

TECHNIKA LOTNICZA

**DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH**

MARZEC • 1959 • KWIECIEŃ

TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
W sprawie współpracy w dziele krzewienia kultury technicznej w dziedzinie lotnictwa	33
Z. BRODZKI: Lot statku kosmicznego przez atmosferę	35
J. GEDEON: Pomiar obciążeń podczas startu szybowca za wyciągarką	41
W. BŁOCKI: Określenie najbardziej korzystnej wielkości ciśnienia pracy w hydraulicznych układach lotniczych	46
Ludzie i zdarzenia — W. GIBAŁKA: Polskie myśliwce PZL P-24 produkowane w Turcji	51
J. CZARNY i S. SULIKOWSKI: Uwagi do artykułu inż. H. GONSTOŁA „Kształt i wielkość cyfr oraz znaków skal przyrządów pomiarowych”	54
Przeglądamy usprawnienia	55
Na półkach księgarskich	60
Przegląd dokumentacyjny lotnictwa	63
Pomoce konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — A. WOJCIŃSKI: „Obróbka plastyczna na zimno blaszanych elementów konstrukcji lotniczych”	okł.

Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej”

Obróbka plastyczna na zimno blaszanych elementów konstrukcji lotniczych

Zebrał i opracował inż. Alfons Wojciński

W przemyśle lotniczym jedną z zasadniczych metod wytwarzania elementów samolotu jest obróbka plastyczna blach na zimno.

Produkcję samolotów charakteryzuje przede wszystkim mała i średnioseryjne wytwarzanie elementów. W związku z tym nie należy stosować konwencjonalnych wykrojników i tłoczników, gdyż koszt wytwarzania elementów byłby bardzo wysoki, wręcz nieopłacalny. Oprócz metod obróbki ręcznej, którą stosuje się przy wykonywaniu prototypów i w pracach wykończeniowych, przemysł lotniczy opracował szereg metod wytwarzania elementów maszynowo. Do metod tych należy: gięcie na zagięnkach, wyginanie i kształtowanie

profilów rolkami, obciąganie, tłoczenie na młotach spadowych przy użyciu tłoczników cynkowych i z żywicy sztucznych, wyoblanie (zwylkie i wypylkowe), gięcie i tłoczenie gumą itp. Metody te charakteryzują się małą pracochłonnością wykonania oprzyrządowania i wystarczająco wysoką wydajnością.

Dla pojedynczych operacji lub elementów, które powtarzają się, opłaca się stosować oprzyrządowanie kosztowniejsze — konwencjonalne (np. wykrojniki do otworów ulgowych). Wiąże się to naturalnie z liczbą wytwarzanego sprzętu i czasem przygotowania do produkcji.

A1 Obliczenia przy cięciu i wykrawaniu

Rodzaj pracy	Wzór	Uwagi
I Siła cięcia lub wykrawania		
1 Dla narzędzi do wykrawania otworów	$P = \pi \cdot d \cdot g \cdot \delta_1 \cdot k_6$	d - średnica otworu, mm g - grubość blachy, mm δ ₁ - droga cięcia k ₆ - wytrzymałość na scinanie, kG/mm ²
2 Podczas cięcia	$P = F \cdot \delta_1 \cdot k_6$	F - K - s - pole cięcia, mm ² K - obwód cięcia lub długość linii cięcia, m δ - szerokość przecina-nego przekroju, mm ε - kąt cięcia między ostrzami, zwykle od 0,75° do 12°
3 Podczas cięcia pasów		
a - równoległe krawędzie cięcia	$P = b \cdot g \cdot \delta_1 \cdot k_6$	b - szerokość cięcia, mm g - długość cięcia, mm δ ₁ - droga cięcia, mm k ₆ - wytrzymałość na scinanie, kG/mm ²
b - krawędzie cięcia nachylone pod kątem	$P = 0,5 \frac{g^2}{l} \cdot \delta_1 \cdot k_6$	g - szerokość cięcia, mm l - długość cięcia, mm δ ₁ - droga cięcia, mm k ₆ - wytrzymałość na scinanie, kG/mm ²
4 Wykrawanie stempiem o skośnych powierzchniach	$P = 0,65 F \cdot \delta_1 \cdot k_6$	F - pole cięcia, mm ² δ ₁ - droga cięcia, mm k ₆ - wytrzymałość na scinanie, kG/mm ²
II Praca cięcia	$L = 0,4 - 0,8 R_g \cdot k_3 \cdot m \cdot \frac{1}{\eta} \cdot P \cdot g \cdot k_6 \cdot m$	R _g - średnica koła, mm k ₃ - współczynnik tarcia m - liczba przebiegów
III Dodatek zabezpieczający	20% więcej do P lub L	
IV Siła powrotna	$P_p = \frac{P}{\eta}$	η - sprawność maszyny
V Prędkość cięcia	$V = 1,4 - 4 \text{ m/min}$	
VI Zapotrzebowanie mocy	$N = \frac{P \cdot g}{\eta} = \frac{1}{\eta} \cdot k_6 \cdot m \cdot \text{sek}$ $N = \frac{P_p \cdot g}{\eta} = \frac{1}{\eta} \cdot \frac{P}{\eta} \cdot \frac{1}{\eta} \cdot \text{sek}$	N - moc, kW

A2 Narzędzia i maszyny do cięcia i wykrawania

Cięcie blach, drutu i kształtkowników wykonuje się za pomocą nożyc. Są to nożyce ręczne - zwykłe, krzywoliniowe, do otworów itp., nożyce dziwniowe - do blach, - do kształtkowników, nożyce o napędzie mechanicznym, nożyce giętynowe, nożyce krążkowe, wycinarki itp.

Wykrawanie blach wykonuje się na wykrojnikach za pomocą pras. Pras te mogą mieć napęd ręczny (mała siła nacisku, produkcja jednostkowa) i napęd mechaniczny (od małych sił - do dużych, produkcja seryjna). Napęd ręczny - prasy grubowe, balansowe i dziwniowe. Napęd mechaniczny - prasy mimosirowe, korbowe, kołowe i hydrauliczne.

W przemyśle lotniczym ze względu na małe serie elementów stosuje się wykrojniki uniwersalne uproszczone (klapaczki) z matrycą ze stopu cynkowego. Stosowane jest także wykrawanie gumy, - używa się tylko matrycy - stempiem jest guma

A3 Zapotrzebowanie mocy przy wykrawaniu otworów
(materiał - Rr = 40 kG/mm²)

Średnica otworu d (mm)	23	18	25	20	28	25	32	28	35	30	45	40
Grubość materiału g (mm)	1,4	1,8	2,0	2,0	2,5	2,2	2,8	2,5	3,1	3,1	4,0	4,0
Zapotrzebowanie mocy, KM	1,5		2,5		3		4		5,5		10	

A4 Wytrzymałość na scinanie różnych materiałów

Materiał	Wytrzymałość na scinanie δ ₁ [kG/mm ²]	
	w stanie miękkim	w stanie utwardzonym
Aluminium	4 - 5	6 - 8
Ołów	< 1	-
Duraluminium (Al Cu Mg)	18 - 20	23 - 25
Stopy Al Mg	~ 14	~ 19
Tępa stalowa sprężynowa	-	110 - 115
Miedź	~ 11	~ 25
Mosiądz	19 - 24	35 - 40
Stal nierdzewna	50 - 52	55 - 58
Blacha głębokotłoczna	17 - 25	-
Stal o zawartości		
0,1% C	21	28
0,2% C	24	32
0,3% C	27	39
0,4% C	39	44
0,6% C	45	61
0,8% C	54	72
1,0% C	60	85
Brąz walcowany	2,7	5,3
Guma	0,8 - 1	
Karton twardy	7 - 9	
Klingeryt	4 - 5	
Skóra	0,6 - 0,8	
Azbest	2,5	
Celuloid	4 - 6	
Drewno	1 - 3	
Tkanina bakelizowana	9	

A5 Sprawność nożyc ręcznych w zależności od materiału

Materiał	Grubość cięcia g (mm)	Materiał	Grubość cięcia g (mm)
Stal Rr = 35 kG/mm ²	do 1,0	Stopy aluminium twardo	do 1,0
Stal Rr = 40 kG/mm ²	" 0,7	Ołów	" 1,6
Stal Rr = 50 kG/mm ²	" 0,6	Cynk	" 1,6
Stal Rr = 60 kG/mm ²	" 0,5	Tworzywa sztuczne	" 2,0
Mosiądz	" 0,8	Klingeryt	" 5,0
Miedź	" 1,0	Twardy papier	" 1,7
Aluminium czyste	" 2,5		

A6 Sprawność i zastosowanie nożyc

Rodzaj nożyc	Grubość cięcia g blachy mm	Zakres użycia
1. Nożyce ręczne o napędzie mechanicznym	0,1 - 1,0	Wykonywanie narażone i kształtów w trudno dostępnych miejscach i przy produkcji pojedynczej.
2. Nożyce ręczne dziwniowe.	0,1 - 2,5	Cięcia prostoliniowe i lekko zakrzywione.
3. Nożyce krążkowe.	0,1 - 1,0	Wycięcia kolowe przy prostokątnym ścięciu.
4. Nożyce do cięcia krzywizn.	0,1 - 2,5	Obcinanie elementów według trasy.
5. Nożyce do wycinania dwumalych obrysów i otworów	0,1 - 4	Jak wyżej. Postępująca długościwa wierzchnia, wycinanie pila otworów, pozwalają zaoszczędzić zastosowanie kosztownych narzędzi do wykrawania.

Technika Lotnicza Pomoce Konstruktorskie 72-2-59 041 str. II

СОДЕРЖАНИЕ

Стр.

