. Tag- und Nachtluftverkehr; r. дневно-ночное воздушное сообщение
- Komunikacja lotnicza handlowa**
— komunikacja lotnicza przeznaczona do przewozu pasażerów, towarów i poczty za opłatą
- a. commercial air traffic; f. traffic commercial aérien; n. Handelsluftverkehr (gewerbmässiger Luftverkehr); r. коммерческий воздушный транспорт
- Komunikacja lotnicza kontynentalna**
— komunikacja lotnicza na obszarze jednego kontynentu
2. a. continental air traffic (continental air service); f. transport (traffic, service) aérien continental; n. Kontinentalluftverkehr (Festlandluftverkehr); r. континентальный воздушный транспорт
- Komunikacja lotnicza krajowa**
— komunikacja lotnicza w granicach jednego kraju (państwa)
- a. internal (inland, domestic, home) air traffic; f. transport (service) aérien à l'intérieur du pays (transport aérien national); n. Inlandluftverkehr (nationaler Luftverkehr); r. внутренний воздушный транспорт
- Komunikacja lotnicza letnia**
— sezonowa komunikacja lotnicza, odbywająca się jedynie w okresie letnim
- a. summer air traffic (summer air service); f. transport (service) aérien d'été; n. Sommerluftverkehr (Sommerluftdienst); r. воздушный транспорт летом
- Komunikacja lotnicza mieszana**
— komunikacja lotnicza uwzględniająca również możliwość wykorzystania na niektórych odcinkach przewozu osób i towarów środkami komunikacji naziemnej (kolejowej, drogowej lub wodnej)
- a. combined rail and air service (air-rail transportation); f. transport combiné par la voie des airs à par le chemin de fer; n. verbundener (kombinierter) Flug-Eisenbahn-Verkehr (Fleiverkehr); r. комбинированный воздушно-железнодорожный транспорт
- Komunikacja lotnicza międzynarodowa**
(komunikacja lotnicza zagraniczna N)
- komunikacja lotnicza łącząca obszary dwóch lub więcej krajów (państw)
2. a. airship traffic (airship service); f. transport (service) aérien par dirigeable; n. Luftschiffverkehr; r. дирижабленный воздушный транспорт
- Komunikacja lotnicza śmigłowcowa**
— komunikacja lotnicza za pomocą śmigłowców
- a. helicopter traffic (helicopter service); f. transport (service) aérien par hélicoptère; n. Hubschrauberverkehr; r. геликоптерный (вертолетный) воздушный транспорт
- Komunikacja lotnicza towarowa**
— komunikacja lotnicza obejmująca przewóz towarów
- a. goods air traffic (air freight traffic); f. transport aérien de marchandises (transport aérien de fret); n. Luftfrachtverkehr (Luftgüterverkehr); r. товарный воздушный транспорт
- Komunikacja lotnicza transoceaniczna**
— komunikacja lotnicza międzykontynentalna na trasach przechodzących nad oceanem
- a. transoceanic air traffic; f. transport (traffic, service) aérien transocéanique; n. Überseeluftverkehr (Ozeanluftverkehr, Transozeanluftverkehr); r. заокеанский воздушный транспорт
- Komunikacja lotnicza zimowa**
— sezonowa komunikacja lotnicza, odbywająca się jedynie w okresie jesiennym i zimowym
- a. winter air traffic (winter air service); f. transport (service) aérien d'hiver; n. Winterluftverkehr (Winterluftdienst); r. воздушный транспорт зимой
- Linia lotnicza dowozowa**
— linia lotnicza mniejszego znaczenia, nastawiona
- w zasadzie na przewóz pasażerów i towarów do przewozu głównymi liniami lotniczymi
- a. branch (feeder) line; f. ligne secondaire (ligne auxiliaire, ligne d'apport); n. Zubringerlinie (Zubringerstracke, Anschlusslinie, Nebenlinie); r. подвозная аэролиния
- Linia lotnicza dziennie-nocna**
— linia lotnicza przeznaczona do eksploatacji zarówno w porze dziennej jak i nocnej (przez całą dobę)
- a. day and night air line (airway); f. ligne aérienne du jour et de nuit; n. Tag- u. Nachtluftlinie (Tag- u. Nachtstrecke);
- Linia lotnicza główna**
— linia lotnicza łącząca główne węzły komunikacyjne
- a. main (trunk) air line (route); f. ligne aérienne principale; n. Hauptluftlinie (Hauptstrecke); r. магистральная аэролиния
- Linia lotnicza handlowa**
— linia lotnicza zajmująca się przewozem pasażerów, towarów i poczty za opłatą
- a. public air line; f. ligne aérienne publique (ligne commerciale); n. Geschäftsfluglinie (öffentliche Luftlinie, Handelsfluglinie); r. коммерческое аэропредприятие
- Linia lotnicza kontynentalna**
— linia lotnicza przebiegająca nad obszarem jednego tylko kontynentu
- a. continental (land) air line (airway); f. ligne aérienne continentale (terrestre); n. (Fest) Landfluglinie (Überlandstrecke, Kontinentalluftlinie); r. континентальная аэролиния

b. Niezależnie od nagród wymienionych w punkcie IV, przewidziane są nagrody specjalne, które będą przyznawane na „Dni Książki i Prasy Technicznej” za najwartościowsze wypowiedzi spośród tych, które w okresie między 1 lipca a 30 czerwca następnego roku otrzymały nagrody I stopnia.

c. Nagrody przyznawane będą przez Sąd Konkursowy, powołany w porozumieniu z wymienionymi na wstępie organizacjami społecznymi, przy czym:

1) Sąd Konkursowy według swego uznania może przyznać kilka nagród tego samego stopnia za wypowiedzi, dotyczące jednej i tej samej książki lub żadnej wypowiedzi nie zakwalifikować do nagrody;

2) wypowiedzi dotyczące jednej i tej samej książki będą rozpatrywane łącznie, zasadniczo w miesiącu

następującym po terminie nadsyłania wypowiedzi (pkt. IIIa).

3) ogłoszenie przyznanych nagród następować będzie każdego miesiąca.

d. Wypowiedzi nagrodzone Komisja przesyłać będzie redakcjom odpowiednich czasopism oraz gazetom zakładowym, w celu opublikowania nazwisk osób nagrodzonych i ewentualnego zamieszczenia wypowiedzi.

e. Komisja zastrzega dla siebie i zainteresowanych wydawców prawo publikowania całej wypowiedzi lub jej wyjątków.

Wypowiedzi konkursowe należy nadsyłać w trzech egzemplarzach na adres Komisji Upowszechnienia Książki i Prasy Technicznej, Warszawa, ul. Mazowiecka 2/4, pokój 106. Informacje telefoniczne — Warszawa, tel. 682-93.

NOWOŚCI TECHNICZNE

SAMOŁOT KOMUNIKACYJNY KRÓTKIEGO ZASIĘGU BEDE BD. 7

Samolot Bede BD.7 zaprojektowano na tych samych zasadach co doświadczalny STOL typu X BD.2.

Duża powierzchnia klap oraz instalacja odsysania warstwy przyściennej pozwala na uzyskanie dużej siły nośnej przy starcie i lądowaniu. 2 silniki turbinowe General Electric CT 58 po 1250 KM napędzają pojedyncze śmigła, zabudowane w obudowie pierścieniowej na końcu kadłuba.

Skrzydło o konstrukcji aluminiowej przekładkowej zawiera zbiorniki paliwa na normalny zasięg; dodatkowy zbiornik wbudowano w kadłub.

Dane techniczne samolotu:

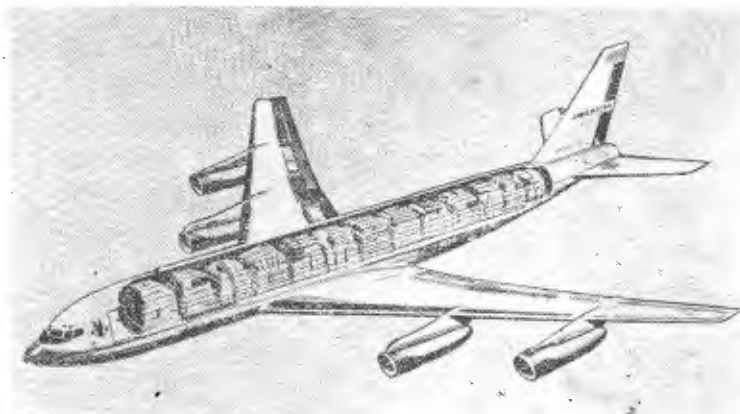
ciężar całkowity	5250 kG
prędkość przelotowa na wysokości 7600 m	600 km/h
czas wznoszenia na wysokość 7600 m	7,1 min
zasięg — wersja na 15 pasażerów	2160 km
— wersja na 24 pasażerów	500 km
rezerva paliwa dla obu wersji na 45 minut lotu — prędkość startu i lądowania	90 km/h
długość startu, liczona do bramki 15 m	95 m
długość lądowania, liczona od bramki 15 m	146 m
prędkość wznoszenia na jednym silniku	660 m/min
pułap przy jednym silniku	8800 m

Z.



ODRZUTOWY FRACHTOWIEC BOEING 707-320 C

American Airlines zamówiły w Zakładach Boeing 4 samoloty transportowe w kontrakcie opiewającym na 30 mln dolarów. Frachtowiec typu Boeing 707-320 C zaprojektowany został dla przewożenia towaru o ciężarze 40 000 kG, załadowanego na 13 paletach. Samolot jest wyposażony w 4 silniki dwuprzepływowe Pratt & Whitney JT 3D-3 o ciągu 8200 kG.



Pierwszy egzemplarz tej serii ma być dostarczony w bieżącym roku, pozostałe trzy — w 1964 r. W odróżnieniu od dotychczas stosowanej praktyki, samoloty 707-320 C będą użytkowane nie tylko w nocy, lecz również w rozkładzie dziennym. Należy zauważyć, że Boeing 707-320 C jest zaprojektowany wyłącznie dla dostawy ładunku i nie może być przerobiony na wersję pasażerską. Kadłub tego typu posiada tylko 2 boczne okna (za kabiną załogi) dla obserwacji skrzydeł.

Do decyzji zamówienia „czystych” frachtowców skłonił linie lotnicze ogromny wzrost przewożonego ładunku, którego pojemność w ciągu 9 miesięcy 1962 roku wzrosła o 27%. W 1962 roku około 7% dochodu linii pochodziło z przewozów frachtu. Przewiduje się, że Boeing 707-320 C będzie odbywał przeloty non-stop na trasach transkontynentalnych, przy czym współczynnik wykorzystania na tych liniach wyniesie 50%. Rozładunek i załadunek samolotu — dokonywane ręcznie na rolkach — trwać będzie 1 godzinę, lecz przewidziane jest w przyszłości zmechanizowanie tych czynności systemem AMF (American Machine & Foundry).

Interesujące jest porównanie eksploatacji tłokowych transportowców DC-7 F, których linie A.A. użytkują 14 sztuk. Samolot tego typu przewozi tylko 14 500 kG ciężaru użytecznego i zatrudniony jest 7 godz. dziennie,

przy czym koszty operacyjne wynoszą 12 centów od tono-mili, podczas gdy dla Boeinga wyniosą 5 c/t-m.

Z.

SUPERTRANSPORTOWIEC IŁ-62

Prasa całego świata doniosła o próbnym locie radzieckiego giganta transportowego IŁ-62. Samolot konstrukcji S. Iliuszina — zbudowano z 4 silnikami odrzutowymi w części ogonowej, w układzie przypominającym komunikacyjny Vickers VC-10. Kabiny pasażerskie znajdują się w górnej części kadłuba o wysokości 427 cm, w dolnej zaś mieszczą się instalacje samolotu, kuchnia (połączona z kabinami schodami oraz windami dla transportu posiłków) oraz ładunek. Krawędź natarcia skrzydła skonstruowano z uskokami. Podwozie wózkowe — każda strona o czterech kołach — zabudowane pod kadłubem, w sposób podobny jak w Boeing 707 i Tu-104. Silniki konstrukcji D. Kuźniecowa.



Samolot służyć będzie dla komunikacji pasażerskiej dalekiego zasięgu oraz do transportu traktorów, buldożerów i innych maszyn, niezbędnych dla uprzemysłowienia okręgów dalekiego wschodu.

Dane techniczne samolotu:

ciężar całkowity	około 136 000 kG
ciąg	$4 \times 10\,400$ kG
prędkość przelotowa	900 km/h
ilość miejsc pasażerskich	182

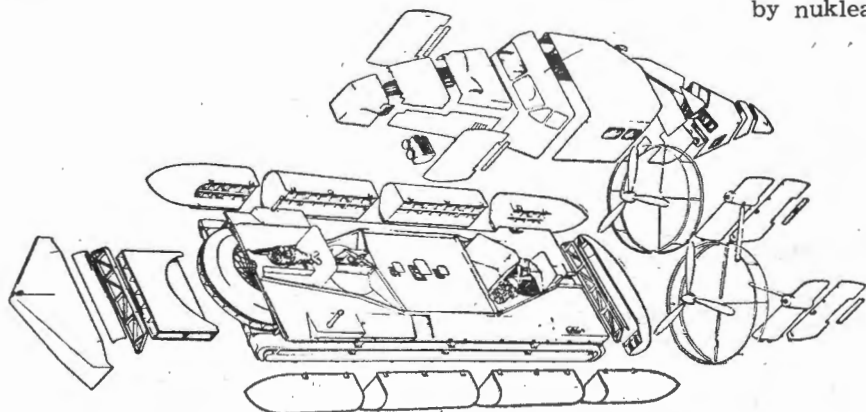
Z.

PODUSZKOWIEC VICKERS — 3031

Zakłady Vickers-Armstrong opracowują obecnie do produkcji dwa typy Hovercraftów; mniejszy typ — 3031 na 14 pasażerów i 2 osoby załogi — opisano w poniższej notatce.

Poduszkiwiec ten jest przewidziany do przelotów nad wodą z prędkością około 110 km/h, przy falach sięgających 600 mm wysokości; pracować ma również — w sposób zadowalający — ponad ziemią, przy szczelinie około 200 mm.

Konstrukcja V.A. typ 3031 jest wykonana ze stopu aluminiowego. W konstrukcji przewidziano część kilową, zabezpieczającą statek przed znośnieniem. Siła nośna została obliczona ze 100% rezerwą. Dla wytworzenia siły nośnej oraz napędu poduszkiwieca zainstalowano trzy silniki turbinowe Blackburn-Turmo 603.



Instalacja elektryczna zasila rozruszniki silnikowe, pompy paliwowe, przyrządy pokładowe, radio, wycieraczki okienne, oświetlenie oraz sygnalizację dźwiękową i świetlną. Prądnice zabudowano na 2 silnikach. Wyposażenie kabiny przewidziano na 1 pilota.

Zastosowano śmigła o zmiennym skoku, z możliwością ustawienia na ujemny kąt natarcia.

Główne wymiary poduszkiwieca:

długość	— 1516 mm
szerokość	— 612 mm
wysokość	— 444 mm

Dane techniczne dla normalnej eksploatacji:

ciężar całkowity	— 7425 kG
ciężar użyteczny	— 1125 kG
ciężar paliwa	— 900 kG
prędkość podróżna	— 112 km/h

wysokość zawisu 200 mm nad ziemią lub przy 600 mm wysokości fali

zasięg w warunkach ciszy — 140 km

Dane techniczne w warunkach przeciążenia:

ciężar całkowity	— 8100 kG
ciężar użyteczny	— 1350 kG
paliwo	— 1350 kG
prędkość podróżna	— 112 km/h
wysokość zawisu 175 mm nad ziemią lub przy 455 mm wysokości fali	
zasięg w warunkach ciszy	— 220 km.