K вопросу о сотрудничестве в деле распространения технической культуры в области авиации	33
Z. BRODZKI: Перелет космического судна через атмосферу	35
J. GEDEON: Измерение нагрузок, являющихся при взлете планера за вытяжной машиной	41
W. BŁOCKI: Наиболее выгодное рабочее давление в авиационных гидравлических системах	46
Люди и события - W. GIBAŁKA: Стройка польских истребителей ПЗЛ II-24 в Турции	51
J. CZARNY и S. SULIKOWSKI: Примечания к статье: H. GONSTOŁ: „Форма и размеры цифр и знаков на циферблате измерительных приборов”	54
Обзор новаторских предложений	55
На книжных полках	60
Документальный обзор авиации	63
Конструкторские пособия - A. WOJCIŃSKI: Холодная штамповка жестяных авиационных деталей	обложки

CONTENTS

Page

About collaboration concerning the technical culture propagation in aeronautics	33
Z. BRODZKI: Flight of a space-ship through atmosphere	35
J. GEDEON: Load measurements at winch launching of a glider	41
W. BŁOCKI: Determination of the optimum working pressure height in aeronautical hydraulic systems	46
Men and Events - W. GIBAŁKA: Polish fighters of PZL-24 type produced in Turkey	51
J. CZARNY and S. SULIKOWSKI: Some remarks concerning the paper written by H. GONSTOŁ „The shape and the size of numbers and signs on measuring instruments dials”	54
Review of Rationalisation Projects	55
On Bookseller's Shelves	60
Aviation Documentation Review	63
Designer's Data Sheets - A. WOJCIŃSKI: Cold forming of aircraft sheet metal details	on cover

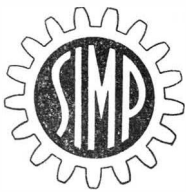
TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Naukowo-Technicznego Inżynierów i Techników Mechaników Polskich

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor naczelny — mgr inż. Jan Paczoski. Redaktorzy działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski.

Redaktor techniczny: Mieczysław Dołowy, Sekretarz redakcji: Jarosława Berzyńska

Adres Redakcji: Warszawa 10, Nowowiejska 24. Redaktor naczelny przyjmuje we wtorek i piątek godz. 18-19.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-61-11. Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł. Prenumerata roczna 72.— zł. Półroczna 36.— zł.



TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XIV

MARZEC – KWIECIEŃ 1959 R.

ZESZYT 2

W sprawie współpracy w dziele krzewienia kultury technicznej w dziedzinie lotnictwa

Rada do Spraw Techniki przy Prezesie Rady Ministrów przekazała naszej redakcji „Wytyczne biura prasy KC PZPR z dnia 1 sierpnia 1958 r. w sprawie krzewienia kultury technicznej w prasie i radio”.

Na podstawie przeprowadzonej analizy prasy codziennej oraz tygodników krajowych i — dla porównania — zagranicznych, stwierdzono:

- bardzo mały procent artykułów o tematyce technicznej,
- słabe opanowanie wiadomości technicznych w artykułach omawiających produkcję, zwłaszcza w reportażach,
- błędne informacje,
- brak informacji o osiągnięciach krajowych polskiej nauki i techniki.

Wytyczne zawierają trzynaście postulatów, których realizacja powinna przyczynić się do poprawy tego stwierdzonego złego stanu obecnego; główne postulaty mówią:

- o konieczności pozyskania do współpracy z prasą wybitnych przedstawicieli nauki i techniki,
- o podnoszeniu kwalifikacji dziennikarzy,
- o konieczności współpracy z redakcjami czasopism naukowo-technicznych,
- o nieodzowności przyznania studentom uczelni technicznych prawa uczęszczania na studium dziennikarskie itp.

Dnia 6 października 1958 r. odbyła się w Radzie do Spraw Techniki konferencja w sprawie udziału czasopism technicznych w popularyzacji techniki na łamach prasy codziennej. W konferencji tej z ramienia naszej redakcji uczestniczył redaktor naczelny Jan Paczoski. Zebrani zostali poinformowani o powstaniu Biuletynu „Wiedza i Technika” Agencji Robotniczej. Biuletyn ten ma pełnić funkcję centralnego ośrodka informacji i publicystyki naukowo-technicznej dla szerokich mas społecznych i ma być organem pobudzającym tematykę techniczną w prasie. Praca Biuletynu ma być oparta na materiałach dostarczanych przez czasopisma naukowo-techniczne.

Jeden z wniosków konferencji zobowiązywał czasopisma naukowo-techniczne do uwydatnienia w odpowiednich artykułach doniosłości przenikania tematyki technicznej do prasy. Artykuł niniejszy stanowi spełnienie tego wniosku. Będzie on jednocześnie podsumowaniem udziału dotychczasowego w pracy krzewienia kultury technicznej w dziedzinie lotnictwa zespołu redakcyjnego „Techniki Lotniczej”.

Doceniamy od dawna poważną rolę, jaką mamy do spełnienia na tym odcinku. Na łamach naszego pisma nie mogliśmy i nie możemy, ze względu na charakter pisma, jego poziom i odbiorców, współdziałać bezpośrednio w akcji określonej w cytowanych „Wytycznych KC PZPR”. Jednakże możemy tu wymienić działalność pośrednią, na przykład prowadzoną od wielu lat walkę o prawidłowość mianownictwa lotniczego, o stosowanie właściwych skrótów, nazw i oznaczeń jednostek itp. W ogólnym bilansie możemy na tych odcinkach zanotować sukces w postaci uznania autorytetu naszego pisma, co najlepiej przejawia się w przyjęciu do powszechnego użytkowania wielu proponowanych na naszych łamach określeń i nazw z dziedziny techniki lotniczej.

Działalność naszą nie ograniczamy jednakże tylko do szpalt naszego pisma. Niejednokrotnie zabieraliśmy, jako cały zespół, głos w dyskusjach na tematy lotnicze. Wymienić możemy przykładowo dyskusję zapoczątkowaną w tygodniku „Polityka” przez Kazimierza Koźniewskiego w styczniu 1958 r. Niestety — głos nasz na łamach tego pisma nie ukazał się do dnia dzisiejszego w ogóle. Korzystamy teraz ze sposobno-

ści oraz nie utracenia aktualności sformułowań i zamieszczamy go w tym samym zeszycie poniżej.

Niezależnie od wystąpień zbiorowych całego zespołu redakcyjnego, poszczególni jego członkowie wielokrotnie współdziałali na szerszym forum w upowszechnianiu wiedzy z dziedziny techniki lotniczej. Wymieniamy przykłady: Kol. Stanisław Lassota pisywał na łamach tygodnika „Skrzydłata Polska”. Kol. Ryszard Lewandowski — w publikacji PAN, pod tytułem „Podstawowe problemy współczesnej techniki” tom II, artykuł pod tytułem „Problemy mechaniki lotu”, również w tygodniku „Skrzydłata Polska”. Kol. Stanisław Madeyski przez pewien okres współpracował z działem pod tytułem „W świecie nauki i techniki” dziennika „Trybuna Ludu”. Duży, szeroko zarysowany plan artykułów z dziedziny lotnictwa, do których zapraszał poważnych autorów, mogących we właściwy sposób naświetlić omawiane tematy lotnicze, nie został w ogóle zrealizowany. Dostarczone dwa artykuły — pierwsze z planu — nie ukazały się, pomimo że jeden z nich był przez autora wielokrotnie przystosowywany do coraz to nowych wymagań redakcji działu. Jako sukces całej współpracy można zapisać: zamieszczono jeden artykuł okolicznościowy, wydrukowano kilka krótkich wzmianek oraz uniknięto zamieszczenia kilku niepoważnych wiadomości. Jednakże duża stosunkowo ilość materiału, który nigdy nie ujrzał światła dziennego sprawia, że współczynnik sprawności (η — o które każdy technik walczy) jest bardzo niski. Innym odcinkiem działalności, o którym tu można wspomnieć, jest współpraca kol. Madeyskiego z czasopismem „Horyzonty techniki dla dzieci”, w którym ukazało się kilka artykułków popularyzujących zagadnienia techniki lotniczej, przy czym jeden z nich został nawet wyróżniony przez Klub Sprawozdawców Lotniczych przy Stowarzyszeniu Dziennikarzy Polskich w konkursie na najlepszą publikację o tematyce lotniczej w pierwszym półroczu w roku 1958. Kol. Paczoski zabierał głos na łamach czasopisma „Skrzydłata i Motor”, jest autorem jednego z artykułów, który nie ukazał się w „Trybunie Ludu”.

Już po konferencji październikowej zwróciliśmy się do Agencji Robotniczej o nadesłanie nam Biuletynu „Wiedza i Technika”, w celu zorientowania się w charakterze tej publikacji. Rozumowaliśmy — naszym zdaniem słusznie — że Agencja jest zainteresowana, aby ewentualni dostawcy materiału z dziedziny lotnictwa znali Biuletyn, do którego materiału mają dostarczać lub opracowywać. Prośba nasza pozostała bez echa. Nieco dziwna ta „współpraca”. No, ale każdy początek jest trudny.

Jak widać, zebraliśmy nieco doświadczeń w dotychczasowej naszej współpracy z prasą.

W cytowanych na wstępie „Wytycznych” jeden z postulatów dotyczy utworzenia przy Stowarzyszeniu Dziennikarzy Polskich Klubu dziennikarzy, popularyzatorów techniki. My, lotnicy, jesteśmy — zdawałoby się — w tym szczęśliwym położeniu, że klub taki już istnieje. Jest to Klub Sprawozdawców Lotniczych, o którym już była wzmianka powyżej. Jak się przedstawia sprawa na tym odcinku. Bezpośrednio po powstaniu KSL, dwaj współpracownicy naszego zespołu redakcyjnego, koledzy: Paczoski i Madeyski, zostali przyjęci na członków Klubu. Traktowali oni swój udział w Klubie jako obowiązek społeczny. Przez udział w dyskusjach organizowanych przez KSL chcieli — jako technicy — służyć radą dziennikarzom, którzy często rekrutują się wprawdzie z entuzjastów lotnictwa, ale mają trudności we właściwym rozeznananiu się w problemach techniki lotniczej. Praktyka pierwszych

kilku miesięcy istnienia KSL wydawała się potwierdzać słuszność założeń naszych kolegów. Jednakże napotkali się oni tutaj z oporami nie do przewyżczenia. Chodziło o drobniąg — zawiadomianie o zebraniach KSL. Redakcja nasza zwróciła się oficjalnie do Zarządu Oddziału Warszawskiego SDP o nadsyłanie tygodniowych programów imprez, gdzie są ujawnione zebrania i wycieczki KSL. Niestety, nie udało nam się załatwić pozytywnie tej sprawy. Dlatego też koledzy nasi nie mogli nieraz uczestniczyć w demonstracjach nowego sprzętu oferowanego naszym liniom lotniczym, pokazach lotniczych, odczytach i dyskusjach oraz innych imprezach KSL. Niejednokrotnie mogliby przydać się dziennikarzom, miłującym wprawdzie lotnictwo, ale wyrządzającym mu niekiedy wiele szkód przez swoją niewiedzę techniczną.

Te wszystkie krytyczne uwagi o naszych doświadczeniach na polu krzewienia kultury techniki lotniczej wypowiadamy z tą myślą, we wstępnym artykule, że może łatwiej słowo drukowane dotrze do wszystkich zainteresowanych. Nie czekaliśmy w swoim czasie na żadne wytyczne, postulaty, czy wnioski, tylko ze zrozumienia obowiązku społecznego pracę tę usiłowaliśmy — pomimo wszystkich przeciwności i utrudnień — prowadzić.

I nie zamierzamy uchylać się od niej w przyszłości. Na podstawie dotychczasowej działalności wysuwamy dalsze uwagi krytyczne i zastrzeżenia.

Jeden z wniosków Konferencji mówi o tym, że redakcje czasopism naukowo-technicznych dostarczać będą materiału Biuletynowi „Wiedza i Technika”. Redakcja, a więc kilku redaktorów działowych i naczelnych, w naszym przypadku łącznie czterech pracowników nieetatowych, którzy za śmiesznie niskie uposażenie i tak wykonują dużą pracę dając w efekcie zeszyt czasopisma na wysokim poziomie. W „Technice Lotniczej” redaktor działowy — nieetatowy — otrzymuje na rękę 477,70 zł za miesiąc.

Jaki to ma być ten materiał, zwłaszcza że — jak w przypadku „Techniki Lotniczej”, która jest dwumiesięcznikiem — częstotliwość ukazywania się i problematyka poruszana w poszczególnych zeszytach czasopisma, od razu ograniczają najważniejszą cechę prasy, to jest aktualność.

Jeżeli redakcje czasopism naukowo-technicznych mają się zająć tylko „naganiem” autorów do Biuletynu, to tu znowu nasuwa się szereg uwag, które można streścić lapidarnym powiedzeniem, o wyciąganiu kasztanów z ognia...

Po tych krytycznych uwagach chcemy określić pokrótce jak wyobrażamy sobie pracę nad krzewieniem kultury technicznej z dziedziny lotnictwa.

Redakcja Biuletynu „Wiedza i Technika” powinna zapewnić sobie — przez zawarcie odpowiednich umów — stałą współpracę kilku fachowców z dziedziny lotnictwa, reprezentujących główne kierunki zawodowe (samoloty, śmigłowce, silniki, osprzęt, eksploatacja), którzy w sposób permanentny mogliby weryfikować materiały otrzymywane z serwisów zagranicznych, napływające z agencji krajowych, resortów oraz od pojedynczych informatorów lub autorów z tak zwanego terenu. Pozwoliłoby to na wyeliminowanie wiadomości noszących cechy „kaczek” dziennikarskich, bezkrytycznych informacji „z nieprawdziwego zdarzenia”, zachwyty nad nierealnymi pomysłami itp. jakże często spotykanych publikacji. Lotnictwo, dzięki swej atrakcyjności a zarazem odrębności, bardzo często pada ofiarą nierzetelnej obsługi informacyjnej. Fachowcy tacy mogliby, dzięki swoim kontaktom zawodowym, udostępniać literaturę obcą ze swych specjalności, z której można by czerpać informacje do omówień w prasie codziennej. Powinny przy tym obowiązywać zasady wykorzystywania jedynie poważnych publikacji źródłowych, zlecenia opracowywania materiału fachowcom spoza wymienionego powyżej grona weryfikatorów, dzięki czemu uzyska się rzetelną kontrolę nad wykonaniem dokonywanym właśnie przez tych weryfikatorów.

Deklarujemy pomoc przy wyborze tych fachowców, ponieważ w zespole redaktorskim i w gronie współpracowników, autorów i koreferentów „Techniki Lotniczej” posiadamy specjalistów nie tylko reprezentujących poszczególne gałęzie techniki lotniczej, lecz także obeznanych z pracą publicystyczną.

Klub Sprawozdawców Lotniczych gromadzi publicystów zainteresowanych lotnictwem, przy czym większość z nich ma powiązanie z lotnictwem nie tylko w związku z wykonywaną pracą dziennikarską lub publicystyczną, lecz także z tytułu swojego uczestnictwa w okresie przeszłym, ale niekiedy i obecnym — w określonych dziedzinach lotnictwa. Ludzie

ci reprezentują wprawdzie różne nieraz poziomy wiedzy o lotnictwie i technice lotniczej, są jednak zawsze obarceni ogromnym ładunkiem emocjonalnym w stosunku do lotnictwa. Ten czynnik powoduje, że do wszelkich poczynań lotniczych podchodzą „z sercem”. Jednakże bardzo często są „gaszeni” przez nierozumiejące ich podejścia do lotnictwa czynniki nadrzędne. Wskazujemy przykładowo. Redaktorzy naczelni wielu dzienników i tygodników nie honorują przynależności do KSL i powierzają, zwłaszcza atrakcyjniejsze prace współpracownikom nie tylko nie interesującym się lotnictwem, ale w ogóle nie znającym spraw lotniczych. Podobne objawy obserwuje się w działalności niektórych instytucji lotniczych, a zwłaszcza Polskich Linii Lotniczych LOT, czego doświadczali również redaktorzy „Techniki Lotniczej”, członkowie KSL. Jakże daje wyniki taka działalność dziennikarza poruszającego się na nieznanym a bardzo „specyficznym” terenie, nie potrzebujemy przypominać. Członkowie KSL powinni w swoich pismach stać się specjalistami od spraw lotniczych i należy im stałe umożliwiać uczestniczenie we wszelkich przejawach życia lotniczego, o których mogą i chcą jak najrzetelniej informować czytelników. Rzecz oczywista, że to zobowiązuje ich do podnoszenia kwalifikacji w dziedzinie lotnictwa i techniki lotniczej.

Tu właśnie widzimy poważną rolę do spełnienia przez władze KSL i SDP. Stałe weryfikowanie publikowanych prac członków KSL (najlepiej przed ukazaniem się w druku), permanentna kontrola rozwoju publicystyki lotniczej poszczególnych członków (częściowo obecnie realizowana w postaci ogłaszanych konkursów, o czym wzmiankę powyżej zamieściliśmy), urządzenie wycieczek na lotnisko, do wytwórni i innych instytucji lotniczych, pokazów filmowych, pogadanek i odczytów z tematyki lotniczej itp. — oto pokrótce program KSL, jaki powinien być realizowany naszym zdaniem. Członkowie KSL, czynnie świadczący o swej przynależności klubowej, staną się kadrą działaczy lotniczych, która będzie mogła — widząc wzajemny odpowiedni stosunek — zdziałać wiele dobrego na polu upowszechnienia spraw lotnictwa i techniki lotniczej oraz przyczynić się do ułatwienia działalności niejednej spośród instytucji lotniczych, które — jakże często teraz — nie doceniają roli publicystów lotniczych zgrupowanych w KSL.

Zamieszczone przez nas uwagi i spostrzeżenia traktujemy jako materiał dyskusyjny, przy czym spodziewamy się, że w ten sposób przyczyniliśmy się do wyjaśnienia szeregu spraw dotychczas nie postawionych w sposób jasny i jednoznaczny. Oczywiście dla wszystkich głosów, polemizujących z naszym stanowiskiem, służymy łamami naszego pisma.

* * *

Poniżej zamieszczamy tekst naszej wypowiedzi, przesłanej do tygodnika „Polityka” w lutym 1958 r., która nie ukazała się na łamach tego czasopisma.

Ze skrupała przyznajemy, że nie czytaliśmy felietonu K. Koźniewskiego, który zapoczątkował dyskusję o „technice lotniczej” na łamach „Polityki”. Wpadł nam do ręki dopiero zeszyt nr 5 z 1.II.58 r., zawierający dwie wypowiedzi: jedną — przeciw, drugą — za. Wydaje nam się celowe dodać nasze uwagi do dyskusji, która niewątpliwie rozwinie się.

A więc przede wszystkim zgromadzimy pewne przesłanki:

- 1) posiadamy znaczny przemysł lotniczy rozbudowany dużymi nakładami środków materialnych i wysiłków ludzkich w okresie napięcia politycznego dla celów obronnych kraju;
- 2) przemysł ten w chwili obecnej, w związku z osłabieniem tych napięć międzynarodowych i zmniejszeniem zamówień wojskowych, nie jest w pełni wykorzystany;
- 3) w okresie obecnym, gdy sprawa opłacalności i rentowności przedsiębiorstw jest hasłem naczelnym naszej gospodarki narodowej — przemysł lotniczy w poszukiwaniu tematyki „rzuca się” nie tylko na budowę samochodów, motocykli, silników do motorowerów, ale także i ciężkich urządzeń do trakcji elektrycznej, maszyn budowlanych lub dźwignic, przy czym taka produkcja powoduje „demolowanie” parku maszynowego precyzyjnych wytwórni lotniczych;
- 4) przemysł lotniczy wykonuje produkcję z licencji przeznaczoną na eksport, głównie do kraju dającego te licencje, przy czym dzięki produkcji śmigłowców SM staliśmy się jednym z kilku na świecie krajów, które są producentami śmigłowców;
- 5) posiadamy tradycję ekspansji lotniczej zarówno przemysłowej (eksport i licencje), jak i komunikacyjnej — z okresu

międzywojennego — do krajów bałkańskich (Rumunia, Bułgaria, Grecja) i Bliskiego Wschodu (Turcja, Palestyna);

6) w okresie powojennym zyskaliśmy sobie nowe tereny eksportu lub współpracy gospodarczej w dziedzinie lotnictwa (Chiny, Indie), przy czym przedmiotem tych transakcji są szybowce polskiej konstrukcji, które zyskały sobie doskonałą opinię w świecie dzięki osiągnięciom naszych pilotów w zawodach międzynarodowych i krajowych oraz w indywidualnych lotach wyczynowych;

7) istnieje pewne zainteresowanie zagranicą naszym samolotem szkolno-treningowym TS-8 „Bies” ze względu na jego osiągi i zdobyte rekordy międzynarodowe, ale zainteresowanie to nie jest poparte konkretnymi zamówieniami;

8) posiadamy tradycję kroczenia od najwcześniejszego okresu rozwoju lotnictwa w czołówce pionierów tej gałęzi nauki (prof. S. Drzewiecki, prof. C. Witoszyński, prof. M. T. Huber), konstrukcji (Czesław Tański, inż. Ryszard Bartel, inż. Zygmunt Puławski, inż. St. Nowkuński), sportu (St. Skarżyński, Żwirko i Wigura);

9) zapisujemy na nasze konto obecnie niemal połowę światowej liczby odznak szybowcowych z 3 diamentami oraz kilka rekordów samolotowych i spadochronowych uzyskanych na sprzęcie własnej konstrukcji i produkcji.