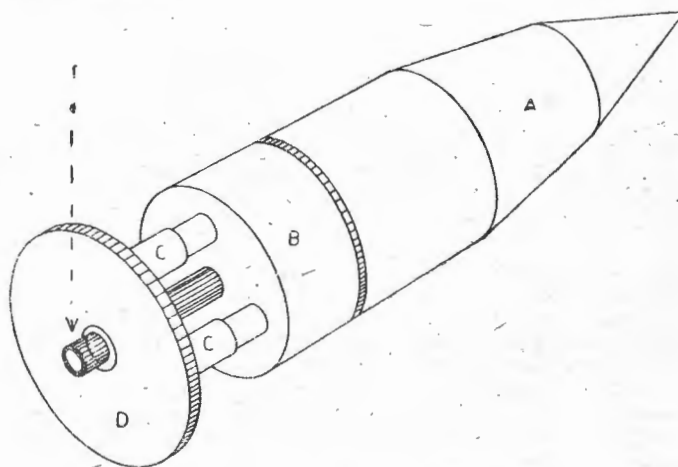
Z.

RAKIETA „ORION”

Przyszłościową (rok 1970) rakieta USA ma być rakietą „Orion”; ma ona wynieść na orbitę 1000 t ładunku.

Niektóre dane rakiety:

Ciężar konstrukcji	1800 t
Ciężar środków napędowych	1000 t
Zużycie paliwa nuklearnego	
do lotu na orbitę	300 kG
do lotu na księżyc	525 kG
Ładunek przeniesiony na księżyc	750 t
Impuls jednostkowy napędu	100 000 kG sek/kG
Koszt program	1,5 mlda dol.



Podano dwa różne projekty realizacji napędu:

1. Co 10 sekund będą wyrzucane (rurą E) małe bomby nuklearne o sile 0,01 kT TNT. Będą one wybuchać w odległości 30—300 m za rakieta. W tyle rakiety znajduje się płyta D zamocowana za pośrednictwem amortyzatorów sprężynowych C, łagodzących wybuchy. Wybuchy nadają pojazdowi przyspieszenie 2÷9 g. Część płyty odparowuje, powiększając energię napędu. Ładunek rakiety A jest oddzielony od zasobnika z bombami B osłoną. Zastosuje się 2400 lub 5800 bomb, uzyskując w pierwszym przypadku ciąg 4000 t.

2. Wykorzysta się wybuchy bomb w kuli — o średnicy 36 m i grubości ścianki 12 mm — wypełnionej wodą. Każdy wybuch ma wyrzucić przez dyszę 450 l wody w postaci pary, wytwarzając w ten sposób ciąg. Ładunek tej wersji „Oriona” ma wynosić 120 t.

Z. Br.

NOWE WIADOMOŚCI O X-20 „DYNA-SOAR”

W ramach projektu „Dyna-Soar” pierwsze loty mają być wykonywane na poligonie Edwards. Będą to loty ślizgowe, przy czym samolot B-52 wyniesie pojazd na odpowiednią wysokość. Lot orbitalny przewiduje się na rok 1965 — użyje się do tego celu rakiety „Titan” 3. Pokrycie pojazdu jest wykonane z tworzywa elastycznego, dzięki czemu będą likwidować się naprężenia cieplne. Układ chłodzący będzie przenosić ciepło ze skrzydeł do tylnej części kadłuba, skąd będzie ono wypromieniowywane. Skrzydła są zaopatrzone w płyty końcowe, które mogą działać jako stery kierunkowe lub — przy różnicowym wychyleniu — jako hamulce aerodynamiczne. Na kadłubie i skrzydłach są umieszczone dysze sterujące. Tylą część kadłuba z silnikiem raketowym odpada w czasie powrotu na ziemię. X-20 jest wyposażony w mózg elektronowy do kierowania pojazdem.

Z. Br.

PROJEKT ODZYSKIWANIA RAKIET NOŚNYCH PRZY UŻYCIU SKRZYDEŁ

P. Bono z firmy Douglas zaproponował sprowadzanie na ziemię raket nośnych na zasadzie lotu ślizgowego. Przewiduje się zastosowanie wiotkich, wysklepionych skrzydeł trójkątnych (skrzydła „Rogallo”) o rozpiętości około 80 m. Rozważa się dwa układy skrzydeł: 1) skrzydła umieszczone w kadłubie rakiety i rozwijane w czasie opadania, 2) skrzydła osadzone na podłużnej belce, pod którą jest zawieszona rakieta. Przewiduje się, że rakieta podczas lotu ślizgowego będzie chwytna w sieć, rozpiętą między dwoma balonami o średnicy 65 m, po czym będzie opadać wraz z balonami.

Z. Br.

PROJEKTY BADAŃ PODSTAWOWYCH Z ZAKRESU LOTÓW KOSMICZNYCH

Biuro ARPA (Advanced Research Projects Agency) opracowuje projekt „Defender”, który obejmuje badanie podstawowych zjawisk fizycznych i chemicznych, zachodzących w czasie lotu balistycznego. Chodzi o zbadanie za pomocą specjalnych urządzeń radarowych i czujników rozkładu gęstości elektronów i jonów w jonosferze. Do badań ma być również wykorzystane promieniowanie podczerwone, nadfioletowe oraz laser. Przeprowadzi się badania warunków fizycznych w czasie oddzielania statku kosmicznego od platformy startowej na orbicie i warunki w czasie „spotkania” („rendez-vous”).

Inny projekt badawczy nosi nazwę „Fire” i dotyczy badania nagrzewania aerodynamicznego przy wejściu do atmosfery z prędkością rzędu 40 000 km/h. Urządzenie badawcze będzie wynoszone za pomocą rakiety na wysokość 600 km, następnie w czasie opadania po torze balistycznym będzie włączany dodatkowy napęd w celu przyspieszenia urządzenia do wymaganej prędkości. W takich warunkach mają być badane różne materiały pokrycia i konstrukcji, układ aerodynamiczny oraz zjawiska nagrzewania aerodynamicznego wskutek tarcia i promieniowania gazów atmosferycznych, nagranych przez słońce. Zosobnik badawczy ma mieć podobny kształt jak statek „Apollo”, lecz tylko 15% jego wielkości. Będzie zbudowany ze stopów aluminiowych i tworzyw sztucznych, wzmocnionych włóknem szklanym; część nosowa ma być wykonana z berylu.

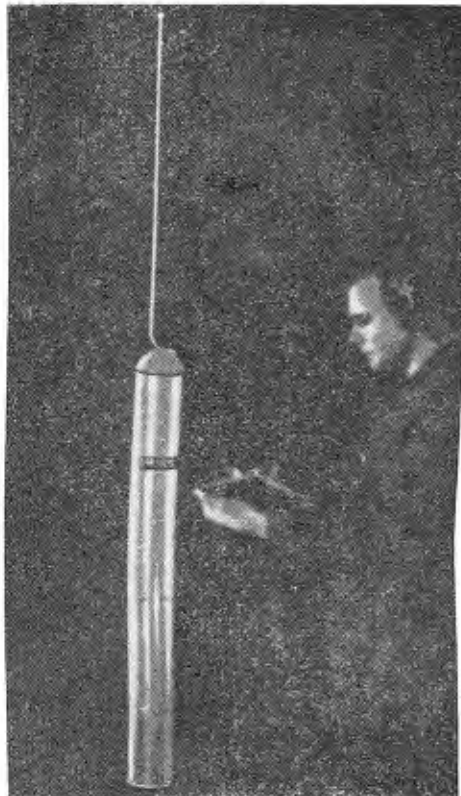
Firma Martin projektuje sztuczny satelitę wyposaż-

zonego w skrzydła do rejestrowania przebiegów meteorów. Skrzydła mają rozpiętość 20 m i powierzchnię 80 m². Do wyniesienia satelity na orbitę przewidziana jest rakieta „Saturn” IV.

Z. Br.

AWARYJNA RADIOSTACJA SYGNALIZACYJNA

Federal Aviation Agency (amerykańska instytucja państwowa o uprawnieniach polskiego D.L.C., K.C.S.P. oraz w zakresie homologacyjnym — Instytutu Lotnictwa) dopuściła jako wyposażenie pokładowe odrzutowych samolotów transoceanicznych nowy lekki typ awaryjnej



radiostacji sygnalizacyjnej, uruchamianej pod wpływem morskiej wody. Urządzenie to — zastępujące dotychczasową stację o ciężarze 23 kg — waży 2,1 kg, posiada długość 1100 mm oraz antenę długości 380 mm. Radiostacja działa nieprzerwanie przez 42 godz. na częstotliwości międzynarodowo obowiązującej.

Z.

PREFABRYKOWANE PASY STARTOWE

W Stanach Zjednoczonych rozpoczęto produkcję prefabrykowanych elementów do budowy prowizorycznych pasów startowych. Elementy te stanowią kwadratowe, laminatowe płyty o wymiarach 120 cm × 120 cm, grubości 32 mm. Rdzenie są drewniane, obłożone obustronnie blachą aluminiową. Całość klei się na gorąco pod ciśnieniem 12 kg/cm². Płyty umieszcza się w aluminiowej ramie, zaopatrzonej w odpowiednie elementy zaczepowe. Tego typu sztuczną nawierzchnię można kłaść na nierównym podłożu, zgrubnie wyrównanym.

Z.

PRZYPOMINAMY

czas odnowić prenumeratę

„Techniki Lotniczej“

na IV kwartał br.

Patent polski nr 42352
Klasa 7 c, 6

Sposób bezwiórowego formowania i urządzenie do wykonywania tego sposobu
VEB Flugzeugwerke Dresden, Drezno, Niemiecka Republika Demokratyczna

Patent trwa od dnia 27 sierpnia 1958 r.
Opublikowany dnia 20 grudnia 1959 r.

Omawiany patent dotyczy sposobu bezwiórowego formowania płaskich i profilowanych przedmiotów o dowolnym kształcie i wielkości, w szczególności z blachy i części profilowych, za pomocą statycznego ciśnienia z zastosowaniem sztywnych lub elastycznych środków kształtujących. Sposób wyróżnia się tym, że do trudno formowalnych miejsc przedmiotu doprowadza się gaz o ciśnieniu pulsującym, który oprócz tego stosuje się do polepszenia warunków poślizgu między przedmiotem i narzędziem formującym. Stosuje się również gazy wybuchowe doprowadzane do wybuchu z żądaną częstotliwością, których odbicie wsteczne jest powstrzymywane przez sterowany lub samoczynny zawór zwrotny. Formowanie takie wspomaga się dodatkowo środkami mechanicznymi, a gaz dodatkowo podgrzewa się, przy czym może się to odbywać zarówno przed, jak i po wejściu do narzędzia formującego.

Narzędzie formujące (1), pomocą którego przedmiot (2) otrzymuje swój kształt, jest umocowane na stole (3), przy czym pomiędzy stołem i narzędziem formującym jest umieszczona wkładka elastyczna (4). Do zaciskania końców przedmiotu (2) są przewidziane szczęki zaciskowe (5). W narzędziu formującym (1) znajdują się kanały (6), które prowadzą z głównego kanału (7) do powierzchni narzędzia formującego stykającej się z przedmiotem. Stół (3) jest ruchomy w kierunku pionowym i może być obciążony ciśnieniem statycznym z wytwornicy ciśnienia, nie przedstawionej na rysunku. Za pomocą zaworów, również nie pokazanych na rysunku, można dowolnie otwierając lub zamykając doprowadzać udary ciśnienia do trudno formowalnych miejsc.

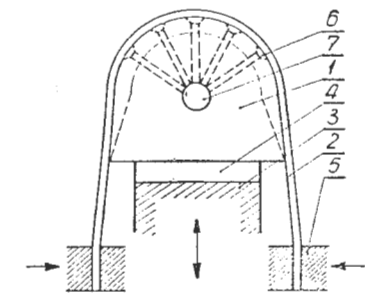


Fig. 1

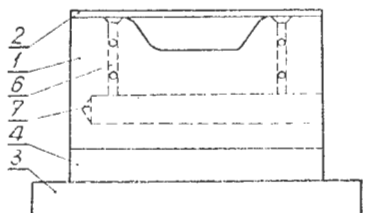


Fig. 2

Patent polski nr 42905
Klasa 74 b, 1

Elektromagnetyczny wskaźnik do zdalnego dozoru poziomu cieczy
Vyzkumny a zkusebni letecky ustav, Letnany koło Prahy, Czechosłowacja
Twórcy: inż. Borivoj Dubsky i inż. Oldrich Straka

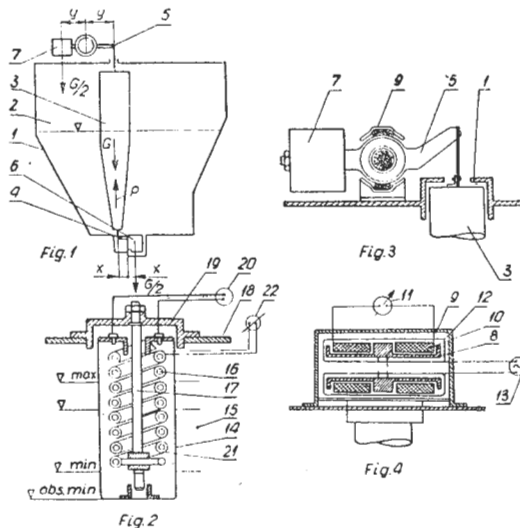
Patent trwa od dnia 7 marca 1959 r.
Opublikowany dnia 12 marca 1960 r.
Pierwszeństwo: 21 marca 1958 r., Czechosłowacja

Patent omawiany dotyczy wskaźnika do zdalnego dozoru poziomu cieczy, który wykorzystuje magnetyczne właściwości materiałów ferromagnetycznych. Wskaźnik ten jest bardzo prosty, tani, pewny w działaniu, nie trudny do wykonania i wystarczająco sprawny. We wskaźniku tym nie zachodzi iskrzenie, co jest szczególnie ważne przy wskazywaniu poziomu ciekłych materiałów palnych, zwłaszcza w lotnictwie. Wskaźnik składa się z ferromagnetycznego pręta skręcającego się, który za pomocą obwodu wzbudzającego się umieszczonego w obwodzie odbiorczym indukuje siłę elektromagnetyczną, która jest proporcjonalna do wielkości skręcenia pręta wywołanego bezpośrednio za pomocą prostego me-

chanizmu przenoszącego wypór wywołany przez ciecz na zanurzony w niej pływak.

Na rysunku fig. 1, 3 i 4 pokazano jedną odmianę wskaźnika, na fig. 2 — drugą odmianę wskaźnika, przeznaczoną zwłaszcza do nadzorowania stosunkowo małych wahań wysokości poziomu cieczy, na przykład w kotłach.

W zbiorniku (1) z ciekłym paliwem (2) zanurzony jest pływak (3) połączony ramionami (4) i (5) z obciążnikami



równoważącymi (6) i (7), przy czym ramię (5) stanowi część elementu skręcającego (8) osadzonego w tulei (9). Cewki (10) umieszczone na elemencie (8) są przyłączone do zacisków (11) oraz toroidalne cewki (12) — do zacisków (13). Pływak unoszony wyporem cieczy naprzęta element skręcający magnesowany z obwodu wzbudzenia, powstająca siła elektromagnetyczna jest odbierana przez obwód odbiorczy.

Patent polski nr 43086
Klasa 62 b, 39

Napęd elektrodynamiczny pojazdów mechanicznych zwłaszcza samolotów i pojazdów kosmicznych i układ urządzenia napędu
Stefan Janiczek, Kraków, Polska

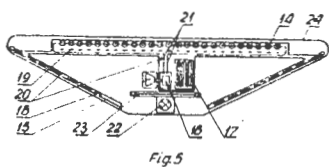
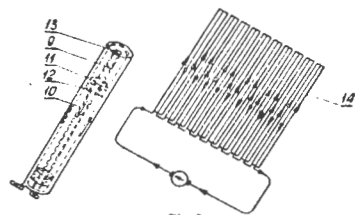
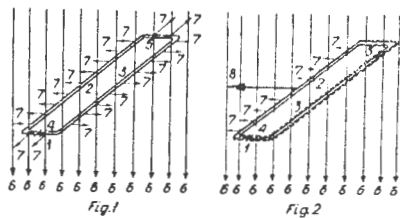
Patent trwa od dnia 10 grudnia 1958 r.
Opublikowany dnia 4 kwietnia 1960 r.