Na tych, przykładowo raczej potraktowanych, przesłankach możemy zbudować szereg wniosków, które będą przydatne ewentualnym dyskutantom:

a. Przemysł lotniczy jest w stanie produkować dość duże serie samolotów średniej wielkości, rzędu kilkunastu ton.

b. Produkcja oparta na licencjach nie jest produkcją nowoczesną, ponieważ sprzęt oddawany z licencji za granicę

musiał już przejść wszelkie próby prototypów, okres przygotowania produkcji seryjnej wraz z długotrwałym użytkowaniem włącznie.

c. Produkcja oparta na własnych konstrukcjach może być bardziej atrakcyjna, zwłaszcza dla eksportu, ze względu na znacznie krótszy czas od powstania pomysłu do jego seryjnej sprzedażnej realizacji, co jest szczególnie istotne w lotnictwie, gdzie sprzęt szybko starzeje się.

d. Dla konstrukcji rodzimych jest niezbędny długoterminowy plan rozwoju prac konstrukcyjnych sprzętu latającego, który pozwoli na dobrane odpowiadających zarówno ilością, jak i czasem ukazywania się właściwych planów rozwijania konstrukcji silników, osprzętu i wyposażenia, przy czym najważniejszym czynnikiem powinna być ich stałość i, co się z tym wiąże, ciągłość prac nie tylko konstrukcyjnych, ale i badawczych, rozłożonych na wiele lat naprzód.

e. Plany powinny być realne, oparte na możliwościach istniejących dla ich zrealizowania, przy uwzględnieniu potrzeb ewentualnych nabywców; dlatego też z góry trzeba odrzucić projekty olbrzymów transkontynentalnych, natomiast zwrócić uwagę na samoloty szkolne, treningowe, małe komunikacyjne i turystyczne, szybowce metalowe, śmigłowce gospodarce oraz rozwiązania przyszłościowe: przemiennopłaty itp.

f. Musi być stworzone zaplecze przemysłu lotniczego, które rozwijałoby nowoczesne urządzenia potrzebne dla lotnictwa, na przykład przemysł elektroniczny, tworzyw sztucznych itp.

(podpisał zespół redakcyjny „Techniki Lotniczej”)

Mgr inż. ZDZISŁAW BRODZKI

Lot statku kosmicznego przez atmosferę

Loty statków kosmicznych (statków przestrzeni) przez atmosferę są właściwie zagadnieniem lotniczym. Grzanie aerodynamiczne, jego zwalczanie i związane z tym problemy strukturalno-konstrukcyjne ograniczają prędkości lotu ze zmianą wysokości do pewnych dość ciasnych granic.

Opanowanie tych zagadnień jest głównym warunkiem lotu kosmicznego z ludzką załogą.

Zagadnienie podróży kosmicznych i zagadnienie podróży powietrznych — lub inaczej astronautyka i lotnictwo — spotykają się w dosłownym znaczeniu na granicy atmosfery ziemskiej i trudno powiedzieć, czy „ludzki” statek przestrzeni będzie ulepszonym samolotem, czy ulepszonym sztucznym satelitą.

W statku przestrzeni — statku kosmicznym, w jego locie przez atmosferę, spotykają się więc zagadnienia rakiet dalekosiężnych i samolotów hypersonicznych.

Osiągi „ludzkich” samolotów są jeszcze dość odległe od osiągów rakiet dalekosiężnych i sztucznych satelitów — jednak odległość ta maleje coraz bardziej.

Budowany obecnie samolot Douglas D-558 III ma mieć prędkość $Ma = 9$ i osiągnąć wysokość 250 km. Ma to być oczywiście samolot o napędzie raketowym. Samolot „matka” wyniesie go na wysokość 15 km, czyli będzie to właściwie samolot o napędzie dwustopniowym.

Jeżeli bliżej rozpatrzmy osiągi zbudowanych lub projektowanych samolotów czy rakiet-pocisków zauważymy, że

osiągane prędkości, w zależności od wysokości, grupują się na ogół (rys. 1) w pewnym obszarze, przy czym obszar ten ogranicza się do pewnego, dość wąskiego pasa — wszystkie coraz to nowe rakiety-pociski nośne satelitów czy rekordowe samoloty nie wychodzą znacznie poza granice pewnego jakby korytarza — zmuszającego do zmiany prędkości z wysokością w pewnych, nawet dość ciasnych granicach.

„Korytarz zasięgu lotów” ogranicza więc prędkość lotu dla poszczególnych wysokości. Jak zobaczymy, ograniczenie to jest pochodzenia napędowo-materiałowego.

Z jednej strony prędkości lotu nie mogą być zbyt duże, gdyż niezależnie od wzrostu oporu, a więc dużych mocy potrzebnych do jego pokonania, grzanie aerodynamiczne osiągnie olbrzymie wielkości. Z drugiej strony prędkość nie może być zbyt mała, gdyż konieczna jest pewna minimalna jej wielkość niezbędna do utrzymania lotu. Dalszym jeszcze ograniczeniem są napędy, wymagające dla swej ekonomicznej pracy pewnego zakresu prędkości i ograniczonej wysokości.

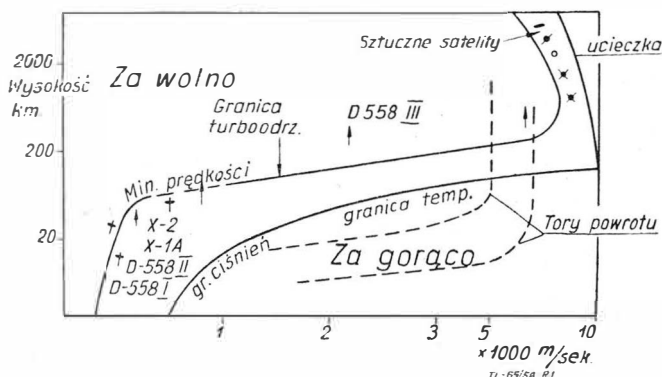
Ograniczenia te będą dotyczyć zarówno ustalonego lotu samolotu hypersonicznego, jak i startu lub powrotu statku przestrzeni.

Poniżej rozważono zagadnienie grzania aerodynamicznego i zagadnienia strukturalno-materiałowe, jako główne czynniki ograniczające wzrost prędkości i utrudniające powrót i odzyskanie wracającego do atmosfery statku przestrzeni.

Przy wzroście prędkości — szczególnie na niewielkich wysokościach — powierzchnia statku czy samolotu rozgrzewa się znacznie. Wynikiem tego jest znane zjawisko — palenia się meteoroidów wpadających z dużą prędkością do niższych warstw atmosfery. Spowodowało ono spalenie się wszystkich dotychczasowych sztucznych satelitów.

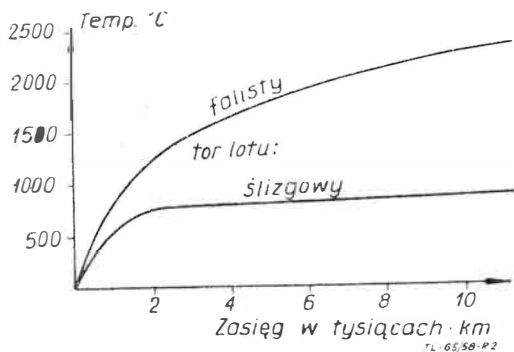
Jak widać na wykresie wzrostu temperatury pokrycia dalekosiężnych rakiet, temperatura ich osiąga znaczne wielkości (rys. 2).

Przebieg zjawisk fizycznych grzania aerodynamicznego w skrócie jest następujący: powietrze przepływające przy dużej (naddźwiękowej) prędkości wzdłuż powierzchni samolo-



1. „Korytarz” zasięgu lotów

tu, statku kosmicznego czy pocisku — jest tuż przy ścianie ogrzanej przez adiabatyczne sprężanie i stratę energii lepkości. To ciepło jest przenoszone do pokrycia statku w stopniu zależnym od wielu czynników, takich jak układ statku (samolotu lub pocisku), ustawienie względem kierunku lotu, wysokości i różnicy temperatur.



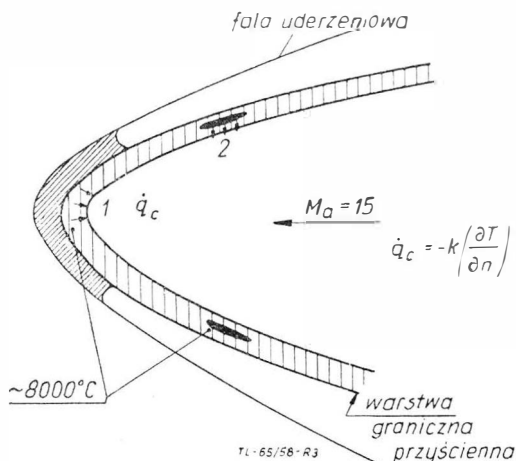
2. Temperatura powierzchni rakiet w zależności od zasięgu

Całkowite (ogólne) przechodzenie ciepła do statku jest proporcjonalne do stosunku sił tarcia do całkowitego oporu działającego na statek. Fizycznie ten wynik wywodzi się z faktu, że ogólna ilość ciepła wytworzona przez statek jest proporcjonalna do całkowitego oporu — podczas gdy ilość ciepła, która jest dostarczana do pokrycia statku, jest proporcjonalna do sił tarcia.

Dla zmniejszenia ogólnego ciepła przechodzącego do statku dąży się do zmniejszenia stosunku sił tarcia do całkowitego oporu lub stosuje się chłodzenie powierzchni.

Uzyskanie małego stosunku sił tarcia do całkowitego oporu dają kształty o większym oporze, to znaczy tępe. Wpływ stożkowatości, na przykład na całkowite przechodzenie ciepła, jest bardzo duży — na przykład dla stożka 20° jest dziesięć razy większy niż dla 80°.

Przykład nagrzewania się krawędzi natarcia samolotu hypersonicznego widzimy na rysunku 3.



3. Nagrzewanie się krawędzi natarcia

Nosek profilu otacza warstwa gorącego powietrza zawarta pomiędzy warstwą przyścienną a falą uderzeniową. Pokrycie nie nagrzewa się równomiernie — co wynika ze zmiennego rozkładu prędkości na powierzchni całego statku. Ciepło przechodzi do miejsc mniej nagrzanych i część jego wypromieniowuje na zewnątrz. Duże znaczenie posiadają dwa miejsca — punkt równowagi (rys. 3, punkt 2), to jest ten punkt, gdzie następuje równowaga pomiędzy nagrzaniem i wypromieniowaniem, następnie punkt zastoju prędkości (stagnacji), to jest ten, w którym prędkość równa się zero (rys. 3, punkt 1). To lokalne nagrzanie punktu zastoju powstaje przeważnie na nosku pocisku czy na krawędzi natarcia skrzydła.