Omawiany patent oparty jest na zasadzie ekranowania części obwodu elektrycznego od działania pól magnetycznych w celu uzyskania napędowej siły elektrodynamicznej, przy czym napęd ten umożliwia wykorzystanie naturalnych pól magnetycznych, na przykład pola magnetycznego ziemi. Zasadę działania omawianego napędu przedstawia rysunek, gdzie fig. 1 przedstawia układ wzajemnie równoważących się sił elektrodynamicznych, działających w obwodzie elektrycznym, w polu magnetycznym, fig. 2 — układ nierównoważonych sił elektrodynamicznych, powstających w obwodzie elektrycznym, częściowo ekranowanym od działania pola magnetycznego, fig. 3 — elektryczny element napędowy, fig. 4 — schemat płyty nośnej złożonej z kilku takich elementów, a fig. 5 — przykładowy schemat napędu elektrodynamicznego.

Obwód elektryczny złożony ze źródła prądu (1) i czterech ramion (2), (3), (4) i (5) jest umieszczony w jednorodnym polu magnetycznym, którego linie indukcji (6) określono strzałkami. Według fig. 1 uzyskuje się siły (7) wzajemnie równoważące się, według fig. 2 — gdy ramiona (3), (4) i (5) są ekranowane magnetycznie — siłą wypadkową (8) działającą na nieekranowanym ramieniu (2). Elektryczny element napędowy według fig. 3 składa się z wewnętrznego przewodu (9), z ekranu magnetycznego (10) i z przewodu zewnętrznego (11), przy czym przewód (11) jest odizolowany od ekranu (10) porowatymi pierścieniami izolacyjnymi (12), a do wnętrza doprowadzony jest skroplony hel w celu otrzymania bardzo

niskich temperatur, w których element uzyskuje swoje własności elektryczne i magnetyczne. Napęd wg fig. 5 zawiera płat nośny (14), turbinę spalinową (15), generator (16), urządzenia chłodnicze (17), kondensory magnetyczne (18), ekran magnetyczny (19), komory niskich temperatur (20), układ giroskopów (22) i (23). Całość napędu jest zawarta w obudowie (24) wykonanej z materiału posiadającego własności przenikalności magnetycznej.

Do wykonania wewnętrznego przewodu (9) elementu napędowego zastosowano metal lub stop posiadający własności nadprzewodnictwa w niskich temperaturach, na przykład stop glinu. Przewód zewnętrzny (11) ele-



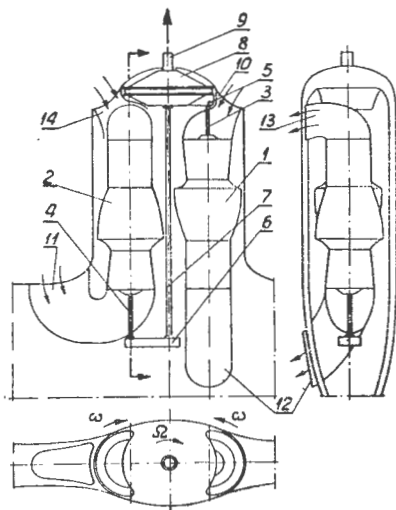
mentu napędowego jest wykonany w postaci rurki z materiału posiadającego w niskich temperaturach własności ferromagnetyczne oraz zwiększoną przewodność, na przykład ze stopu cynku z cyrkonem. Ekran magnetyczny (10) jest wykonany z materiału posiadającego własności ekranowania w niskich temperaturach, na przykład z ołowiu.

Patent polski nr 43174
Klasa 62 c, 12/02

Układ parzystej liczby silników maszyny pionowego startu i lądowania z przestawialnymi skrzydłami
Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego Przedsiębiorstwo Państwowe Wyodrębnione, Warszawa - Okęcie, Polska
Twórcy: inż. Jan Jasiński i inż. Ryszard Brzeziński

Patent trwa od dnia 3 stycznia 1959 r.
Opublikowany dnia 30 maja 1960 r.

Układ parzystej liczby silników maszyny pionowego startu i lądowania z przestawialnymi skrzydłami, z silnikami turbinowymi pracującymi parami na jeden wir-



nik, ma na celu wyeliminowanie powstawania momentów giroskopowych w czasie przechodzenia z lotu pionowego do poziomego i na odwrót, w czasie wychylenia z położenia równowagi maszyny wykonującej pionowy start lub lądowanie oraz w tym podobnych przypadkach lotu maszyny z małą prędkością. Powstawaniu momentów giroskopowych w takich fazach lotu prowadzi do tego, że maszyna wykonuje złożony ruch wirowy bardzo trudny do opanowania przez pilota za pomocą konwencjonalnych sterów lub śmigieł lub dysz wylotowych umieszczonych stosunkowo daleko od środka ciężkości maszyny.

Silnik turbinowy (1) jest zabudowany w stosunku do silnika (2) w pozycji odwróconej o kąt równy lub bliski 180° , przy czym odległość pomiędzy wałami tych silników może być dowolna. Moc przenosi się z wału (3) silnika (1) za pomocą przekładni (5) oraz z wału (4) silnika (2) za pomocą przekładni (6) na wspólny wał (7) i przez przekładnię (8), na wał (9) wirnika. Silnik (1) czerpie powietrze z kanału (10), silnik (2) zaś — z kanału (11). Kanały (12) i (13) służą do odprowadzania spalin. Powietrze z chwytu (14) chłodzi płaszcze (12) i (13).

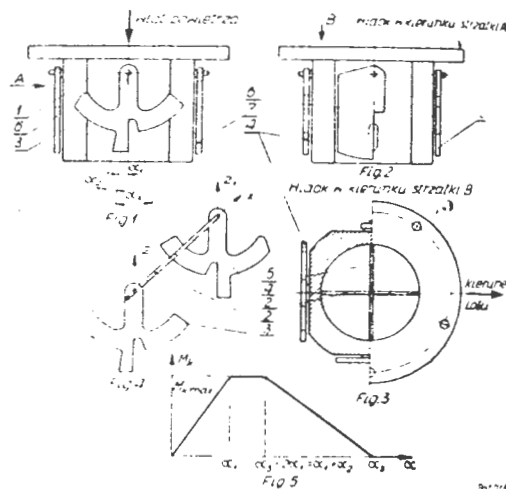
Patent polski nr 43175
Klasa 42 c, 25/51

Sposób samoczynnego wyłączania w zakręcie korekcyjnej pneumatycznej sztucznego horyzontu i urządzenie do wykonania tego sposobu, Instytut Lotnictwa, Warszawa, Polska

Twórca: mgr inż. Andrzej Białęcki

Patent trwa od dnia 8 stycznia 1958 r.
Opublikowany dnia 30 maja 1960 r.

Sposób samoczynnego wyłączania w zakręcie korekcyjnej pneumatycznej przyrządu giroskopowego w układzie sztucznego horyzontu, działającej na zasadzie zmiany reakcji dynamicznej, przy zmianie powierzchni czynnych otworów wylotowych w wyniku wychylenia wahadłowej zasłony względem obudowy giroskopu, według omawianego patentu wyróżnia się tym, że w wyniku odpo-



wiedniego ukształtowania zasłon powierzchnia czynna otworów jest w przypadku wychylenia zasłon pod wpływem siły odśrodkowej w zakręcie, sprowadzona do wartości zapewniającej zerową wartość wypadkowej reakcji dynamicznej oraz zerową wartość momentu korekcyjnego.

Urządzenie do wykonywania sposobu wskazanego powyżej posiada komorę (1) znajdującą się w dolnej części obudowy wirnika symetrycznie względem osi głównej giroskopu, w której na osadzonym obrotowo wałku (2) są umocowane poprzeczne zasłony (3) i (4), na wałku (5) natomiast są umocowane zasłony podłużne (6) i (7). Kształty obrysów zasłon (3) i (4) są tak dobrane wzajemnie w stosunku do przynależnych otworów komory (1), że pod wpływem siły odśrodkowej w zakręcie, po odchyleniu zasłon (3) i (4) od pionu o kąt przewyższający założony konstrukcyjnie zakres działania korekcyjnej uzyskuje się w każdej pozycji zerową wartość wypadkowej reakcji dynamicznej. Zasłony (3) i (4) posiadają kształty tak dobrane, że w całym zakresie wychyleń zasłon tych względem komory (1) jest zachowana stała, jednakowa łączna powierzchnia czynna otworów zasłanianych tymi zasłonami.

Kilka informacji o komunikacji lotniczej przedsiębiorstw IATA

Walne zebranie członków Międzynarodowego Stowarzyszenia Transportu Lotniczego (IATA), które odbyło się w Dublinie w 1962 r. — zgromadziło przedstawicieli 93 przedsiębiorstw komunikacji lotniczej, w tym 84 towarzystw o pełnych prawach członkowskich. Geograficznie zrzeszenie jest reprezentowane: w Europie przez 27 przedsiębiorstw, w Ameryce Północnej przez 18, w Ameryce Południowej i Azji towarzystw członkowskich jest po 15, zaś w Australii — 4.

Dyskusja na walnym zgromadzeniu wykazała, że sytuacja światowego lotnictwa komunikacyjnego nie przedstawia się zadowalająco. 1961 rok przyniósł wzrost ilości zaofiarowanych miejsc o 12,4%, jednak wykorzystanie ich podniosło się zaledwie o 6,4%. Współczynnik wykorzystania miejsc wyniósł 56%, tzn. był najniższy od ukończenia II wojny światowej. Oznacza to, że 92 miliardy miejscokilometrów nie wykorzystano podczas przelotów. Szczególnie krytycznie przedstawia się sytuacja dla komunikacji międzynarodowej, dla której współczynnik wykorzystania miejsc wynosił 53,4; nieco wyższy był dla komunikacji krajowej, osiągając 58%.

Na trudności przedsiębiorstw wpłynęło w pierwszym

rzędzie poważne zwiększenie tonażu i pojemności samolotów turbinowych przy równoczesnym powiększeniu prędkości handlowej. Wielkie odrzutowce komunikacyjne zabierają obecnie 100 do 170 pasażerów. W bardzo krótkim okresie czasu zdolność przewozowa samolotów pasażerskich zwiększyła się dwu- a nawet trzykrotnie; w tym samym stopniu wzrosła prędkość przelotowa liniowców. A bywają przypadki wprost humorystyczne, a jakże tragiczne dla przedsiębiorstwa. W lecie ub. r. na trasie Montreal — Manchester zanotowano przelot 108-osobowego liniowca BOAC na którego pokładzie znajdował się jeden pasażer i 10 osób załogi.

Według danych Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego (ICAO) towarzystwa komunikacyjne dysponowały na początku 1962 r. parkiem: 609 samolotów z napędem odrzutowym, 847 — turbośmigłowym i 3666 — z silnikami tłokowymi. Rok 1962 przyniósł dalsze zwiększenie parku o 175 „linerów” odrzutowych i 69 turbośmigłowców. W 1963 r. realizowane są dostawy dalszych 227 odrzutowców.

Sytuację finansową pogarsza tendencja wzrostu zapotrzebowania na klasę turystyczną, kosztem I klasy.

Tabela 1

Nazwa towarzystwa	Kapitał: a) w milionach waluty krajowej b) w milionach dolarów USA c) udział państwa	Park lotniczy: a) istniejący b) przewidziane dostawy	Obsługiwane trasy	Dane eksploatacyjne za 1961 r. (1000) a) pasażerowie b) pasażero-km c) ładunek (fracht) tono-km	a) Obsługiwana sieć (w km, liczona pojedynczo) b) ilość osób personelu
Lot, Polskie Linie Lotnicze	a) brak danych b) brak danych c) 100%	a) 3 Iliuszyn IL-18 12 Iliuszyn IL-14 7 Liwoczkin Li-2 4 Convair 240 b) 2 Vickers Viscount-804	20 centrów we wschodniej i zachodniej Europie, linie krajowe	a) 202 b) 131 231 c) 3 692	a) 16 600 b) 1 571
CSA — Československe Aerolinie	a) brak danych b) brak danych c) 100%	a) 5 Tupolew Tu-104A 6 Iliuszyn IL-18 24 Iliuszyn IL-14 5 Super Aero 45 30 Morava L. 200	Europa, Środkowy Wschód, Indie, Indonezja, Afryka, Kuba, linie krajowe	a) 759 b) 456 654 c) 16 476	a) 91 715 b) 2 785
JAT — Jugoslovenski Aerotransport	a) 5116 dinarów b) 6,85\$ c) 100%	a) 1 Douglas DC-6B 13 Douglas DC-3 6 Convair 340/440 6 Iliuszyn IL-14 b) 3 Caravelle	Albania, NRF, Francja, Grecja, Włochy, CSR, Austria, Szwajcaria, Egipt, linie krajowe	a) 259 b) 132 157 c) 851	a) 21 210 b) 1 397
KLM, Royal Dutch Airlines	a) 148 florenów b) 41 \$ c) 68,3%	a) 13 Douglas DC-8 14 Douglas DC-7C/7F 6 Douglas DC-6 4 Douglas DC-3 11 Lockheed Elektra 5 Lockheed 1049 9 Vickers Viscount 10 Convair 340 b) —	Północna, Środkowa i Południowa Ameryka, Północna, Środkowa i Południowa Afryka, Azja, Australia, Europa	a) 1 398 b) 2 307 400 c) 126 200	a) 270 000 b) 18 065
SAS — Scandinavian Airlines System	a) 193,9 kor. szw. b) 37,4 \$ c) 50%	a) 7 Douglas DC-8 10 Douglas DC-7C 2 Convair Coronado 20 Convair 440 14 Caravelle b) —	Europa, północny i południowy Atlantyk, trasy arktyczne, Europa — Grenlandia — USA i Europa — Alaska — Japonia, Środkowy i Daleki Wschód, kraje skandynawskie	a) 1 934 b) 2 194 000 c) 48 612	a) 169 353 b) 12 360
Air France	a) 100 NF b) 20,4 \$ c) 70%	a) 18 Boeing 707 33 Caravelle 9 Lockheed 1649 21 Lockheed 1049 12 Breguet Provence 27 Douglas DC-4 32 Douglas DC-3 b) 4 Boeing 707 7 Caravelle	Ameryka Północna i Południowa, Daleki Wschód, Zachodnia i Środkowa Afryka, Madagaskar, Europa, linie krajowe pasażerskie i pocztowe	a) 3 593 b) 5 117 811 c) 133 089	a) 323 582 b) 24 771
BEA — British European Airways	a) 26,9 £ b) 95 \$ c) 100%	a) 13 Comet 4B 20 Vickers Vanguard 59 Vickers Viscount 3 Argosy 3 Herald 5 różne 5 śmigłowców b) 24 DH. 121	58 centrów na kontynencie europejskim i Środkowym Wschodzie, linie krajowe	a) 4 393 b) 2 454 323 c) 23 878	a) 60 786 b) 14 400

Przykładem mogą być linie amerykańskie, na których w 1957 r. z klasy turystycznej korzystało 19% pasażerów, zaś w 1961 — 58%.

Trudności przedsiębiorstw lotniczych odzwierciedlają olbrzymie deficyty. Bodaj największe straty ponoszą angielskie linie transoceaniczne i transkontynentalne British Overseas Airways Corporation. Deficyt BOAC za 1961 r. wyniósł 14 milionów funtów szterlingów (39,2 mln dol.). Jak twierdzi tygodnik „Economist” — jest to „zapewne największy deficyt w dziejach lotnictwa światowego”. Straty te występują ostrzej, jeżeli porówna się je z kapitałem towarzystwa — 161,3 mln funtów (463,3 mln dol.). To potężne przedsiębiorstwo obsługujące sieć lotniczą 262 tys. km, które zamierza powiększyć swój park o 60% (zamówiono 44 samoloty, w tym najnowszych Vickers VC. 10 — 42 szt.) — jest całkowicie na subsydiach państwowych. Subsidia te w ciągu ostatniego dziesięciolecia wyniosły 67 mln funtów (187,6 mln dol.). To znaczy, że do każdego biletu sprzedawanego przez BOAC w 1961 r. podatnik brytyjski dopłacił 14 funtów.

A jak przedstawiała się rentowność innych towarzystw komunikacji lotniczej w tym samym okresie?

Zachodniemiecka „Lufthansa” (95% kapitału państwowego) poniosła straty 25 milionów dolarów. Królewskie Holenderskie Linie Lotnicze KLM (finansowane przez rząd w 68,3%) wykazały deficyt 21 mln dol., Skandynawskie Linie Lotnicze SAS (j. w. 50%) — straciły 17 mln dol.

Milionowe deficyty gnębią nadal przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej całego świata. Przykładem mogą być wspomniane linie KLM, które w 43 roku istnienia — w pierwszym kwartale 1962 r. — wykazały straty 11 mln dolarów. Ogółem deficyt towarzystw IATA w 1962 r. szacuje się na 140 mln dolarów.

Nierentowne są również przeloty transatlantyckie. Dochody 18 linii lotniczych utrzymujących komunikację między Europą i USA zmniejszyły się w ciągu 1961 roku o 50 mln dolarów. TWA miała deficyt 1768 tys. dol., KLM — 11 500 tys. dol., SAS — 17 500 tys. dol., a BOAC — 28 000 tys. dol.

Ponieważ podniesienie taryf nie może wchodzić w grę* (w myśl uchwały konferencji dublińskiej IATA — grozi za to wysoka kara konwencjonalna), przeto lotnictwo komunikacyjne szuka środków poprawy ekonomicznej w zawieraniu spółek i eksploataowaniu linii w „poolu” (wspólnie — w pewnego rodzaju kartelu). Można tu przypomnieć już wprowadzone fuzje: United Air Lines (USA, o kapitał 50 mln dolarów; obsługuje linie transkontynentalne, wybrzeża Oceanu Atlantyckiego i Spokojnego, Hawaje — długości 29 tys. km, o parku istniejącym — 286 samolotów, zamówionym — 40 Boeing 727 i personelu 31.100 osób); „Varig” (Południowa Ameryka: linie w Argentynie, Chile, Peru, Kolumbii, Urugwaju, Wenezueli, Stanach Zjednoczonych A. P. i Japonii; park 63 samoloty); UAT-TAI (Francja, łączny kapitał 28,2 mln NF = 5,7 mln dol., obsługuje linie krajowe oraz Afryki Zachodniej, Środkowej i Południowej, Madagaskar, Środkowy i Daleki Wschód, Australię, USA, wybrzeża Pacyfiku; długość linii 200 tys. km, park 3 samoloty, personel 5200 osób). Toczą się również pertraktacje na temat połączenia potężnych towarzystw amerykańskich American Airlines (618 mln dol. kapitału, 184 samoloty dziś, 35 zamówionych 26 100 km linii) i Eastern Air Lines (kapitał — 290 mln dol., park istniejący — 208 samolotów, zamówiono 40 dalszych, sieć linii — 30 tys. km). Ponadto rząd ma zatwierdzić fuzję światowych linii amerykańskich transoceanicznych i transkontynentalnych PANAM i TWA, co da potencjał 300 liniowców na sieci połączeń o długości 200 tysięcy kilometrów.

Na tym miejscu należy wspomnieć, że również przedsiębiorstwa krajów socjalistycznych dla polepszenia ekonomiki lotnictwa komunikacyjnego utworzyły w 1961 r. tzw. „sześciopool”, w ramach obsługi linii łączących kraje związane umową, co umożliwia podział zysków między kontrahentów.

Na regularnych liniach lotniczych całego świata dokonuje się w ciągu doby 150 tys. lotów statków powietrznych, należących do przedsiębiorstw — członków

* Natomiast ponownie obniżył ceny — nie należący do ICAO — „Aeroflot”, tak, że obecnie podróż samolotem kosztuje w Zw. Radz. prawie tyle, co w wagonie sypialnym po ciągu pośpiecznego.

IATA, co stanowi około 6250 przelotów na godzinę, za 104 na minutę. A statystyka ruchu na ziemi? Najruchliwszy port lotniczy świata obsługuje nowojorskie lotnisko Idlewild. W porcie tym przepływa około 40 pasażerów na minutę.

Aby zobrazować stan lotnictwa komunikacyjnego krajów socjalistycznych, należących do Stowarzyszenia IATA podana jest poniżej tabela z odpowiednimi danymi wraz z charakterystyką (dla porównania) kilku znanych w Polsce tworzystw lotniczych.

Zamieszczone w tabeli dane odnoszą się do stanu z sierpnia 1962 r., przy czym dane eksploatacyjne podano z 1961 r. Można nadmienić, że przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej 98 państw — członków ICAO — w ub. r. przewiozły o 11% więcej pasażerów niż w 1961 r. (tj. 123 miliony, podczas gdy „Aeroflot” — 27 mln.), zaś przewozy towarowe wzrosły o 19%. PLL „Lot” uzyskały w okresie listopad — grudzień ub. r. zamówione samoloty turbośmigłowe Vickers Viscount — 804. Są to jednostki o prędkości podróży ponad 500 km/h, na 56 pasażerów (w tym 12 w pierwszej klasie) oraz 4 osoby załogi.

Samoloty te obsługiwać będą linie zachodnioeuropejskie. Zwiększony park lotniczy pozwoli PLL „Lot” wejść na pierwszą klasę pozaeuropejską: Warszawa — Wiedeń — Ateny — Kair — Bagdad — Kabul (lub Karachi) — New Delhi. Sieć komunikacji „Lotu” rozszerzy się o połączenia do Sztokholmu i Helsinek oraz o bezpośrednią obsługę Paryża i Rzymu. Długość sieci połączeń PLL „Lot” osiągnie 20 000 km.

A jakie ma być jutro polskich linii lotniczych? W 1965 r. przewiduje się 3-krotny wzrost przewozów w milionach tonokilometrów — w porównaniu z cyfrą statystyczną 1960 r. (tzn. około 30 mln t.-km), ilość pasażerów wzrośnie w tym czasie 2-krotnie (do 350 tys.). Dalsze dziesięciolecie przynieść powinno odpowiednio wzrost 12- i 7-krotny. To będą już cyfry duże i jest nadzieja, że zmienią lokate PLL „Lot” w tabeli przewozów międzynarodowych członków IATA z 43-ciego — na znacznie wyższe miejsce.

Jednak jest pewnikiem niezbitym, że lata następne trzeba spotkać z nowymi liniami, nowoczesnym sprzętem, wyszkolonym personelem oraz niezbędną organizacją portów i osłony lotniczej.

Dałac wycinek stanu światowej komunikacji lotniczej warto poświęcić parę zdań aspektom bezpieczeństwa przewozów powietrznych.

Sięgnijmy początkowo do starszych statystyk linii lotniczych Stanów Zjednoczonych. Dane ujęto w tabelce 2:

Tabela 2

Rok	Przewieziono pasażerów mln	Przeleciało kilometry mln	Ilość wypadków lotniczych	Wypadek lotniczy po przelecie średnio mln km	Zginęło osób	Jeden zabity na liczbę pasażerów
1950	19	732,8	1156	0,5	1510	13 500
1955	41,4	1213,5	1446	0,8	1495	23 000
1958	52,7	1516,6	1511	1,0	1500	23 700

Przytoczone liczby wskazują na trzykrotne zwiększenie się bezpieczeństwa — w ciągu dziesięciolecia — w amerykańskim lotnictwie komunikacyjnym.

A jak bezpieczeństwo to przedstawia się w porównaniu z innymi środkami lokomocji? Korzystając również z danych USA, podajemy dane w zastosowaniu do statystyki ilości pasażerów i przebytych odległości. Liczby te z dostateczną ekspresją mówią same za siebie.

Biuro Statystyczne Organizacji Narodów Zjednoczonych stwierdza, że w 1961 r. jeden zabity przypadł na 100 000 pasażerów, lub ujmując inaczej — 0,27 śmierci

Tabela 3

Rok	Liczba osób zabitych w wypadkach:		
	lotniczych (na 100 milionów pasażeromil)	samocho-dowych (na 100 milionów samochodomil)	kolejowych (na 100 milionów pasażeromil)
1950	1,1	7,6	11
1955	0,8	6,4	10
1958	0,4	5,6	9,9

telnym wypadków na 100 000 godzin lotu. Statystyka ta wskazuje, że bezpieczeństwo lotów jest obecnie przeciętnie 3-krotnie wyższe niż w Stanach Zjednoczonych w 1958 r.

W 1961 r. zdarzyło się na świecie 31 katastrof samolotów pasażerskich, w których zginęło 1258 osób. W 1962 r. wydarzyło się w lotnictwie komunikacyjnym 56 katastrof, w których straciły życie 1454 osoby (1218 pasażerów i 236 członków załogi; 488 zginęło w szczątkach 5 Boeingów — 707).

W I kwartale 1963 zanotowano 5 katastrof lotniczych i 4 ofiary śmiertelne (dla porównania w tymże okresie ub. r. było 8 wypadków i 206 zabitych).

Choć procentowa ilość ofiar zmniejsza się z roku na rok, to jednak statystyka ocenia dziś straty w zabitych pasażerach średnio na 1200 osób rocznie. Czasami jednak — nieszczęśliwym zbiegiem okoliczności — ilość ofiar nasila się do cyfr wstrząsających. Przez pierwsze siedem miesięcy 1962 r. zginęło w katastrofach lotniczych 900 osób. Przeszło 500 osób znalazło śmierć w szczątkach pięciu wielkich odrzutowców pasażerskich, tylko w ciągu 5 fatalnych tygodni ub. r. rozbiły się dwa samoloty typu Boeing-707 i jeden Douglas DC-8, powodując śmierć 338 osób. Odrzutowce te uważano za najbezpieczniejsze ze wszystkich wprowadzonych w ostatnim dziesięcioleciu typów samolotów pasażerskich (Boeingów 707 wyprodukowano ponad 300 dla 26 towarzystw lotniczych; przewiozły one blisko 28 mln pasażerów i w każdej sekundzie dnia i nocy znajduje się w powietrzu 100 samolotów tego typu).

Połowa wszystkich katastrof zdarza się w czasie startu lub lądowania.

Samoloty odrzutowe zabierają więcej pasażerów niż tłokowe, ponieważ zaś mają większą prędkość przy starcie i lądowaniu — przeto liczba śmiertelnych wypadków w przeliczeniu na pasażerokilometry jest wyższa dla odrzutowców niż dla samolotów z silnikami tłokowymi. Stosunek sięga prawie 2:1.

Mimo szeregu tragicznych katastrof, które miały miejsce w 1962 r., rejestruje się poprawę wskaźników bezpieczeństwa samolotów odrzutowych.

Jeśli jeszcze w 1959/60 r. katastrofa zdarzała się przeciętnie raz na 100 tys. godzin lotu, to obecnie przypada średnio na 140 tys. godzin lotu.

Nie wszystkie katastrofy ostatniego okresu spowodowane były przyczynami wykraczającymi poza tak zwane możliwości ludzkiej kontroli. Istnieje przekonanie, że

można by dużo więcej działać w kierunku ograniczenia naturalnych niebezpieczeństw podróży lotniczych.

Zdaniem ekspertów przyczyny są zbyt różnorodne, aby można było wnioskować o mankamentach konstrukcyjnym czy technicznym odrzutowców.

Brytyjski „Economist”, przeprowadzając analizę niebezpieczeństwa w powietrzu, dochodzi do wniosku, że najstarszym elementem lotniczej komunikacji jest człowiek. Tygodnik nie kwestionuje wysokich, wciąż jeszcze rosnących umiejętności pilotów. Również postępy techniki lotniczej są ogromne. Jednak nowe typy samolotów pojawiają się tak szybko, że nie nadąża za nimi przebudowa i unowocześnianie światowych lotnisk. Nie bez przyczyny też piloci skarżą się na niedostateczne przygotowanie wielu lotnisk dla odrzutowców.

Konstruktorzy nie zwracają dostatecznej uwagi na ograniczone zdolności percepcji pilota, który nie może ogarnąć wzrokiem setek zegarów i wskaźników. O wiele więcej uwagi poświęca się wygodzie pasażerów i reklamie aniżeli pracy pilota, od którego zależy przecież bezpieczeństwo pasażerów.

Eksperti wskazują również na pewien stały czynnik wszystkich katastrof. Stwierdzono, że niezwykle wysoki udział mają w katastrofach lotniczych samoloty „czarterowane”, pozarozkładowe. Samoloty te przewożą jedynie 5 proc. ogółu pasażerów. Okazało się jednak, że 40 proc. zabitych w katastrofach lotniczych w 1961 r. — to pasażerowie samolotów pozarozkładowych.

Przyczyny — piloci samolotów pozarozkładowych nie mają dostatecznej znajomości trasy, inspekcje techniczne przed lotem czarterowym nie są zbyt dokładne. W lotach tych stosuje się najczęściej samoloty starszych typów, które już niejedno przeszły.

Gdy się czyta o wypadkach lotniczych, o śmiertelnych ofiarach, o kosztach, które pociągają katastrofy (wartość samolotów zniszczonych tylko w okresie wspomnianych wyżej 7 miesięcy 1962 r. — wynosiła ponad 100 mln dolarów), dochodzi się do wniosku, że znacznie lepszą reklamą niż najbardziej czarująca obsługa, o której wciąż zapewniają twórcy lotnicze — byłoby usunięcie potencjalnych przyczyn wypadków lotniczych, które niejednokrotnie dobrze znane są załodze samolotów, lecz przez kierownictwa przedsiębiorstw traktowane jako mało ważne, kłopotliwe i pociągające zbędne wydatki. O takich potencjalnych przyczynach pisaliśmy w Technice Lotniczej w ubiegłym roku (zesz. 1/62).

PRASA TECHNICZNA

**podnosi wasze kwalifikacje zawodowe —
czytajcie i rozpowszechniajcie**

PRASĘ TECHNICZNA

O technicznym resursie sówremiennych samolotów, P. A. Sołomonow; Wojeńizdat, 1962; str. 68, rys. 40, cena 12 kop.

W broszurze podano określenie technicznego resursu samolotu (płatowca) i wytrzymałości statycznej. Dla wyjaśnienia przyczyny powstania zagadnienia „wytrzymałości statycznej” autor rozpatruje pewne szczególne przypadki obciążeń elementów konstrukcyjnych płatowca. Omawia również sposoby określania resursu płatowca oraz rozpatruje zagadnienia kontroli części konstrukcyjnych podczas eksploatacji. Dziełko przeznaczone jest dla pracowników inżynieryjno-technicznych przemysłu oraz dla personelu latającego.

Z.

Konstrukcja letatlielnych aparatów, W. A. Bielskij, J. P. Własow; Oborongiz, 1963; str. 800, liczne rysunki i wykresy, cena 2 rub. 70 kop.

Książka zawiera obszerny materiał z dziedziny konstrukcji i wytrzymałości statków powietrznych różnych typów i przeznaczeń. Podano obliczenia wytrzymałościowe, omówiono twardość, aeroprężystość i powodowane wibracje w poszczególnych częściach statku. Rozpatrzono zagadnienia wpływu aerodynamicznego nagrzewania na wytrzymałość konstrukcji. Książka przeznaczona jest dla personelu inżynieryjno-technicznego przemysłu lotniczego.

Z.

Szablony i objomnaja onastka w samolotostrojenii, S. Leńkow, S. T. Oriłow; Oborongiz, 1963; str. 400, rysunki, cena 1 rub. 45 kop.

W książce opisano metody wykonywania szablonów, wyposażenie do prac na prasach i montażu oraz zastosowanie pomocy przy produkcji i kontroli części lotniczych. Ponadto omówiono oprzązowanie i przybory do robót szablono-płazowych. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów i techników budowy samolotów oraz studentów uczelni lotniczych.

Z.

Dynamika i aerodynamika wiertolota, P. R. Pein (transkrypcja fonetyczna); Oborongiz, 1963; str. 400, rysunki, cena 1 rub. 95 kop.