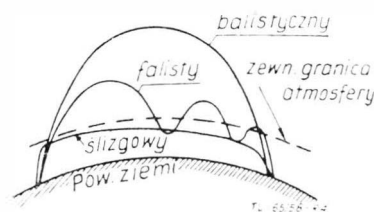
Jak już wyżej podano, podstawowym sposobem chłodzenia pokrycia statku jest nadanie mu odpowiedniego kształtu. Wynika to również z prawa, że współczynnik przechodzenia ciepła punktu zastoju zmienia się odwrotnie proporcjonalnie do kwadratu pierwiastka z krzywizny powierzchni. Wy-

pływa z tego podany już poprzednio wniosek, że dla utrzymania ogrzewania na nosku czy na krawędzi natarcia w możliwych granicach, należy nadać tym miejscom kształty zaokrąglone lub przytępione (Pomysł Allena) (lit. 1).

Oczywiście, że możliwe to będzie dla statku, którego tor przechodzenia przez atmosferę będzie krótki, dla statków przestrzeni czy samolotów, które będą wykorzystywać siłę aerodynamiczną dla swego lotu przez atmosferę — przytępienie noska nie będzie wskazane.

Dla jaśniejszego rozważenia zagadnienia należy zastanowić się nad możliwymi rodzajami lotu w atmosferze i jego przebiegiem. Lot statku przestrzeni czy samolotu w obrębie atmosfery dzieli się na dwie fazy — lot z napędem i lot bez napędu. Na rysunku 4 mamy podane trajektorie lotu bezsilnikowej rakiety dalekosiężnej: są to — tor ślizgowy, tor falisty i tor balistyczny (na rysunku dla większej jasności skala wysokości jest znacznie powiększona).

Jak widać z wykresu, statek w przypadku trajektory ślizgowej, po skończeniu działania napędu, opada i prędkość jego maleje w czasie lotu przez atmosferę w ten sposób, że siły aerodynamiczne i odśrodkowe działające na statek przeciwdziałają ciężarowi. (W czasie lotu hypersonicznego działające na statek lecący nad ziemią siły aerodynamiczne powiększone są przez działanie sił odśrodkowych).



4. Tory lotu dalekosieżnych rakiet

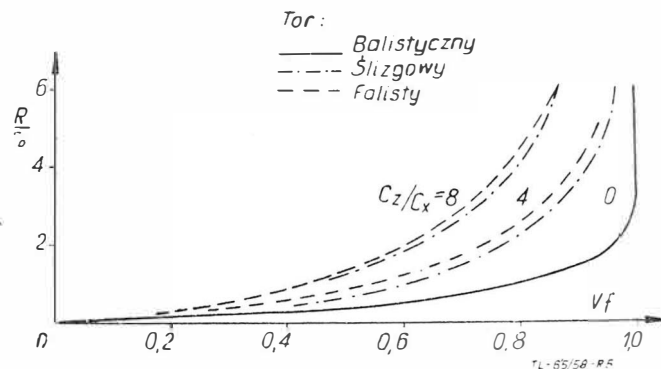
Jeżeli chodzi o tak zwaną trajektorię „falistą” — to widzimy, że składa się ona z faz balistycznych i „skaczących”. W fazie balistycznej statek poddany jest jedynie siłom bezwładności i przyciągania i każda taka faza jest odcinkiem elipsy. W czasie fazy „skaczącej” powstają duże siły aerodynamiczne — są one tak duże, że dla celów praktycznych można pominąć przyspieszenie ziemskie. W ten sposób statek „falisty” wznosi się po torze balistycznym, następnie opada lotem ślizgowym i po gwałtownym „wyrwaniu” skierowuje się do góry. W ten sposób przy wielokrotnym powtarzaniu powstaje falisty tor lotu. Statek taki wymaga oczywiście określonego sterowania.

Wreszcie trzecia trajektoria — to balistyczna, gdy działają tylko siły bezwładności i przyciągania. Rozpatrywanie tych trzech torów jest ważne dla statku przestrzeni, gdyż mogą być one torami jego powrotu do atmosfery ziemskiej. Zagadnienie rozważania tych trzech torów lotu powstało na bazie największego zasięgu dla dalekosieżnych rakiet.

Z wykresów podanych na rys. 5 widać przewagę statku o torze falistym i ślizgowym jeżeli chodzi o zamianę prędkości na zasięg. Im wyższa „doskonałość” (czyli stosunek siły nośnej do oporu) tym większa ta przewaga.

Jak wygląda zagadnienie grzania aerodynamicznego dla tych trzech trajektorii?

Poprzednio omówione przytępienie noska będzie miało oczywiście zastosowanie dla statku balistycznego. Przy statkach

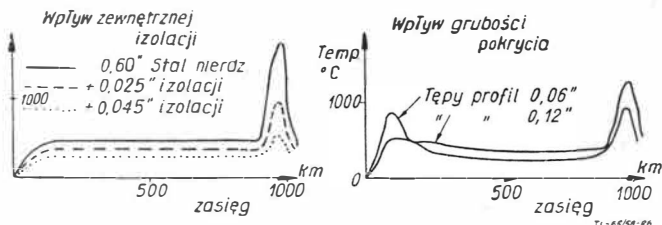


5. Zasięgi różnych typów rakiet w zależności od doskonałości (os pionowa — stosunek zasięgu do promienia ziemi, os pozioma — stosunek prędkości w chwili zakończenia działania napędu do prędkości satelit)

ślizgowych i „falistych” sposób przytępienia nie może mieć zastosowania: duży opór daje niską doskonałość, zaś doskonałość daje przewagę zasięgu nad balistycznymi. Duża doskonałość może być tylko przy smukłych kształtach. Zestawienie temperatur równowagi w zależności od zasięgu dla tych dwóch typów statków (to znaczy takiej, przy której nastąpi równowaga ciepła pobranego przez grzanie aerodynamiczne i wypromieniowanie) wykazuje, że dla statku ślizgowego temperatura ta jest poniżej 1090°C, zaś dla falistego temperatura dąży do przekroczenia 1650°C (rys. 2).

Ten ostatni wzgląd decyduje, że jako tor powrotu statku kosmicznego większość projektów przewiduje tor ślizgowy. Przytępienie noska czy krawędzi natarcia kosztem innych własności aerodynamicznych, będzie uzależniona od rodzaju przyjętego toru lotu i nie zawsze można go stosować.

Są przeprowadzane liczne badania i próby nad stosowaniem innych sposobów zwalczania grzania aerodynamicznego. Jednym z dobrych sposobów jest pokrycie zewnętrznej powłoki materiałem izolacyjnym, który będzie przeszkodą dla przepływu ciepła do pokrycia i będzie chronić wewnątrz statku przed wysoką temperaturą. Na rysunku 6 widzimy jak wpływa na temperaturę krawędzi natarcia grubość pokrycia w pierwszej i końcowej fazie lotu rakiety, kiedy grzanie jest największe. Wzrost dwukrotnie grubości pokrycia zmniejsza temperaturę o 10—20%. Pokrycie zaś warstwą izolacji zmniejsza temperaturę kilkakrotnie.



6. Wpływ grubości pokrycia na temperaturę krawędzi natarcia

W. H. Steurer (lit. 4) proponuje jako pokrycie ochronne przeciwko grzaniu aerodynamicznemu pokrycia warstwowo. Wewnętrzna warstwa byłaby z czysto izolacyjnej masy a na to warstwa metalu — w ten sposób powstaje układ warstwowy.

Na rysunku mamy zestawienie różnych kombinacji warstwowych. Miarą dobroci takiego pokrycia jest temperatura ścianki po 1 min i po 2 min działania gazu o temperaturze 1500° przy dużej prędkości przepływu.

Najlepszym izolatorem jest Fiberfrax, będący połączeniem ceramicznego włókna i azbestu. Przy izolacji azbestem i Fiberfraxem przy pokryciu zewnętrznym powleczonym cermetem, nagrzanie nie przekracza 20—40°C. Nieco gorsze wyniki daje Phenylharz z Fiberfraxem i stal. Steurer podaje, że pomimo niskiego zakresu temperatur doświadczeń, da się uzyskać dobre wyniki przy temperaturach wysokich.

Proponuje on jeszcze inny układ, przez zastosowanie zamiast niemetalowej warstwy izolacyjnej — wkładki z metalu odbijającego ciepło, zaś zewnętrzne pokrycie mechanicznie i chemicznie tak obrobione, aby dawać możliwie wysokie wypromieniowanie. Warunkiem dobrego działania tego układu byłoby to, aby metaliczny kontakt warstw był możliwie mały.

Stosowanie układu chłodzącego przez krążenie chłodziwa i ochładzanie go w chłodnicy jest trudne do zrealizowania w statku kosmicznym czy samolocie hypersonicznym z racji dodatkowych oporów.

Jednym z najlepszych sposobów chłodzenia jest metoda „przenikania masy”, podana przez Eckerta (lit. 2). Jak już podano na początku — samolot czy statek kosmiczny w czasie lotu przez atmosferę jest otoczony przez warstwę gorącego powietrza (rys. 3).

Temperatura, którą może wytrzymać materiał pokrycia jest niższa niż temperatura tej warstwy i w konsekwencji powstaje intensywny przepływ ciepła do pokrycia. Część ciepła oddana jest przez promieniowanie — mała część przenika do wnętrza statku. Reszta jest absorbowana przez materiał o należytej pojemności cieplnej — pochłaniacz ciepła, który musi być niesiony przez samolot, gdyż zastosowanie zewnętrznego powietrza jest trudne. Eckert uważa, że najlepiej, aby ten pochłaniacz ciepła był stałym materiałem — może to być sam materiał pokrycia lub materiał dodatkowy, który topi się, paruje lub sublimuje albo chemicznie się rozkłada przy pochłanianiu ciepła.

Równowaga cieplna statku wyznacza wymaganą masę pochłaniacza ciepła. Podane równania wyrażają równowagę cieplną dla statku wracającego z dużej wysokości (h) przez atmosferę lub dla samolotu lecącego z dużą prędkością w locie ustalonym.

Statek powracający o masie M posiada początkowo kinetyczną energię $Mv^2/2$ i potencjalną $M \cdot g \cdot h$.

Praktycznie cała ta energia jest zużyta w czasie powrotu i zamieniona w ciepło. Jedynie ułamek tego ciepła wchodzi do pokrycia statku. Ten ułamek oznaczamy przez współczynnik α .

Ciepło wchodzące do pokrycia jest wypromieniowane z powierzchni (Q_{prom}) lub pochłonięte przez pochłaniacz ciepła o masie M_s .