Jest to przekład z języka angielskiego. Autor w szerokim zakresie zapoznaje z teorią śmigłowca oraz zagadnieniami eksploatacyjnymi. Ponadto podaje aerodynamikę łopaty wirnika, impulsową i wirową teorię wirnika nośnego, dynamikę wirnika z ruchomo zamocowanymi łopatami, wreszcie metodykę aerodynamicznego obliczenia śmigłowca. Rozpatrywane jest również zagadnienie stateczności oraz sterowności śmigłowca, przyziemnego rezonansu, pojawienia się drgań wirnika oraz zapobiegania zjawiskom niepożądanym. W końcowym rozdziale omawia się sposoby określania częstotliwości giętych i skrętnych drgań łopat. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów oraz użytkowników śmigłowców, jak również dla pracowników instytucji badawczych.

Z.

Gazodynamika rozrzedzonych gazów, praca zbiorowa tłumaczona z języka angielskiego; Izd. Inostr., 1963; str. 432, rysunki, cena 2 rub. 10 kop.

Rzeczywistość techniki rakietowej spowodowała intensywne badania zagadnień związanych z dynamiką gazów rozrzedzonych. Dzieło obejmuje prace uczonych i specjalistów w zakresie tej dziedziny nauki. Obejmuje badania i doświadczenia nad przepływem i wymianą ciepłą rozrzedzonych gazów. Omówiono zagadnienie rur próżniowych gazodynamicznych, metody pomiarów fizycznych i urządzenia magnetycznego zawieszania doświadczalnych modeli w rurach. Zapoznano czytelników z teoretycznymi zasadami badania zjawisk gazodynamicznych oraz metodami obliczeń. Książka przeznaczona jest dla naukowców i inżynierów, specjalistów w zakresie techniki rakietowej.

Z.

Aparatura i metody izmerienii pri ispytaniach rakiet, A. W. Kantor; Oborongiz, 1963; str. 560, rysunki, cena 1 rub. 95 kop.

Książka poświęcona jest pomiarom przy stoiskowych i lotnych badaniach rakiet. Obszernie omówiono metody pomiarowe oraz odnośną aparaturę. Podano liczne rysunki przyrządów

i objaśniono sposoby przygotowania i wykorzystania wyników pomiarów. Zapoznając z systemami maszyn analogowych, równocześnie wyjaśniono metody autopatyzacji przy opracowywaniu materiału obliczeniowego. Książka przeznaczona jest dla inżynieryjno-technicznego personelu instytucji badawczych.

Z.

Uprawlenie palotom kosmiczieskich aparatów, tłumaczenie z jęz. angielskiego; Izd. Inostr., 1963; str. 400, ilustracje, cena 1 rub. 95 kop.

Książkę poświęcono dwóm ważnym zagadnieniom, które należy zdecydować przy projektowaniu sputników i rakiet międzyplanetarnych. Są to: kierowanie lotem i położeniem pojazdu wyniesionego w przestrzeń kosmiczną za pomocą automatycznej aparatury znajdującej się na pokładzie pojazdu oraz kierowanie ruchem statku kosmicznego z ziemi i mierzenie krzywej lotu. Książka obejmuje prace znanych specjalistów opublikowane w amerykańskiej prasie technicznej w okresie ostatnich lat. Przeznaczona dla inżynierów i naukowców z dziedziny budowy pojazdów kosmicznych.

Z.

Paloty w kosmos, N. Suszkow; Wojeńizdat, 1963; str. 96, cena 18 kop.

Broszura poświęcona jest technicznym problemom lotów kosmicznych. Szczegółowo omówiono zasady konstrukcji silników rakietowych, zapoznano czytelników z pierwszą, drugą i trzecią prędkością kosmiczną oraz sposobami ich uzyskania. Omówiono zagadnienia: nieważkości, meteorytów i kosmicznej radiacji; opisano skafander kosmiczny, metody łączności, kierowania statkiem oraz bezpiecznego przyziemienia.

Z.

Progress in the Astronautical Science, praca zbiorowa; North-Holland Publishing Comp., Amsterdam 1963; dzieło liczy 400 stron formatu 150 × 225 mm, zawiera 12 tablic i 100 ilustracji; cena £ 4.06 (43 Gld.).

Praca wydana przy konsultacji uczonych ze Szwecji, USA, W. Brytanii i Zw. Radzieckiego (prof. Siedow z Moskwy) zawiera materiały, obejmujące wszystkie kierunki i zagadnienia związane z astronautyką. Obejmuje ona nowości techniki tej dziedziny, lecz również zapoznaje z nowymi ideami i projektami. „Progress in the Astronautical Science” zawierając wiedzę fizyczną, technologiczną i konstrukcyjną, traktuje również o biologii i medycynie kosmicznej. Dla bliższego zapoznania z charakterem dzieła przytaczamy — w skrócie — tematykę I tomu: właściwości atmosfery poznane przy pomocy satelitów; fizyczne własności jonosfery; zastosowanie zjawiska Dopplera z użyciem satelitów dla geodezji, nawigacji i geofizyki w obrębie systemu planetarnego; optymalna trajektoria rakiety i jej pomiar; właściwości powierzchni księżyca; właściwości atmosfery oraz powierzchni Marsa i Wenus; cechy biologiczne lotów kosmicznych.

Z.

Rocket Propulsion, M. Barrère, A. Jaumotte i in.; Elsevier Publishing Comp., Amsterdam 1963; str. 846 formatu 150 × 225 mm, tablic 71, ilustracji 375, cena £ 6.15.

W pracy (z przedmową Karmana) omówiono zasady i elementy napędów rakietowych, teorię dyszy i podstawowych parametrów, zagadnienia aero-termochemiczne spalania, stałe i płynne paliwa, konstrukcję rakiet na obydwu środki napędowe. Ponadto zapoznano czytelników z eksperymentalną techniką rakietową oraz podano problemy związane z osiągnięciami rakiet i wreszcie naświetlono liczne metody polepszenia działania rakiet.

Z.

Missiles and the Revolution in Warfare. Nels A. Parson Jr.; Harvard University Press, Cambridge, Massachusetts, 1962; str. 245, ilustracje, cena zł 172,50 (Wzorcownia PAN).

Książka poprzedzona słowem wstępnym Wehrnhera von Brauna (dyrektora Ośrodka Lotów Kosmicznych w Huntsville). Po obszernym wprowadzeniu w systematykę różnego rodzaju nowoczesnych pocisków — autor daje przegląd ewolucji techniki rakietowej od czasu legendarnego Wan-Hu do epoki von Brauna. Poprzez teorię lotu pocisków oraz rodzaje napędów autor przechodzi do zagadnienia ciężaru „użytecznego”

oraz rodzajów broni rakietowej. Omawia więc kolejno typy rakiet kontrolujących ląd, morza, służących do ataku i obrony na ziemi oraz wojny w przestrzeni kosmicznej. Książka kończy się rozdziałem traktującym o pokojowym zastosowaniu rakiet i podróżach międzyplanetarnych oraz terminarzem, zawierającym epokowe zdarzenia — z okazji XXV-lecia (1935—1960) rozwoju techniki rakietowej.

Z.

Materiały VI Symposium „Ballistic Missile and Aerospace Technology”, które odbyło się w Los Angeles w 1961 r., obecnie zostały wydane w 4 tomach przez Morrow, Ely i Smith, nakładem Academic Press w Nowym Jorku i Londynie.

Poszczególne tomy poświęcone są następującym zagadnieniom: I. Konstrukcje i problemy pewności; II. Rakiety balistyczne i elektronika kosmiczna; III. Napędy, wiedza o przestrzeni kosmicznej i wykorzystanie przestrzeni; IV. Problem powrotu.

Ceny tomów wynoszą odpowiednio: zł 240.—, zł 270.—, zł 270.—, i zł 150.—. (Wzorewnia PAN).

Z.

Sir George Cayleys Aeronautics 1796—1855, na podstawie materiałów Science Museum opracował Ch. Gibbs-Smith; Her Majesty's Stationery Office, Londyn 1962; str. 269, reprodukcje projektów Cayleya; cena zł 126.— (Wzorewnia PAN).

Fascynujące studium dla zbieracza przyczynków do ewolucji myśli lotniczej. Wzruszające projekty i szkice angielskiego odpowiednika Leonardo da Vinci XIX wieku.

Z.

Postęp techniczny w przemyśle elektromaszynowym, Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1962; str. 139, cena 10 zł.

Jako autorzy tej ciekawej, o unikalnej treści broszury występują Zarządy Główne SIMP i Zw. Zaw. Metalowców.

Przewodniczący Zarządu Głównego Zw. Zaw. Met., J. Kasprowicz, omówił we wstępie współpracę i twórczą inicjatywę robotników, techników i inżynierów przemysłu elektromaszynowego. Racjonalizacja i wynalazczość pracownicza spełniają wielką rolę w akcji szerzenia i wdrażania postępu technicznego i prawdy te muszą dotrzeć zarówno do administracji przemysłu i związków zawodowych, jak również do organów samorządu robotniczego i stowarzyszeń naukowo-technicznych.

Omawiana broszura zawiera obszernie streszczenie referatu wiceministra przemysłu ciężkiego, inż. Z. Keha, na temat zadań przemysłu maszynowego na odcinku postępu technicznego, artykuł sekretarza ZZM i członka prezydium ZG SIMP, inż. T. Wnukowskiego o zadaniach aktywu związkowego, stowarzyszeniowego i KTiR w drugim etapie prac nad usprawnieniami w zakładach przemysłu maszynowego, artykuł sekretarza generalnego SIMP, inż. R. Gdulewskiego na temat prac Komisji Postępu Technicznego, Racjonalizacji i Wynalazczości ZZM i SIMP, artykuł sekretarza ZZM, K. Czerwińskiego na temat regulacji norm i płac oraz szereg innych wypowiedzi w sprawach aktualnych dla świata technicznego (bhp, formy pracy Klubów TiR w przodujących zakładach itp.). W broszurze zamieszczono również pełny tekst nowego prawa wynalazczego (omówiono zmiany wprowadzone tą ustawą) oraz Uchwałę Zarządów Głównych ZZM, SIMP, STOP i SEP w sprawie zasad i kierunków współdziałania.

Z.

Ukazał się 13 tom **Prac Instytutu Maszyn Przepływowych PAN**, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Warszawa—Poznań 1963; str. 198, fotogr., wykresy, cena 39 zł.

Książka obejmuje następujące prace:

- O pewnym przypadku znacznej przelotności palisady łopatek kierowniczych, J. Krzyżanowski, B. Weigle (wyniki badań przepływu przez palisady łopatek turbinowych);
- O dużej reakcyjności z przekroczeniem prędkości dźwięku, J. Śmigieński, A. Żabicki, J. Dudzisz;
- Zagadnienie krzepnięcia cieczy na grubej chłodniczej płycie, J. Madejski;
- Drgania stacjonarne układów liniowo-sprężystych o skończonej ilości stopni swobody i ograniczonym brzegu zwilżenia, J. Więckowski;
- Stateczność dynamiczna pręta na dwu podporach, obciążonego siłą osiową i momentem skręcającym, J. Kowalik;
- Analiza rezonansu przejściowego jednomasowego układu sprężystego i jej zastosowanie do teorii wibroizolacji maszyn wirnikowych (cz. I), J. A. Goliński.

Z.

Eksploatacja lotniczych przyrządów pokładowych, J. Lipski; Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1963; str. 227, liczne rysunki, schematy, tablice, cena 18 zł.

Do wydanych uprzednio książek tegoż autora, obejmujących osprzęt lotniczy (Lotnicza aparatura tlenowa i urządzenia hydrauliczne i pneumatyczne samolotów) przybyła nowa pozycja. Autor omawia poszczególne rodzaje przyrządów i ich instalacje, kładąc główny nacisk na eksploatację tzn. montaż, regulację, sprawdzanie, magazynowanie, transport, zabudowę na samolocie i remont. Na początku dzieła podano zasady klasyfikacji i zanalizowano błędy wskazań przyrządów oraz omówiono sposoby opakowania i przechowywania. Na końcu książki zamieszczono tablice techniczne stosowane przy sprawdzeniu lotniczych przyrządów pokładowych. Książka — starannie opracowana i wydana — przeznaczona jest dla mechaników, techników i inżynierów lotniczych, pilotów i instruktorów lotnictwa sportowego oraz personelu naziemnego i latającego PLL „Lot”.

Z.

Spadachrony, T. Malinowski; Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1963; str. 488, ponad 200 ilustracji, cena 35 zł.

Jest to praca wyczerpująca temat w sposób encyklopedyczny. Informuje o twórcach i wytwórniach spadochronów, podaje zastosowanie spadochronów w nauce, technice, gospodarce i dla celów wojskowych. Zapoznaje czytelników z konstrukcją spadochronów osobowych, towarowych i specjalnych. Omawia postęp w zakresie foteli wyrzucanych oraz problem ludzi-ptaków. Podaje wreszcie rozwój spadochroniarstwa w Polsce.

Książka Malinowskiego będzie wysoce przydatna dla szkoleń i instruktorów spadochronowych, zaś dla miłośników lotnictwa stanowić będzie ciekawą i pożyteczną lekturę.

Z.

Czy latanie jest bezpieczne, J. Kopacz i S. Krakowski; Wyd. MON, Warszawa 1964; str. 205, rys. 87, cena 11 zł.

Jest to książka popularnotekniczna z serii „Sowy”. Po zapoznaniu ze statystyką, autorzy analizują przyczyny wypadków lotniczych, po czym kolejno omawiają sposoby zabezpieczenia sprzętu i załogi, lądowanie w specyficznych warunkach i wreszcie zagadnienie opuszczania statków latających.

Z.

O narodzinach lotnictwa polskiego, Cz. Zbierański; New York; str. 132, fotografic.

Teraz dopiero wpadła nam w ręce ta broszura wydana przez autora w 1958 r. Jest to rarytas dla bibliofilów i historyków lotnictwa. Autor, który ostatnio ofiarował krajowi swój zbiór książek, postawił sobie za cel oddzielenie legendy od prawdy i wyjaśnienie, kto zbudował w Polsce pierwszy samolot.

Z.

Ukazały się dwie pozycje poświęcone tworzywom sztucznym. Ponieważ literatura ta może być wykorzystana przez konstruktorów i technologów lotniczych przeto wymieniamy ją poniżej:

- **Laminaty termoutwardzalne**, J. Brzeziński; W. N. T. 1963, str. 200, liczne rysunki, tabele, schematy, cena 36 zł — Książka m. in. omawia tematy następujące: wykonywanie impregnacji (aparatura i proces), prasowanie i obróbka laminatów, własności i metody badania laminatów.
- **Tworzywa sztuczne, przeróbka i spawanie**, Werner Schröder; W. N. T. 1963, str. 555 (małego formatu), cena 45 zł.— Jest to encyklopedyczne dziełko, tłumaczone z V wydania niemieckiego. Zawiera 431 rysunków i liczne tablice. Prócz obróbki mechanicznej, formowania i spawania, omawia klejenie różnych tworzyw sztucznych.
- Dla wygody czytelników wymieniamy również tytuły z tej dziedziny dawniej wydane przez W. N. T.:
- **Tworzywa sztuczne wzmocnione włóknem szklanym**, J. Łoziński (zł 38),
- **Powłoki z tworzyw sztucznych**, Z. Kowalski (zł 25),
- **Nowoczesne metody przetwórstwa tworzyw sztucznych**, M. Irzyk (zł 38),
- **Wytłaczanie tworzyw sztucznych**, K. Wróbel, J. Łuczaj (zł 40),
- **Formowanie próżniowe tworzyw sztucznych**, W. Eichler (zł 15),
- **Tworzywa sztuczne w elektrotechnice**, T. Sulima i in. (zł 38),
- **Żywice syntetyczne**, A. J. Łazariew, M. F. Sorokin (zł 58),
- **Żywice epoksydowe**, Z. Brojer (zł 35),
- **Kleje naturalne i syntetyczne**, A. Siemiaszko, S. Porejko (zł 41).

Z.

Osobienności pilotowania reaktywnych samolotów; Izd. DOSAAF, Moskwa 1962; str. 196, schematy, wykresy, cena 30 kop.

W broszurze omówiono aktualne dla samolotów odrzutowych zagadnienia: startu, wznoszenia, lotu na dużych prędkościach i wysokościach oraz zasięgu. W oddzielnych rozdziałach omówiono pilotaż, zagadnienia korkociągu, podchodzenie do lądowania i przyziemienie. Część końcowa poświęcona jest przypadkom szczególnym sterowania samolotu odrzutowego, jak np. stosowania urządzeń siłowych, przechodzenia ze sterowania hydraulicznego na ręczne i in. Książka przeznaczona jest dla personelu latającego, instruktorów oraz pracowników inżynierjno-technicznych lotnictwa.

Z.

Wiedzenie w mechanice uprawiającego pilota, M. Z. Litwin-Siedoj; Gos. Izdat. „Wytiszaja szkoła”, Moskwa 1962; str. 211, wykresy, tabele, cena 39 kop.

Książka omawia matematyczne zasady własności mechanicznych samolotu, jako obiektu kierowanego, i metody ustalenia prawideł automatycznego kierowania przy zachowaniu dopuszczalnych odchyłeń od zaprogramowanego ruchu. Książka zawiera materiał kursu (w 5 tematycznych częściach i 19 rozdziałach) dla wyższych szkół o kierunkach fizyko-matematycznym i fizyko-technicznym, lecz stanowi również wartościową pozycję dla inżynierów obliczeniowców i naukowców, przeprowadzających badania w zakresie techniki samolotowej i raketowej. Na końcu książki zestawiono obfita literaturę, dotyczącą omawianych zagadnień.

Radiotechniczne środki nawigacji letatelnich aparatów, G. P. Astafiew, W. S. Szeszajewicz, A. Jurkow; Wyd. Sowietskoe Radio, Moskwa 1962; str. 963, liczne wykresy i tabele. (Wzorcownia PAN).

W książce omówiono założenia i podstawy teoretyczne nowoczesnych środków łączności, stosowanych w różnych typach sprzętu latającego. Rozpatrzono zagadnienia faz, amplitud itp. urządzeń i systemów radionawigacyjnych. Zapoznano czytelników z automatycznym pomiarem położenia, poddano analizie błędy wynikające z rodzajów urządzeń i geometrii rozchodzenia się fal radiowych.

W książce omówiono również sposoby wykorzystania poszczególnych urządzeń radionawigacyjnych dla realizacji rozlicznych zadań z dziedziny kierowania samolotem, namiaru parametrów napędu rakiet, sztucznych satelitów ziemi i statków kosmicznych.

Dzieło przeznaczone jest dla pracowników inżynierskich łączności lotniczej oraz studentów wyższych uczelni specjalistycznych.

Konstrukcja stacjonarnych gazoturbiniowych urządzeń, G. J. Mojsiejew, L. Z. Miejerow; Gosud. Energiel. Izdat., Moskwa 1962; str. 209, rysunki konstr., cena 18,50 zł. (Wzorcownia PAN).

Książka obejmuje przegląd osiągnięć zagranicznych w zakresie konstrukcji stacjonarnych turbin gazowych. Po ogólnym scharakteryzowaniu stanu zagranicznego budownictwa turbin, autorzy omawiają kolejno konstrukcje angielskie (Blackburn, Vickers, Bristol itd.), USA, szwajcarskie, niemieckie, czeskie, polskie i in. krajów.

Z.

Impuls reaktywnej siły porochowych rakiet, B. Zieldowicz, M. Riwin i in.; Gosud. Naucz.-Tiechn. Izdat. Oborongiz, Moskwa 1963; str. 190, schematy, cena 9,60 zł.

Książka podaje termodynamiczną teorię obliczania ciągu rakiet porochowych. Omówiono zagadnienia termodynamiki i pomiaru reakcji. Rozpatrzono zagadnienie przebiegu zapłonu w zależności od rodzaju prochu, rozrutu w wynikach działania i sposoby pomiaru rozrutu.

Z żałobnej karty

ŚLAWOMIR MAKARUK

Lotnictwa polskie okryło się żałobą. W kwietniu zginął — pełniąc swój zawód oblatywacza — inż. Sławomir Makaruk. Dobrze Go pamiętamy. Zamiłowany w pracy, rzetelny fachowiec, śmiały pilot doświadczalny. Ta wnikliwość w próbach sprzętu, to szukanie przyczyn bez obawiania się skutków — kazało Mu złożyć młode życie na ołtarzu idei postępu w lotnictwie, w ofierze — dla rozwoju polskich skrzydeł. Niestety — to nie przenośnia. Makaruk zginął, gdyż skrzydło szybowca było zbyt słabe, a zbyt niska wysokość, żeby bezpiecznie wyskoczyć ze spadochronem.

Makaruk kilkakrotnie brał udział w Szybowcowych Mistrzostwach Polski oraz w Krajowych Zawodach Balonowych. W 1957 r. zdobył Szybowcową Odznakę Diamentową i tytuł Mistrza Sportu, zaś w 1961 r. zwyciężył w Międzynarodowych Zawodach Balonowych w Holandii. Od 1954 r. był pilotem doświadczal-

nym Instytutu Lotnictwa, zaś ostatnio — kierownikiem Pracowni Szybowców Zakładu Badań w Locie I. L. Żył 31 lat — wylatał 2000 godzin i Srebrny Krzyż Zasługi.

Na Cmentarz Wojskowy na Powązkach odprowadzili Makaruka do mogiły przyjaciele, przełożeni i przedstawiciele świata lotniczego. Pożegnali we wzruszających słowach: Główny Inspektor Lotnictwa, Prezes Aeroklubu PRL, Dyrektor Instytutu Lotnictwa i Koledzy. Podsekretarz Stanu MPC J. Talma — w imieniu Rady Państwa odznaczył pośmiertnie Sławomira Makaruka Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski.

Dla pracowników Lotnictwa Polskiego Sławomir Makaruk pozostanie na zawsze w pamięci, jako przykład inżyniera, wzór pilota i ideał oblatywacza technicznego.

TEODOR KÁRMÁN

Niedawno prasa doniosła, że 6 maja br. zmarł w Akwizgranie w czasie podróży służbowej uczony światowej sławy w zakresie teorii lotnictwa i kosmonautyki — prof. dr Teodor von Kármán.

T. Kármán urodził się w Budapeszcie 11.V.1881 r. Studia odbywał w Królewskim Technicznym Uniwersytecie w Budapeszcie i Uniwersytecie w Getyndze. Już jako student zwrócił na siebie uwagę swymi wybitnymi zdolnościami, które dały mu niezwykle szansę, gdyż mając 28 lat, został w 1909 r. docentem Uniwersytetu w Getyndze, a w 1913 r. profesorem Wyższej Szkoły Technicznej w Aachen i dyrektorem Instytutu Aerodynamicznego. Niezależnie od tego w latach 1922—28 był naukowym doradcą w Zakładach Lotniczych Junkersa.

Atmosfera, która zapanowała w Niemczech, kiedy Hitler zaczął rozwijać swą działalność polityczną, nie odpowiadała poglądom uczonego o wybitnej indywidualności, będącego również zwolennikiem pełnych swobód obywatelskich w każdym społeczeństwie. To też w 1930 r. opuszcza Niemcy i przenosi się do USA, gdzie zostaje profesorem na wydziale lotnictwa i dy-

rektorem Laboratorium Aerodynamicznego Guggenheima w Kalifornijskim Instytucie Technicznym. W 1936 r. uzyskuje obywatelstwo USA. Od 1945 r. był dyrektorem Centrum Badań Naukowych Lotnictwa Wojskowego USA.

Nadzwyczajna wszechstronność umysłu prof. Kármána pozwalała mu zgłębiać różne dziedziny wiedzy; zajmował się fizyką i mechaniką stosowaną, osiągnął wybitne rezultaty w badaniach nad zwiększeniem wytrzymałości konstrukcji lotniczych przy wydatnym zmniejszeniu masy poszczególnych elementów. W ostatnim dwudziestoleciu zajmował się również dziedziną aerodynamiki ponadźwiękowej i pocisków kierowanych.

Prof. Kármán jest autorem licznych prac z zakresu badań hydro- i aerodynamicznych, np. teorii warstwy przyściennej. Powszechnie jest znana tzw. „droga wiorowa Kármána”, polega ona na tym, że w określonych warunkach przepływu wokół bryły w regularnych odstępach czasu odrywają się od niej wiry, spływające na przemian raz z jednej raz z drugiej strony mające przeciwny kierunek obrotu.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK INFORMACJI INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICTWA”

ROCZNIK XIII

WARSZAWA, SIERPIEŃ 1963 r.

ZESZYT 8

SILNIKI LOTNICZE

621.438

ILot

Ohlsson G. O.: Partial-admission turbines. Turbiny o częściowym zasileniu przy założeniu, że czynnik jest niescisły. Określono prędkość, ciśnienie, wydatek przepływu i sprawność w funkcji odległości wzdłuż łuku zasilenia. Wyniki wyjaśniono na drodze rozważań fizycznych oraz przedyskutowano wpływ scisłości. Przesawiona teoria umożliwia określenie sił działających na łopatkę, co jest rzeczą zasadniczą dla zagadnienia ich drgań. Wyniki teoretyczne porównano z doświadczeniami przeprowadzonymi na małych turbinach akcyjnych napędzanych sprężonym powietrzem. Na koniec przedyskutowano zagadnienie wyporu między turbiną o częściowym zasileniu i turbiną o bardzo krótkich łopatkach.

J. Ch.

629.135.423.035.5:621.454

ILot

O'Loughlin J. R., Baltakis F. P.: A similitude of fuel spray distortion in blade tip combustors. Badanie za pomocą metod podobieństwa zniekształcenia strumienia paliwa w silnikach umieszczonych na wirniku. J. Amer. Helic. Soc., 1962, t. 7, nr 4, s. 13—18, rys. 16, ods. 4.

W czasie prób silnika strumieniowego umieszczonego na łopatkach wirnika okazało się, że jego osiągi były znacznie gorsze niż w czasie badań statycznych. Obniżenie osiągnięć wywołane było zniekształceniem strug paliwa, spowodowanym przez siły odśrodkowe i z wynikających stąd: nierównomierność współczynnika nadmiaru powietrza i osadzania paliwa na ściankach. Badanie tych zjawisk w warunkach rzeczywistych jest bardzo trudne. Analiza wymiarowa wykazała, że parametrami rządzącymi ruchem strumienia poddanego przyspieszeniu normalnym są: liczba Reynoldsa oraz liczba Frouda — oparte na średnicy kropli P i prędkości powietrza względem paliwa. Przyspieszenia odśrodkowe działające na strumień otrzymano drogą badania zjawiska w zakrzywionej rurze. Jednorodność rozpylenia badano metodą fotograficzną. Przedstawiona metoda pozwala na łatwe dobranie odpowiedniego układu wtryskowego w przypadku silników pracujących w warunkach dużych i ciągłych przyspieszeń.

J. Ch.

536.46

ILot

Maxworthy T.: On the mechanism of bluff body flame stabilization at low velocities. O mechanizmie ustaleczania płomienia za pomocą ciała nieopływowego przy małych prędkościach. Combustion and Flame, 1962, t. 6, nr 4, s. 233—244, ods. 16.

W uprzednich pracach na temat ustaleczania płomienia laminarnego stwierdzono, że w różnych warunkach front płomienia zostaje zakłócony, tworząc regularne fale o dobrze określonych długościach i prędkościach rozchodzenia się. W artykule opisano doświadczenia wyjaśniające to zjawisko. Stwierdzono, że ruch czoła płomienia wywołany jest oscylacją początku frontu w warstwie przyściennej w śladzie za stabilizatorem. Przedstawiono dane obrazujące zależność częstości oscylacji od prędkości przepływu, stosunku paliwo-powietrze i średnicy statecznika. Przedyskutowano także niektóre ogólne zagadnienia ustaleczania płomienia.

J. Ch.

536.463

ILot

Chitrin L.N.: Diffuzyjny procesy i charakterystyki żarzenia gazowych mieszanin nakalennym ciałem. Procesy dyfuzji i charakterystyki zapłonowe mieszanin gazowych przy zapłonie rozgrzanym ciałem. Inż.-Fiz.-Żurnal, 1963, t. 6, nr 1, s. 19—26, rys. 4, ods. 12.

Właściwości i charakterystyki zapłonu mieszanin gazowych za pomocą rozgrzanego ciała.

Rozpatrzony jest bardziej ogólny przypadek niejednorodnych warunków wymiany, kiedy znaczenia współczynników dyfuzji reagentów i współczynnik wyrównywania temperatury mieszaniny różnią się od siebie. Z rozważań autora wynika, że dla otrzymania prawidłowych charakterystyk zapłonu należy stosować poprawiane wartości dla współczynnika nadmiaru powietrza α , temperatury krytycznej T_k , oraz normanej prędkości płomienia U_H — uwzględniające stosunek współczynników dyfuzji i wyrównywania temperatur. Stosując poprawiane wartości α^* , T^* , U_H^* , można posługiwać się zależnościami wprowadzonymi przy założeniu równości współczynników dyfuzji i współczynnika wyrównywania temperatury

M. D.

536.46

ILot

Salooja K. C.: The Role of combustion promoters. Rola aktywatorów spalania. J. Inst. Petrol., 1962, t. 48, nr 460, s. 119—129, rys. 11, ods. 11.

Zbadano rolę, jaką odgrywają aktywatory drogą określenia ich wpływu na wszystkie przedpłomienne etapy spalania i cha-

rakterystyki zapłonu węglowodorów. Wykazano, że ogólnie rzecz biorąc aktywatory: 1) znacznie obniżają temperaturę, przy której zaczynają się reakcje utleniania; 2) zwiększają obszar wszystkich reakcji przedpłomennych; i 3) obniżają temperaturę zapłonu. Wygaje się także, że aktywatory zwiększają szybkość reakcji. Różne węglowodory różnią się znacznie pod względem podatności na działanie aktywatorów, podobnie występują znaczne różnice we względnej efektywności poszczególnych aktywatorów.

J. Ch.

621.51

ILot

Linnecken H.: Die Berechnung des Axialschubes radialer Verdrühterstufen. Obliczanie sił osiowych działających na wirnik sprężarki odśrodkowej. Konstruktion, 1962, t. 14, z. 11, s. 432—433, rys. 1, ods. 4.

Dotychczasowe metody obliczania sił osiowych, działających na wirnik sprężarki odśrodkowej, są niedoskonałe mimo że od wielkości tych sił zależy głównie właściwe dobranie łożysk sprężarki. W pracy przedstawiono metodę opartą na założeniu, że przyrost entalpii czynnika po stronie tłoczącej jest proporcjonalny do kwadratu prędkości obwodowej. Dla powyższego założenia otrzymano rozkład ciśnienia oraz wielkość siły. Dla dokładnego rozwiązania numerycznego otrzymanej zależności zaproponowano przedstawienie jej w postaci szybkozbieżnego szeregu.

J. Ch.

POCISKI LATAJĄCE

629.136.3:623.419

ILot

Biggs A. G., Cawthorne A. R.: Bloodhound Missile Evaluation. Ocena pocisku Bloodhound. J. Royal Aeronaut. Soc., 1962, t. 66, nr 621, s. 571—585, dysk. 585—587, rys. 17, ods. 11.