Pochłanianie ciepła przez pochłaniacz Wejście statku kosm. do atmosfery

$$\alpha M \left(\frac{V^2}{2} + gh \right) = \beta M_s [c(T_s - T_i) + i_{sc}] + Q_{prom}$$

Ciepło wch. do pokrycia Ciepło pobrane do pochłaniacza dla $Q_{prom} \approx 0$

$$\alpha \left(\frac{V^2}{2} + gh \right) = \beta \frac{M_s}{M} [c(T_s - T_i) + i_{sc}]$$

Lot ustalony

$$(\dot{q}_o - \dot{q}_{prom}) \tau = \beta m_s [c(T_s - T_i) + i_{sc}]$$

$$\dot{q}_c = -k \left(\frac{\partial T}{\partial n} \right)_s$$

Wyrażenie w nawiasach kwadratowych daje ciepło pochłonięte na jednostkę masy gorącego materiału pochłaniającego, gdzie „ c ” oznacza ciepło właściwe, „ i_{sc} ” ciepło absorbowane w procesie sublimacji, „ T_i ” temperaturę początkową i „ T_s ” temperaturę sublimacji.

Przyjęto, że para opuszcza statek przy temperaturze sublimacji.

Podobne wyrażenia powstają dla topienia i odparowania przy chemicznie rozkładającym się pochłaniaczu ciepła. Współczynnik β wskazuje, że nie cała masa może być zsublimowana. Proces powrotu jest często tak szybki, że usunięcie ciepła przez wypromieniowanie można pominąć dla wstępnych obliczeń. W tym przypadku — równanie w drugiej linii określa równowagę energii.

Z tego równania można obliczyć stosunek masy pochłaniacza ciepła do całkowitej masy statku, gdy znane są warunki powrotu, materiał pochłaniacza i współczynniki α i β .

Dla lotu ustalonego — ciepło przenikające przez jednostkę powierzchni w jednostce czasu od gorącej warstwy do pokrycia samolotu oznaczone jest przez \dot{q}_c . Ciepło wypromieniowane przez jednostkę powierzchni w jednostce czasu oznaczono q_{prom} . Różnica pomiędzy tymi wielkościami pomnożona przez czas trwania lotu τ daje ciepło pochłonięte przez masę m_s materiału pochłaniacza sublimującego przez jednostkę powierzchni.

Konwekcja strugi ciepła q_c od gorącego powietrza otaczającego samolot do powierzchni statku jest określona przez ostatnie równanie, w którym „ k ” oznacza przenikanie ciepła

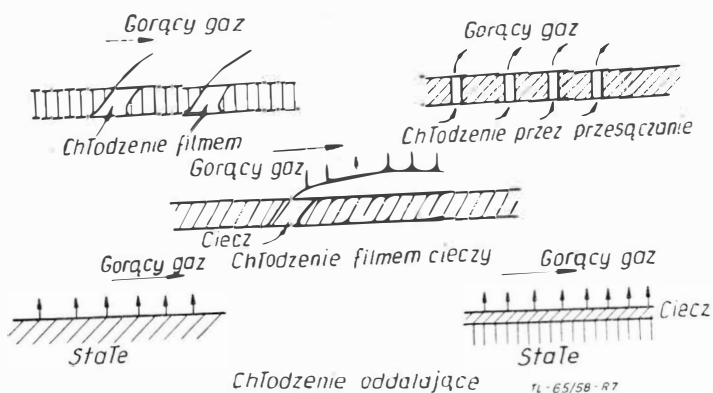
$\frac{\partial \tau}{\partial n}$ jest gradientem temperatury w powietrzu na powierzchni, normalnie do niej.

Jeżeli materiał pochłaniacza ciepła przechodzi w parę w czasie procesu absorpcji ciepła, to uwalnia się ona od samolotu.

Znaleziono, że przeprowadzając proces we właściwy sposób — parametr α może być znacznie zmniejszony. W tym celu stosuje się ogólny odpływ masy od pokrycia i ten proces chłodzenia nazywa się „chłodzeniem z przenikaniem masy”.

Na rysunku 7 mamy podane różne sposoby chłodzenia powierzchni przy pomocy tej metody. Przy procesie chłodzenia warstwą filmu — chłodzący gaz lub para wydobywa się przez kolejne szczeliny w kierunku strugi. Bardziej wydajny jest proces chłodzenia przez przesączanie, przy którym chłodzący gaz wydmuchuje się przez kanaliki w porowatej powierzchni.

W procesie chłodzenia filmem cieczy, chłodziwo wydane jest przez szczeliny jako ciecz w ten sposób, że pokrywa zewnętrzną powierzchnię jako ciągły film.



7. Chłodzenie przy pomocy metody „przenikania masy”

Odparowanie strumienia gorącego gazu odbywa się na powierzchni tego filmu. Materiał pochłaniacza może też bezpośrednio pokrywać powierzchnię statku. Sublimacja lub rozkład zaczyna się wówczas, gdy powierzchnia osiąga pewną temperaturę.

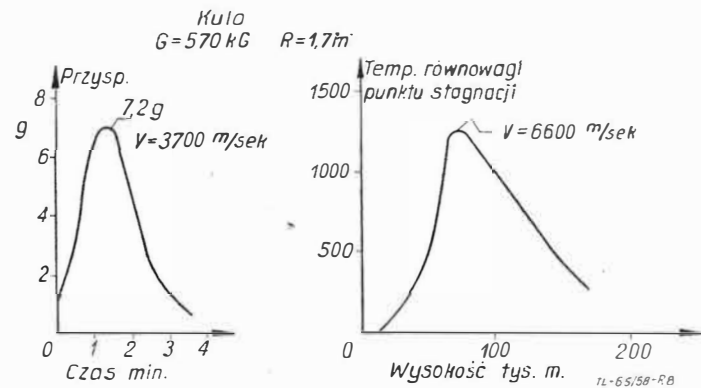
Materiał może też podlegać najpierw stopnieniu i odparowanie nastąpi pod powierzchnią ciecz-gaz. Te dwa ostatnie procesy nazywa się „chłodzeniem przez oddalanie”.

Próby nad tego rodzaju chłodzeniem są dokonywane przy pomocy różnych materiałów chłodzących, między innymi z litem. Bliższych danych o tych próbach brak.

Eckert (lit. 2) podaje wyniki prób chłodzenia przy pomocy helu i wodoru. Milton Rogers (lit. 3) w swej pracy „Aerothermoelasticity” podaje jako wadę metody chłodzenia przez oddalanie to, że może zmieniać się masa statku i co gorzej — rozkład mas w statku.

Zwalczanie grzania aerodynamicznego jest jednym z trudniejszych zagadnień dla powrotu statku kosmicznego.

Zagadnieniem tym zajmuje się A. J. Eggers (lit. 5) w swojej pracy „Osiągi hypersonicznych statków powietrznych o dalekim zasięgu”. Oczywiście zagadnieniem tym zajmuje się wiele innych prac — dane z tej pracy podano jako przykład próby rozwiązania tego zagadnienia.



8 Powrót sztucznego satelity wg Eggersa

Eggers (lit. 4) (rys. 8) rozpatruje zagadnienie powrotu statku-satelity o ciężarze 570 kG i średnicy 1,7 m. Statek porusza się po torze nieznacznie pochylonym do poziomu, porusza się na kołowej orbicie o wysokości około 800 km.

Stosując małe rakiety, działające w kierunku przeciwnym do ruchu, statek zwalnia i zaczyna opadać. Wykresy (rys. 8) podają przyspieszenia i temperatury powierzchni statku, dla punktów pokrycia, w których nastąpiła już równowaga między konwekcyjnym przechodzeniem ciepła do statku i wypromieniowaniem. Maks. osiągnięte przyspieszenie wynosi 7,2 g, całkowity czas, w którym statek poddany jest działaniu więcej niż 1 g — wynosi około 3 min.

Z punktu widzenia aerodynamicznego grzania widać, że maks. temperatura równowagi powierzchni jest rzędu 1300°C, co sugeruje, że technika chłodzenia przez promieniowanie może wystarczyć przy zastosowaniu ceramicznych pokryć.

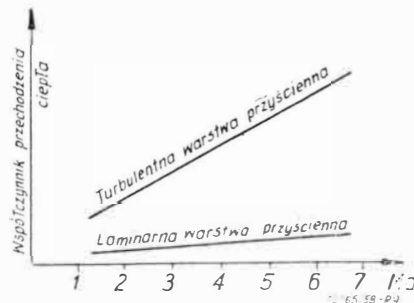
Eggers wyobraża sobie powrót i odzyskanie statku w ten sposób, że po zwolnieniu i uzyskaniu toru mniej więcej pionowego, przy wysokości około 20 km możliwe byłoby otwar-

cie spadochronu hamującego — do nie niszczącej prędkości lądowania.

Jak z tego przykładu widać, zagadnienie z punktu widzenia fizyki i techniki wydaje się rozwiązalne. Przy starcie, gdzie jeszcze istnieje pełne sterowanie kierunkiem i szybkością, zwalczanie grzania jest o wiele bardziej uproszczone.

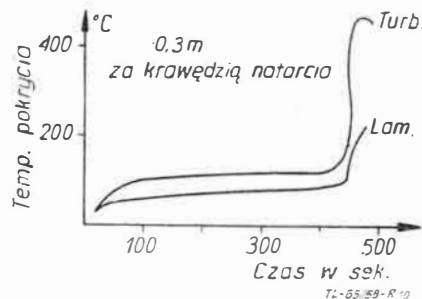
Zagadnienie grzania aerodynamicznego i innych praw aerodynamiki komplikują „zaburzenia” w prawach aerodynamiki związane z lotem hypersonicznym na dużych wysokościach.

Kermit E. Van Every (z firmy Douglas) (lit. 6) podkreśla znaczenie warstwy przyściennej — dla warstwy turbulენტnej współczynnik grzania jest większy niż dla warstwy laminarnej.



9. Wpływ warstwy przyściennej na współczynnik przechodzenia ciepła

Wypowiedzenie się co do wpływu tej warstwy, a właściwie jej rodzaju, na grzanie się aerodynamiczne w czasie lotu jest trudne, gdyż w różnych warunkach lotu warstwa się zmienia (rys. 9 i 10).



10. Wpływ rodzaju warstwy przyściennej na nagrzewanie się pokrycia

Własności atmosfery na dużych wysokościach mają duży wpływ na zjawiska powstawania sił aerodynamicznych i przechodzenie ciepła.