Przedstawiono zespół prób i przedsięwzięć niezbędnych dla oceny pocisku ziemia-powietrze „Bloodhound”. Próby obejmują ocenę naukową — określenie osiągnięć pocisku w różnych warunkach, ocenę techniczną — prawidłowość rozwiązań konstrukcyjnych, technologicznych, niezawodność działania, ocenę użytkową — założenia odnośnie obsługi, wyszkolenia personelu urządzeń naziemnych i wszelkiego rodzaju przedsięwzięć związanych z wprowadzeniem pocisku na uzbrojenie. W trakcie powyższych prób przeprowadzono ostrzał 92 pocisków. W pracy opisano zasady planowania poszczególnych prób, wyboru odpowiednich parametrów próby — wysokości i odległości celu, rodzaju celu i jego manewrów oraz urządzenia pomiarowe — układ telemetryczny, kamery umieszczone na ziemi, na pocisku i na celu. Ilość przeprowadzonych prób uznano za stanowczo zbyt małą dla pełnej oceny pocisku, nie można było jednak przeprowadzić szerszych badań ze względu na ogromne koszty. W związku z tym zbudowano model zachowania się pocisku, oparty na matematycznej maszynce analogowej. Opisano szczegóły prowadzenia pomiarów i badań na modelu. Sądząc po wynikach przytoczonych pomiarów zgodność zachowań się pocisku i modelu jest bardzo duża.

J. Ch.

ZBIORNIKI CIŚNIENIOWE

621.595

ILot

Hoffman G. A.: Minimum-weight proportions of pressure-vessel heads. Kształty pokryw zbiorników ciśnieniowych o minimalnym ciężarze. J. Appl. Mech., Trans. of the ASME, Series E, 1962, t. 29, nr 4, s. 662—668, rys. 9, ods. 5.

W pracy określono kształty pokryw cylindrycznych zbiorników ciśnieniowych o minimalnym ciężarze. Zwymiarowano pokrywy spiralno-kuliste, elipsoidalne i typu Biezona o stałej i zmiennej grubości, określono ich ciężary i naprężenia przy założeniu, że objętość obejmowana przez pokrywę i objętość elementów je mocujących jest stała. Otrzymano kilka wysoce korzystnych kształtów pokryw o ciężarze niższym o 11% od ciężaru odpowiednich pokryw półkulistych.

J. Ch.

MATERIAŁY, WŁASNOŚCI I BADANIA

620.178.38

ILot

Tierieszczenko A. F.: Schiema programnowo riegulirowanja temperatury pri dlitielnych ispytnjach zaropocznyh spławow. Schemat programowanego regulowania temperatury przy długotrwałych badaniach żaroodpornych stopów. Zawod. Laboratorija, 1963, t. 29, nr 2, s. 232—234, rys. 3.

Artykuł zawiera elektryczny schemat regulowania wraz z opisem, przy pomocy którego można zbudować urządzenie dla otrzymania stałej temperatury próbki lub temperatury zmieniającej się cyklicznie w czasie.

Według podanego schematu można bez istotnych zmian zastosować istniejące urządzenia do badania pelzania materiałów i do przeprowadzania długotrwałych prób z zadaniem programem zmian temperatury. Program zmian temperatury zadaje się za pomocą przełączników czasowych.

M. D.

Maraging steels. Wysokowytrzymałe stale stabilizowane. Aircr. Prod., 1963, t. 25, nr 3, s. 78—83, tab. 10.

Potrzeby przemysłu lotniczego i raketowego zmusiły technologów do opracowania nowych materiałów. Chodziło o to, ażeby przy bardzo wysokiej wytrzymałości materiały dysponowały jeszcze dostateczną ciągliwością, co pozwala uniknąć pęknięć, a jednocześnie podnosi granicę skrawalności. Omawiane w artykule materiały są stopami niklu i żelaza i posiadają między innymi dodatkową własność niewielkich deformacji przy obróbce cieplnej. W artykule omówiono nowy zabieg „utwardzania” stali oraz podano szereg danych nowych materiałów o najwyższej wytrzymałości, ich składy chemiczne i zachowanie się w procesie „starzenia” oraz cechy technologiczne i obróbcze. A.G.

621.365.3:678

ILOT

Wolowos S. P., Ostriakow I. A., Smirnow W. A., Szelenkow W. M.: Tokoprowadzący polimery jak termosoprotwilnia. Polimery przewodzące prąd jako termoopory. Inż.-Fiz. Ż., 1962, t. 5, nr 9, s. 85—89, tabl. 1, ods. 2.

W związku z możliwością wykorzystania polimerów przewodzących prąd w charakterze elementów układów elektrycznych (np. grzejników) podane są i omówione doświadczalne charakterystyki termoelektryczne niektórych polimerów.

Podano sposób obliczenia obrotu elektrycznego z polimerami jako opornościami i przykładowe obliczenie grzejnika polimericznego. M. D.

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

621.791.736.2:621—52

ILOT

Kaganow N. E.: Automatyzacja kontaktnej elektrowarkarki. Automatyzacja zgrzewania stykowego. Izv. Wyssh. Uczeb. Zawied., Maszynostr., 1962, nr 9, s. 140—144.

Autor omawia stopnie automatyzacji, sposoby jej realizacji, różnice w poszczególnych rozwiązaniach, dostosowanie zgrzewarek do pracy w liniach automatycznych oraz zastosowanie sterowania programowego do tych maszyn.

Szczególnie potraktowano źródła energii do wytwarzania zgrzeiny, sposoby rozwiązań oraz systemy stosowane w mechanizmach podających i dociskowych. A.G.

621.98

ILOT

Magnetic forming. Kształtowanie magnetyczne. Aircr. Prod., 1963, t. 25, nr 3, s. 97—100, rys. 10.

Kształtowanie blach siłami elektromagnetycznymi jest stosunkowo nowym procesem, a urządzenia pracujące z wykorzystaniem tych sił są nieliczne. Opis takiego urządzenia, opracowanego przez firmę amerykańską oraz jego możliwości i przykłady prac wykonanych zamieszczono w omawianym artykule. A. G.

621.921.34

ILOT

Jason H.: Diamond machining. Obróbka diamentem. Aircr. Prod., 1963, t. 25, nr 3, s. 70—72, rys. 4.

Stosowanie diamentów do obróbki jest w technice lotniczej bardzo szerokie. Formy zastosowania są różne. Najczęściej stosuje się w formie tarcz pokrytych drobnymi ziarnami diamentu, przytwierdzonymi spoiwem, względnie w formie cząstek pojedynczych mocowanych na trzonkach noży tokarskich. W artykule omówiono: sposoby pokrywania tarcz, pracę tarcz diamentowych, dobór tarcz, koszty szlifowania, tarcze diamentowe kształtów specjalnych, obrobialność metali, gładkość uzyskiwaną i wreszcie toczenie diamentem. A. G.

621.9.02

ILOT

Ultrasonic in production. Ultradźwięki w produkcji. Aircr. Prod., 1963, t. 25, nr 3, s. 92—96, rys. 14—23.

Jest to druga część artykułu omawiającego zastosowanie ultradźwięków w produkcji. W omawianej części referuje się zastosowanie ultradźwięków do obróbki kruchych materiałów.

Po krótkim omówieniu zasady obróbki ultradźwiękowej, jej fizykalnych podstaw, resztę artykułu poświęcono omówieniu sprzętu służącego do tego celu, obrabiarkom, generatorom stosowanym oraz narzędziom. Wspomniano również o usuwaniu zadziorów i czyszczeniu ultradźwiękowym, ilustrując to przykładami przedmiotów obrabianych. A.G.

621.91.07

ILOT

Zagorodnikow A. Ja.: Puti powyszenija ekonomiceskoj efektiwnosti obrabotki tiel w rasczenija riezaniem. Sposoby podwyższenia ekonomicznej wydajności obróbki skrawaniem dla przedmiotów obrotowych. Izv. Wyssh. Uczeb. Zawied., Maszynostr., 1962, nr 9, s. 20—31, rys. 10, t. 1.

W celu zwiększenia wydajności, podwyższenia dokładności wykonania i gładkości, wprowadzono proces obróbki przedmiotów obrotowych drogą przeciągania współbieżnego.

W artykule przeprowadza się porównanie tej metody z innymi, wielostronowymi i na drodze analizy wykresów i obliczeń udowadnia jego wyższość w odniesieniu do czasu ruchu jałowego, dokładności wykonania przedmiotów itp. Podano jednocześnie opis obrabiarki służącej do wykonywania biegni łożyskowych tą metodą. A.G.

621.9—15

ILOT

Precision slotting. Nacinanie dokładnych rowków. Aircr. Prod., 1963, t. 25, nr 3, s. 86—91, rys. 9.

Nacinanie wąskich rowków, szczególnie o kierunku różnym od promieniowego, stwarza poważne kłopoty, zarówno z uwagi na położenie jak i kształt rowka. W artykule omówiono specjalną obrabiarkę do nacinania rowków, pracującą w cyklu półautomatycznym. Ma ona szczególne zastosowanie do wykonywania elementów wtryskiwaczy, z dokładnością rowków $\pm 0,025$ mm. Pokazano szczegóły konstrukcyjne narzędzia oraz samej obrabiarki z omówieniem dokładności i innych właściwości eksploatacyjnych. A.G.

621.951—52

ILOT

Numerically — controlled drilling. Wiercenie sterowane numerycznie. Aircr. Prod., 1963, t. 25, nr 3, s. 73—77, rys. 6.

Podstawowym zarzutem stawianym przy wprowadzaniu sterowania numerycznego jest wysoki koszt początkowy udoskonalenia konstrukcji i instalacji dla osiągnięcia wysokich do-

kładności w działaniu. Wiertarka Richmond, sterowana taśmą, zrywa z tą tradycją i za pomocą niewielkich kosztów umożliwia osiągnięcie wysokich dokładności i przystosowanie do wymagań produkcji seryjnej. W artykule omówiono ogólny schemat instalacyjny, niektóre szczegóły konstrukcyjne i sposób działania poszczególnych zespołów. A.G.

RADOKOMUNIKACJA LOTNICZA

621.396.933

Mason J. F.: Improved air traffic communication and weather nets planned. Planowana poprawa łączności i sieci meteorologicznej w ruchu lotniczym. Electronics, 1963, t. 36, nr 9, s. 92—94, rys. 4.

Rozwój ruchu lotniczego natrafia na trudności z powodu ograniczonych obecnie możliwości łączności pomiędzy dużą liczbą samolotów a służbą ruchu. Rozważone są przedsięwzięcia usuwające te trudności: wprowadzenie 50 kHz odstępowania między kanałami w 1966 r., automatyzacja ruchu lotniczego, zmiany w organizacji łączności, zastosowanie techniki cyfrowej oraz automatyczne przekazywanie części meldunków z samolotu. Dla poprawy służby meteorologicznej władze lotnictwa amerykańskiego (FAA) opracowały nowy system, wspólny dla lotnictwa cywilnego i wojskowego, oparty na automatycznych stacjach meteorologicznych powiązanych z techniczną i radiową siecią łączności. K.K.

621.391.8:621.396.933

Clemow D. B., Bruce-Clayton E. H.: Long range V.H.F. Air/ /Ground communications. U.K.F. łączność powietrze-ziemia na duże odległości. The Radio & Electronic Engr. J. Brit. I.R.E., 1963, t. 25, nr 1, s. 17—32, rys. 15, tab. 2.

Zarządy ruchu lotniczego i przedsiębiorstw lotniczych rozważają wprowadzenie łączności radiowej na falach ultrakrótkich na duże odległości w miejsce obecnie stosowanej łączności na falach krótkich z powodu wad tej ostatniej. Autor omawia sposób przeprowadzenia prac i osiągnięte wyniki przy pomiarach maksymalnych zasięgów łączności pomiędzy samolotami a ziemią. Pomiar prowadzone były w rejonie Zatoki Perjskiej. Wyniki wskazują, że uzyskane zasięgi znacznie przekraczają horyzont radiowy uważany dotychczas za praktyczną granicę zasięgu. Przez odpowiednie przystosowanie wyposażenia pokładowego i stacji naziemnych można uzyskane zasięgi jeszcze dalej powiększyć. K. K.

WYBRANE ZAGADNIENIA TECHNIKI

536.24:533.6.011.6

Motulewicz W. P.: Turbulentnyj tieplo- i masoobmien na plastinie pri poristom otosie i podacie razlicznych gazow. Turbulentna wymiana ciepła i masy dla płyty z odsysaniem i wydmuchiowaniem gazów przez porowatą powierzchnię płyty. Inż.-Fiz. Żurnal, 1963, t. 6, nr 1, s. 3—13, rys. 4, ods. 13.

Analiza teoretyczna wpływu odsysania i wydmuchiwania różnych gazów na wymianę ciepła i masy na powierzchni płyty, na której tworzy się burzliwa warstwa przysięenna.

Wyniki otrzymane na drodze teoretycznej porównane są z wynikami doświadczalnymi. Dla przepływów poddźwiękowych wyniki teoretyczne zgadzają się z doświadczalnymi z dużą dokładnością. Dla przepływów nadźwiękowych występują odchylenia, które autor tłumaczy małą doskonałością doświadczalnych. M.D.

532.542.2

Asianow S.K.: O granicach stacionarnowo reżima i ustojczivosti laminarnowo tieczenija židkosti w krugloj trubie s ucetom tiempieraturnoj zavisimosti wiazkosti i tieploobmiena. O granicach przepływu ustalonego i stałocności przepływu laminarnego (niezakłóconego) cieczy w rurze o przekroju kołowym z uwzględnieniem zależności lepkości i wymiany ciepła od temperatury. Izv. Wyssh. Uczeb. Zawied., Nieft' i Gaz, 1963, nr 1, s. 77—80, ods. 6.

Rozważania, z których wynika, że uwzględnienie ciepła tarcia i zależności lepkości od temperatury prowadzi do pojawienia się granic istnienia przepływu ustalonego w zagadnieniu Leibenzona, dotyczącym laminarnego przepływu lepkiej cieczy w rurze o przekroju kołowym. Oprócz tego — w wyniku wpływu rozproszenia energii — może pojawić się punkt przegięcia na profilu prędkości, co prowadzi do niestaczejności rozpatrywanego przepływu. M.D.

533.697.4

Pearson H.: The polytropic expansion of air through a convergent nozzle at infinite pressure ratio — an interesting anomaly. Polotropowe rozprężanie powietrza w zbieżnej dyszy przy nieskończonym stosunku ciśnień — interesująca anomalia. Aeron, Quart., 1962, t. 13, cz. 4, s. 301—307, ods. 3.

W uprzednich pracach dokonano analizy wpływu wykładnika politropy na osiągi dysz. W artykule zbadano anomalie występujące przy dyszach zbieżnych z wypływem do próżni. Wykazano, że przy założeniu, iż rozprężanie odbywa się ściśle wg politropy i że gęstość strumienia osiąga wartość graniczną, ciąg jednostkowy (ciąg przypadający na jednostkę masy) wrzasta ze spadającą sprawnością rozprężania — przy pewnych jej wartościach jest wyższy od ciągu otrzymywanego drogą rozprężania izentropowego przy sprawności niższej od 0,2, większy od w ogóle możliwego teoretycznie i osiąga nieskończoność przy zerowej sprawności politropowej. Autor sugeruje, że anomalia wynika albo z założenia, że w każdym warunkach gęstość strumienia osiąga w przekroju najmniejszym maksymalną możliwą wartość albo stąd, że politropowe rozprężanie przy sprawnościach poniżej pewnej wartości jest w ogóle niemożliwe. Być może istnieją jeszcze inne przyczyny niezwykłych wyników. J.Ch.

621.43.038

Vogel W.: Die Nachahmung eines Dieseleinspritzvorgangs auf einem elektronischen Analogrechner. Modelowanie procesu wtrysku paliwa w silniku Diesla za pomocą analogowej maszyny matematycznej. M.T.Z., 1963, t. 24, z. 1, s. 7—13, ods. 4.

Przedstawiono metodę modelowania procesów w układzie wtryskowym silnika Diesla za pomocą małej maszyny analogowej. Opisano zasady modelowania poszczególnych elementów układu, a więc pompy, przewodów i wtryskiwacza z ruchomą iglicą. Podano schemat zastosowanej maszyny oraz metody pracy i sposoby przeprowadzania pomiarów. J. Ch.

wokół tego rodzaju nierówności powierzchniowych jest podobny do obrazu przepływu wokół nierówności punktowych. Na rys. 3.18 przedstawiono współczynniki oporu różnych pasów i rowków ustawionych wzdłużnie i poprzecznie do kierunku lotu. Podane wielkości współczynników oporu są odniesione do powierzchni równoległej do przepływu. W nawiasach umieszczono wielkości współczynnika oporu odniesione do powierzchni czołowej.