Ogólnie, jak to podaje Hansen (lit. 7) („Pewne charakterystyki górnej warstwy atmosfery dotyczące lotu hypersonicznego”) powyżej 100 km odległości zderzenia cząstek gazu są tak duże, że właściwie „kończy się” aerodynamika i lotu być nie może (to znaczy normalnego lotu dynamicznego). Poza tym atmosfera na dużych wysokościach posiada pewien stopień dysocjacji i jonizacji. Wzrost średniej bezkolizyjnej drogi molekuł powoduje fundamentalną zmianę przepływu wokół statku. Dane pomiarów gęstości i ciśnienia, osiągnięte przy pomocy rakiet, są obarczone błędem (wg Pettersena) (lit. 8), nie uwzględniają one masy molekuł (nieznanej na dużej wysokości). Przepływ trzeba określić z punktu widzenia molekuł.

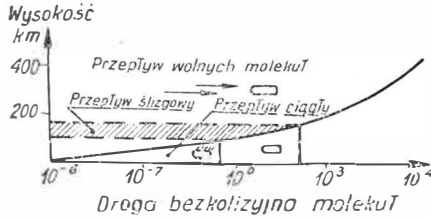
W zależności od liczby Knudsena

$$Kn = \frac{\lambda}{l} = \frac{\text{śr. droga bezkoliz.}}{\text{wymiar. linii opł. ciała}}$$

przy jej wzroście, powstają trzy różne rodzaje przepływu, poza przepływem normalnym w niższych warstwach atmosfery (rys. 11). Pierwszy z nich — odchylający się już od zwykłego przepływu — nazywa się „przepływem ślizgowym” — zachodzi on przy $0,01 < Kn < 0,10$. Przy $Kn > 10$ istnieje tak zwany przepływ wolnych molekuł. Dla $0,1 < Kn < 10$ jest „przepływ przejściowy”. Odbicie więc i rozproszenie molekuł gazu od powierzchni samolotu przy warunkach panujących na dużych wysokościach będzie inne niż w niższych warstwach. Również współczynnik termicznej akomodacji dla

dwuatomowych gazów będzie inny (na dużych wysokościach tlen i azot występują jako dwuatomowe).

W rozrzedzonym powietrzu warstwa graniczna ma niską liczbę Re — jest ona gruba i dąży do tego, aby być laminarną. Grubsza warstwa graniczna daje efekt grubszego ciała i łatwiejsze jest oderwanie przepływu.



11. Przepływ w zależności od wysokości

Jak widzimy, w granicznych warunkach „teoria się komplikuje” i tylko w oparciu o uzyskiwane obecnie doświadczenia można będzie uzyskać rozwiązania tych wszystkich zagadnień. Trudną jest rzeczą uzyskanie podobieństwa warunków doświadczalnych i rzeczywistych, gdyż mamy do czynienia z dużą rozpiętością gęstości i prędkości (nie mówiąc i o innych własnościach powietrza). Trzeba tu przypomnieć jeszcze jedną sprawę. Allen (lit. 1) wykazał, że stateczność dynamiczna hypersonicznych statków powietrznych przedstawia trudne zagadnienie. Statki wchodzą czy przelatują przez atmosferę na dużych wysokościach i w związku z poprzednio podanymi komplikacjami przepływowymi i termicznymi tworzą się drgania o zmiennej amplitudzie i częstotliwości.

Pomiary stateczności w warunkach laboratoryjnych są prawie niemożliwe do wykonania z racji bardzo krótkiego czasu pracy urządzeń badawczych. Wartość liczby Knudsena jest różna przy przepływie wokół powierzchni statku, a szczególnie zmienia się w warstwie przyściennej. Urządzenia badawcze dla dużych prędkości stwarzają wiele trudności konstrukcyjnych i mają duże zużycie mocy.

Dla dużych prędkości przy- i naddźwiękowych stosuje się tunele o działaniu ciągłym lub przerywanym, tak zwane gwizdanki. Dla bardzo dużych prędkości te tunele nie wystarczają. Stosuje się tutaj przede wszystkim tak zwane rury uderzeniowe, gdzie podobieństwo przepływu i warunków fizycznych jest tylko częściowe.

Działanie klasycznej rury uderzeniowej polega na tym, że w odpowiedniej rurze diafragma oddziela gaz napędzający wysokociśnieniowy od niskociśnieniowego, napędzanego. Wybuch w części wysokociśnieniowej, działając na diafragmę, przechodzi na część niskociśnieniową powodując ruch gazu. Dla uzyskania większej liczby Ma stosuje się inne gazy niż powietrze, lecz komplikuje to podobieństwo opływu i sił na modelach. Można w tych rurach przyjąć dostateczne podobieństwo przepływu w obszarze zastoju (stagnacji) tępego kształtu, co pozwoli zmierzyć współczynnik przechodzenia ciepła i przeprowadzić obserwacje optyczne przepływu.

Odmianą rur uderzeniowych są tak zwane rury „strzału lekkiego gazu”. Zamiast diafragmy jest tam ruchomy tłok, gazem pracującym jest hel.

Tunele ostatnio coraz bardziej rozwijające się — to tunele napędzane łukiem elektrycznym, zwane inaczej tunelami ze „strzałem termicznym”. Składają się one z komory łuku elektrycznego, diafragmy z dyszą przechodzącą w przestrzeń pomiarową i na końcu w komorę pomiarową.

Początkowo komora łuku elektrycznego jest wypełniona powietrzem o ciśnieniu do 150 atm, zaś reszta przewodu jest pod niskim ciśnieniem. Łuk elektryczny powoduje nagły wzrost temperatury, przeniknięcie przez diafragmę i przelot przez dyszę. W tym urządzeniu jest duże zapotrzebowanie energii, lecz czas działania jest dłuższy — czynnik przelatujący jest już właściwie plazmą. Plazmą nazywamy silnie zjonizowany gaz przewodzący elektryczność. Powstaje on w ten sposób, że w czasie silnych wyładowań elektrycznych w gazach wytwarza się prawie jednokąwa ilość dodatnich i ujemnych jonów i elektronów i gaz jest prawie neutralny i może przewodzić elektryczność.

Jeszcze innym rodzajem urządzenia badawczego jest tunel o zmniejszonej gęstości; ma on za zadanie zwiększenie drogi bezkolizyjnej molekuł do wielkości, jakie są na dużych wy-

sokościach. Gaz pracujący w takim tunelu — po przejściu przez część pomiarową — jest ochładzany do temperatury skraplania, skroplony i przeniesiony do wyższego ciśnienia, gdzie paruje i znowu przechodzi do obiegu. Stosuje się tu przeważnie hel.

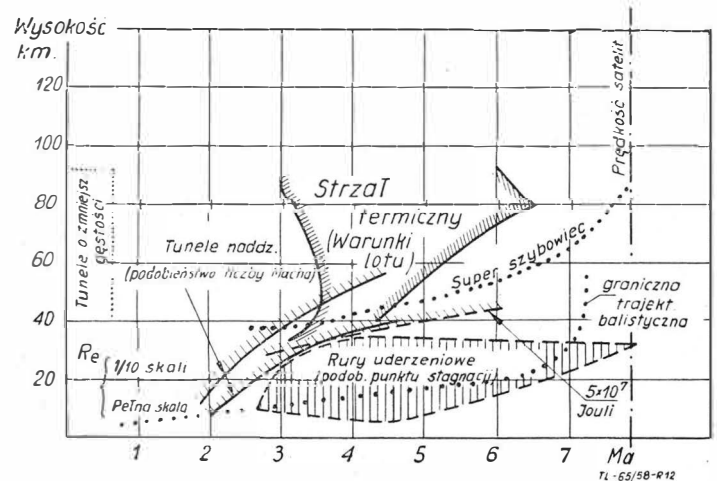
Ostatnim osiągnięciem jest stosowanie pola magneto-gazodynamicznego. Współdziałanie pola magnetycznego z przepływem gazów przewodzących wytwarza siły bez konieczności stosowania stałych powierzchni, ograniczających i stwarza nowe pole dla badań aerodynamicznych.

Prowadzone są też próby badań w warunkach zmiennych, takich, jakie powstają w czasie całego lotu — służą do tego specjalne tunele. Najbardziej wartościowe są badania za pomocą rakiet o różnych prędkościach, zaopatrzone w aparaturę badawczą i urządzenia telemetryczne.

Zastosowanie podanych wyżej urządzeń widać najlepiej na wykresie zakresów podobieństwa (rys. 12). Wykres ten podany był na Kongresie Aerodynamicznym w Madrycie przez naszego rodaka — inż. Łukasiewiczza (lit. 9), pracującego w USA. Naniesiono na nim krzywe, ograniczające zakresy podobieństwa i naśladownictwa warunków dla różnych prędkości i wysokości.

Od strony lewej mamy tunele o zmniejszonej gęstości, o bardzo ograniczonej skali podobieństwa. Najbardziej ograniczone są tunele naddźwiękowe zwykłe. Rury uderzeniowe ograniczone są co do wysokości, zaś najbardziej odpowiadające warunkom rzeczywistym w locie są tunele „strzału termicznego” Naniesione tory lotu szybowego i tor lotu balistycznego wykazują niepełne pokrycie obszaru lotów przez urządzenia doświadczalne.

Od strony lewej mamy tunele o zmniejszonej gęstości, o bardzo ograniczonej skali podobieństwa. Najbardziej ograniczone są tunele naddźwiękowe zwykłe. Rury uderzeniowe ograniczone są co do wysokości, zaś najbardziej odpowiadające warunkom rzeczywistym w locie są tunele „strzału termicznego” Naniesione tory lotu szybowego i tor lotu balistycznego wykazują niepełne pokrycie obszaru lotów przez urządzenia doświadczalne.



12. Zakresy podobieństwa

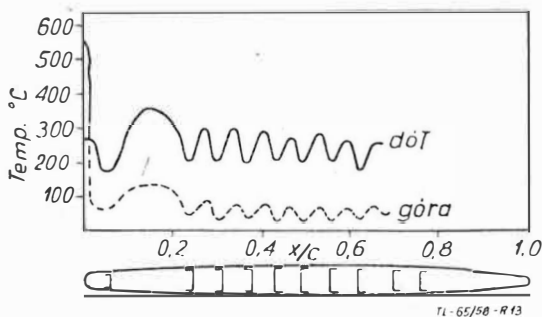
Ściśle związane z omówionymi już zjawiskami na powierzchni statku i w jego otoczeniu będą — dotyczące jego konstrukcji i wnętrza — zagadnienia strukturalno-wytrzymałościowe.