W przypadku pokrycia blachą falistą (ułożoną wzdłuż kierunku przepływu), minimalny współczynnik oporu przedstawiony jest w tabeli 3.3.

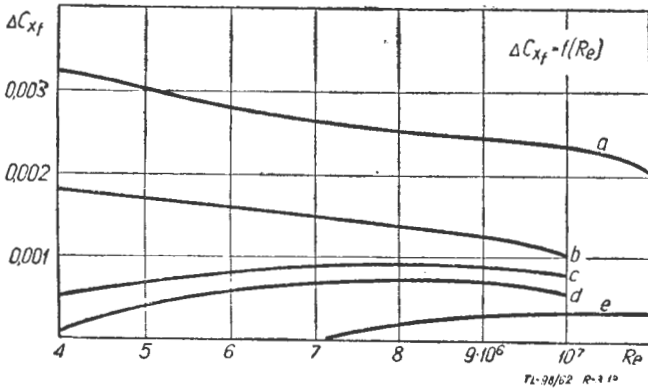
Tabela 3.3.

Rodzaj pokrycia	Powierzchnia gładka	blacha falista	
		rodz. A	rodz. B
wsp. oporu prof. $C_{x_{pmin}}$	0,0036	0,0118	0,0104

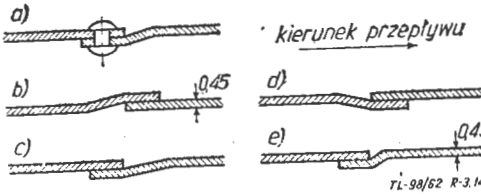
Rodzaj blachy falistej A i B pokazano na rys. 3.16.

d. Opór nierówności powierzchni w przepływie skośnym

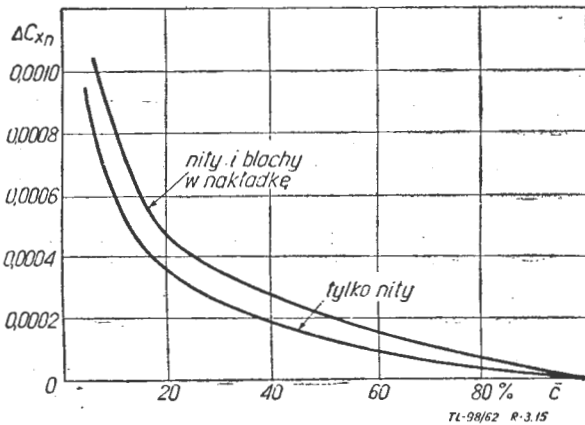
W przepływie poprzecznym ($\beta = 90^\circ$) opór nierówności przedstawionych na rys. 3.18 jest 60 razy większy niż w przepływie wzdłużnym ($\beta = 0^\circ$). W przypadku gdy $0^\circ < \beta < 90^\circ$ opór jest proporcjonalny do $\sin^2 \beta$.



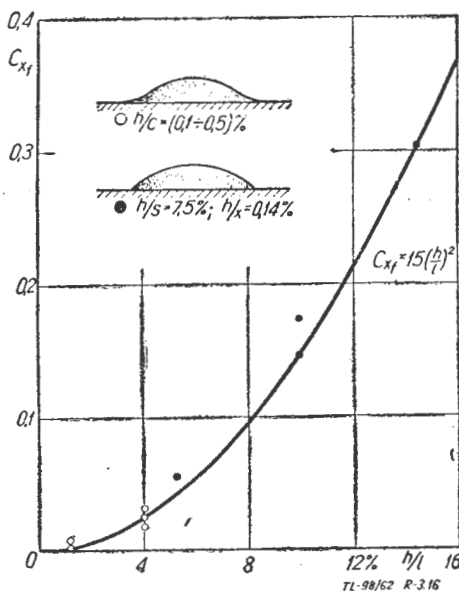
Rys. 3.13. Różne rodzaje połączenia blach w nakładkę



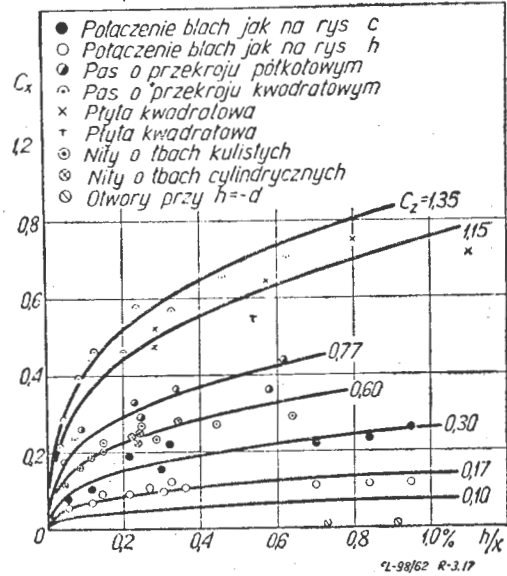
Rys. 3.14. Wpływ liczby Reynoldsa na różne rodzaje połączeń blach



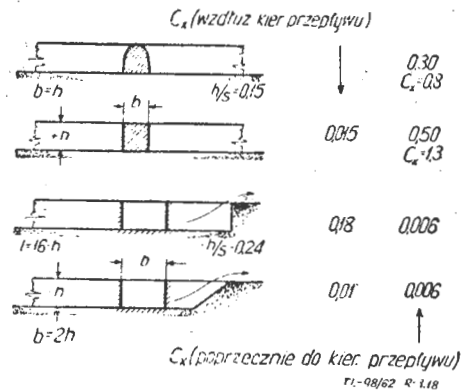
Rys. 3.15. Wpływ położenia (w % cieżuwy) łączenia blach w nakładce



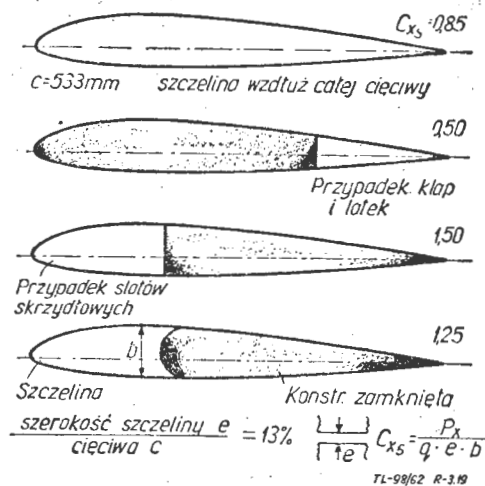
Rys. 3.16. Zależność współczynnika oporu własnego fali od stosunku h/l, gdzie l jest długością fali



Rys. 3.17. Zależność współczynników oporu różnych nierówności powierzchni od stosunku wysokości tych nierówności h do odległości położenia punktu przejścia od krawędzi natarcia



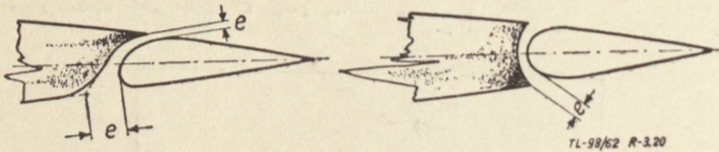
Rys. 3.18. Współczynniki oporu różnych rowków i pasów ustawionych wzdłużnie i poprzecznie do kierunku lotu



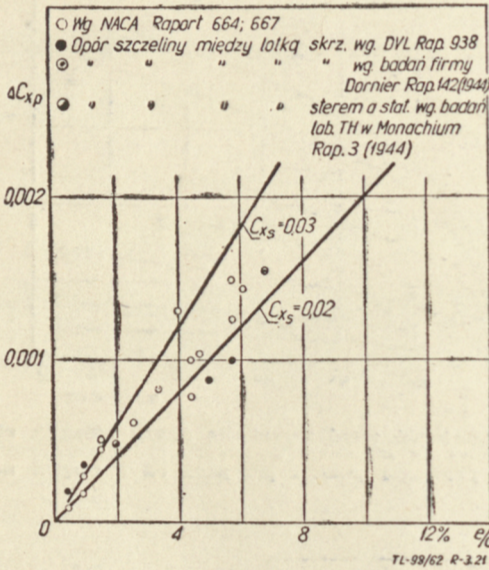
Rys. 3.19. Współczynniki oporu kilku szczelin skrzydłowych (podłużnych)

b. Opór różnego rodzaju otworów i szczelin

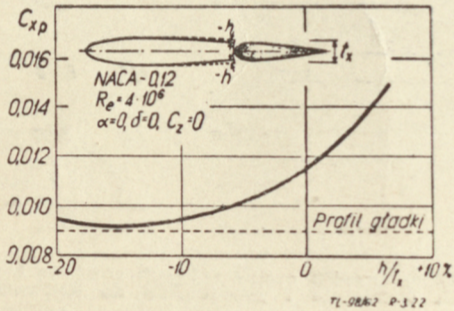
We wstępnych obliczeniach można przyjąć, że przyrost współczynnika oporu spowodowany szczeliną wynosi $C_{xp} = 0,007 \pm 0,0008$. Na rys. 3.19 przedstawiono współczynniki oporu kilku różnych podłużnych szczelin skrzydłowych. Współczynniki oporu odniesiono do powierzchni szczeliny e.b gdzie e jest szerokością szczeliny. W przypadku szczelin między skrzydłem a klapą lub lotką oraz między sterem a statecznikiem trudno jest określić szerokość szczeliny. Na rys. 3.20 pokazano dwie typowe szczeliny oraz określono dla nich szerokość, za pomocą których obliczony został współczynnik oporu przedstawiony dalej. W przypadku szczeliny symetrycznej (jak rys. 3.21b)



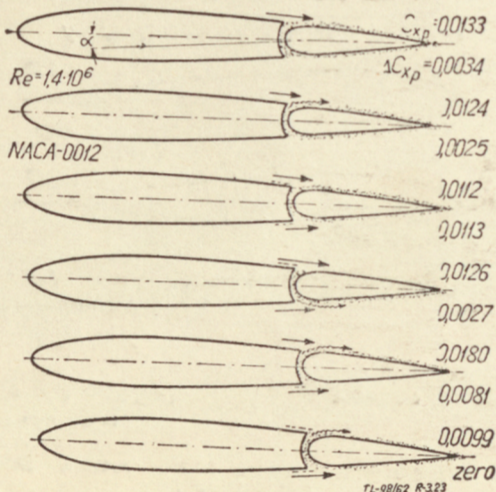
Rys. 3.20. Określenie szerokości dwu typowych szczelin



Rys. 3.21. Badania eksperymentalne wpływu szczelin skrzydło-lotka-klapa oraz statecznik-ster na współczynnik oporu profilowego



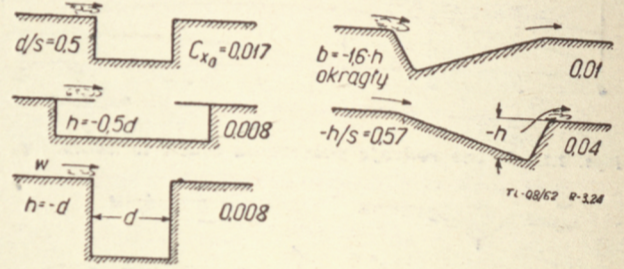
Rys. 3.22. Wpływ kształtu szczeliny między statecznikiem a sterem na opór profilowy statecznika



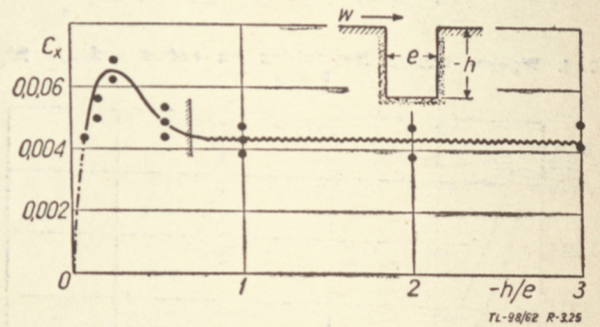
Rys. 3.23. Wpływ warunków przepływu wokół szczeliny na przyrost współczynnika oporu profilowego statecznika

powierzchnię odniesienia określa się jako e.b. W przypadku szczeliny niesymetrycznej (jak rys. 3.21a) powierzchnię odniesienia określa się mnożąc sumę szczeliny dolnej (od spodu profilu) i górnej (od góry profilu) przez b. Badania eksperymentalne wpływu szczelin skrzydło-klapa, lotka lub statecznik-ster na współczynnik oporu profilowego przedstawia rys. 3.21. Określony jest do powierzchni $S = e.b$. Wpływ kształtu szczeliny między statecznikiem a sterem na opór profilowy statecznika przedstawiony jest na rys. 3.22. Wpływ warunków przepływu wokół takiej samej (rys. 3.22) szczeliny na przyrost współczynnika oporu (odniesiony do powierzchni czołowej $\{b \cdot (-h)\}$) jest pokazany na rys. 3.26. Jak wskazuje rys. 3.27 na opór otworków wpływa ukształtowanie ich krawędzi. Wielkości współczynnika oporu są odniesione do powierzchni równoległej do przepływu.

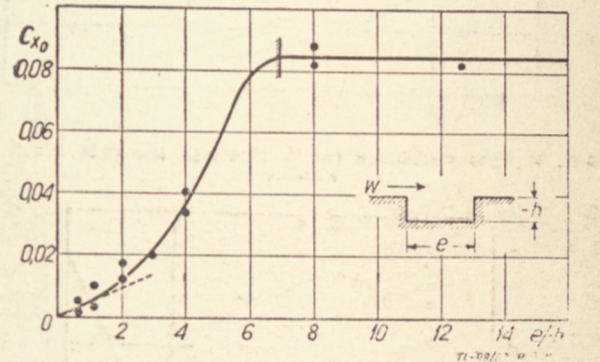
Na rys. 3.23 przedstawiono kilka rodzajów otworów i ich współczynnik oporu, odniesione do powierzchni równoległej do przepływu (s — jest grubością warstwy przysięciennej). Wpływ głębokości szczeliny (przy stałej szerokości) na wielkość współczynnika oporu (odniesionego do powierzchni równoległej do przepływu) przedstawiony jest na rys. 3.25. Wpływ szerokości szczeliny (przy stałej głębokości) na wielkość współczynnika oporu (odniesiony do powierzchni czołowej $\{b \cdot (-h)\}$) jest pokazany na rys. 3.26. Jak wskazuje rys. 3.27 na opór otworków wpływa ukształtowanie ich krawędzi. Wielkości współczynnika oporu są odniesione do powierzchni równoległej do przepływu.



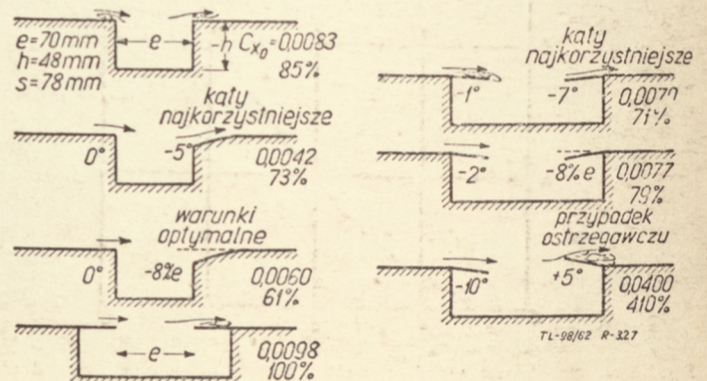
Rys. 3.24. Kilka rodzajów otworów i ich współczynniki oporu



Rys. 3.25. Wpływ głębokości szczeliny (przy stałej szerokości) na wielkość współczynnika oporu



Rys. 3.26. Wpływ szerokości szczeliny (przy stałej głębokości) na wielkość współczynnika oporu



Rys. 3.27. Wpływ ukształtowania krawędzi otworów na ich opór