Skutkiem grzania aerodynamicznego — oczywiście, wykluczając przy nadmiernym ogrzaniu stopienie, a nawet spalanie — powstaną naprężenia termiczne, pełzanie materiału i zmieniła wytrzymałość metali i stopów.

Pierwszą konsekwencją gwałtownego ogrzania samolotu czy pocisku (statku przestrzeni) jest zmiana temperatury jego konstrukcji. Ta zmiana powoduje wzrost naprężeń wskutek termicznego rozszerzenia się ogrzanych obszarów — przy jednoczesnym istnieniu powierzchni zimnych. Naprężenia te wyniosą: $E \cdot a \cdot \Delta T$. E — moduł Younga, a — współczynnik rozszerzalności, ΔT — przyrost temperatury.

Naprężenia odpowiadające granicy sprężystości dla wielu materiałów występują już przy zmianie temperatury o kilkaset stopni. Wzrosty temperatury, jak to podano poprzednio, są nieraz o wiele większe.

Należy pamiętać o tym, że naprężenia termiczne muszą być dodane do naprężeń z innych źródeł. Termiczne naprężenia, np. w nagrzanym pokryciu samolotu normalnie są ściskające (rozszerzanie termiczne) i mogą wywołać marszczenie się powierzchni skrzydła, co z kolei zakłóci przepływ powierzchniowy i może prowadzić do zmniejszenia sztywności skrzydła i do aeroelastycznych trudności (rys. 13).



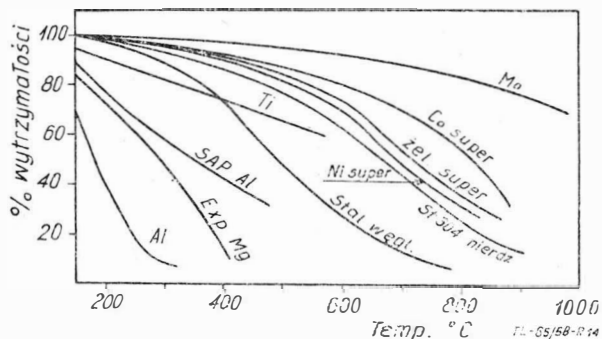
13. Rozkład temperatur na żeberku

Naprężenia termiczne powstają w początkowych stadiach gwałtownego grzania aerodynamicznego i mają tendencję do złagodzenia swej wielkości w miarę jak temperatura staje się bardziej równomiernie rozłożona, zaczynają jednak działać dwie dalsze trudności: pełzanie i strata wytrzymałości materiału pod wpływem podwyższonej temperatury.

Zjawisko pełzania materiału (znane od dawna przy budowie łopatek turbin) można określić w następujący sposób: jeżeli tworzywo (metal) jest pod działaniem stałych naprężeń przy podwyższonej temperaturze — odkształcenia wzrastają pomału powyżej wartości wynikłych z praw obowiązujących w niższych temperaturach.

Nad zagadnieniem pełzania przeprowadzono wiele prac i doświadczeń, jednak rozpatrują one na ogół zjawisko jedynie przy stałej temperaturze. W naszym — astronautycznym — przypadku naprężenia i temperatura zmieniają się w czasie i taka zależność potrzebna jest do analizy naprężeń. Zależność podana przez Anrade (lit. 10) nie podaje zależności pełzania od zmian naprężeń i temperatury. Tak zwane „mechaniczne równanie stanu”, badania Dorna czy Predinga (lit. 10) dają lepsze rezultaty, jednak można powiedzieć, że dla zależności naprężeń, wydłużeń, czasu i temperatury dla materiałów konstrukcyjnych nie ma całkowicie pewnej formuły.

Istnienie pełzania w nagranych częściach konstrukcji statku przestrzeni czy samolotu może stworzyć niedopuszczalne zmiany wymiarów i uszkodzenia struktury na skutek dużych naprężeń przy podwyższonej temperaturze. Z pewnymi zastrzeżeniami można wypowiedzieć zasadę, że gdy temperatura wzrasta — wytrzymałość maleje.



14. Zmiana wytrzymałości z temperaturą

Zwykła metoda porównywania wytrzymałości stopów odpornych na pełzanie polega na wyrażeniu wytrzymałości na pełzanie dla pewnego okresu czasu, jest to maks. naprężenie rozciągające, które może przenieść próbka w pewnej temperaturze, w określonym czasie bez zerwania.

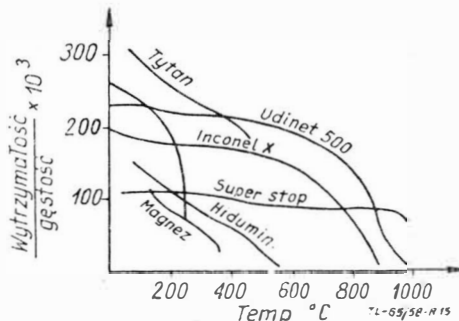
Wytrzymałość metali przy podwyższonej temperaturze zmienia się w ten sposób co punkt topienia. Wynika z tego, że dla celów astronautyczno-lotniczych należy wybrać metal o wysokim punkcie topliwości. Czyste metale jako miękkie muszą być utwardzane. Jednym ze sposobów jest roztworowe utwardzanie, w którym jeden lub więcej składników dodają się i tworzą stały roztwór, drugi polega na wydzieleniu jednego ze składników i uzyskaniu odpowiedniej struktury.

Jednym z ciekawszych materiałów jest aluminium SAP — zawierające spiekany proszek aluminium, którego cząsteczki są utlenione.

Nie wnikając dalej w zagadnienia metalurgii, rozpatrzmy jeszcze wykres wytrzymałości na rozciąganie w % wy-

trzymałości przy temperaturze pokojowej dla różnych stopów metali. Widzimy, że najlepsze są stopy molibdenu lub tungstenu. Wadą tych metali jest to, że obydwa są skłonne do utlenienia i w powietrzu muszą być chronione (rys. 14).

Istnieje nowy rodzaj frapujących materiałów dla celów astronautyczno-lotniczych — są to różne materiały ceramiczne. Prace nad tymi materiałami trwają i można w czasopiśmie technicznych znaleźć wiadomości o coraz to bardziej rewelacyjnych „ceramikach”.



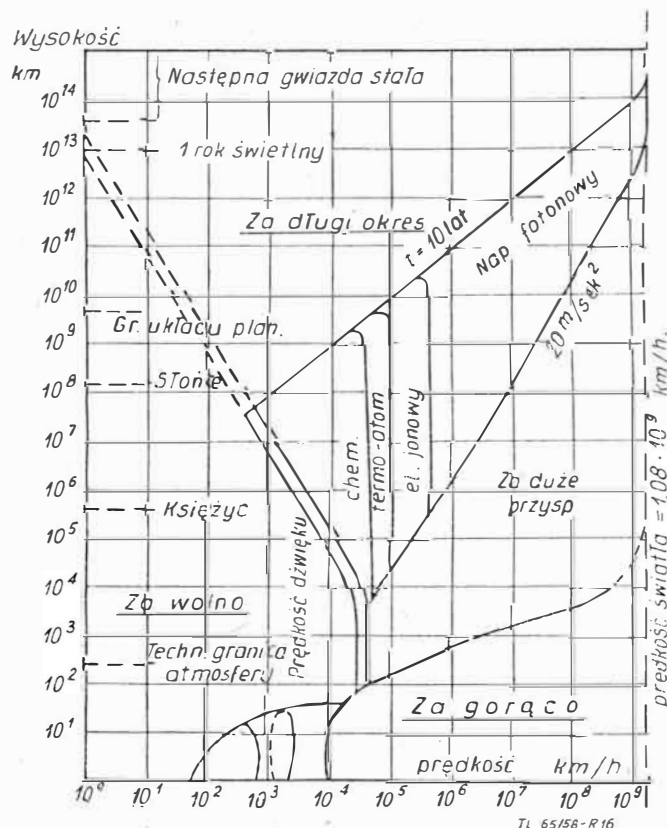
15. Stosunek wytrzymałości do gęstości w zależności od temperatury

„Ceramika” posiada bardzo dobrą wytrzymałość i odporność na utlenianie w wysokich temperaturach, lecz jest ogólnie za krucha.

Ulepsza się ostatnio i bada „ceremety”. Składają się one z węglików, tlenków, azotków, borków itd., metal jest tylko materiałem wiążącym i daje tworzywu nieco ciągliwości. Pomimo więc lepszej odporności na wysokie temperatury, materiały te są podatne na uszkodzenia przy uderzeniach termicznych. Jeżeli ciepło doprowadza się gwałtownie do zewnętrznej powierzchni materiału, gradient temperatury i naprężeń wrośnie i przy dostatecznie dużej powierzchni nastąpi pęknięcie.

Zagadnienia tych pęknięć są skomplikowane, gdyż grają tu rolę nie tylko współczynniki nagrzewania, ale i współczynniki rozchodzenia się ciepła.

Należy pamiętać jeszcze o jednym zagadnieniu — sztywności. Sztywność samolotu czy pocisku w locie hypersonicznym tworzy problem całkiem niezależny od aerodynamicznego grzania. Moduł Younga jest miarą strukturalnej spraw-



16. Wykres Sängera

ności rozciągania — sztywność przy niskim ciężarze jest górującym względem w konstrukcjach lotniczych.

Wielkość modułu Younga maleje więcej niż o połowę w porównaniu do temperatury pokojowej w pobliżu górnej granicy stosowalnej temperatury typowych stopów. Przegląd materiałów i ich stosowalności z uwzględnieniem sztywności i lekkości daje wykres podany przez Kermita Van Every, przedstawiający stosunek wytrzymałości do gęstości w funkcji temperatury (rys. 15). Wykres ten wykazuje przewagę stopów „Udinet 500” i „Inconel X”.

Grzanie aerodynamiczne i względy strukturalno-wytrzymałościowe prowadzą do wniosku — co zresztą podano na samym początku — że w czasie lotu przez atmosferę prędkość musi być ograniczona i odporność materiałów na temperaturę stanowi ograniczenie „korytarza zakresu lotów”. Dolną więc granicę „korytarza” (rys. 1) stanowić będzie temperatura, granica ta będzie zależała od systemu chłodzenia. Lewą część granicy „korytarza” od góry stanowi ograniczenie minimalnej prędkości niezbędnej do lotu. Pewne możliwości poszerzenia górnej granicy daje zmniejszenie obciążenia skrzydła (czyli inaczej zwiększenie jego powierzchni).

Na górną granicę wpływają także ograniczenia napędów — dla ograniczonych prędkości i wysokości silnik turboodrzutowy pracuje dobrze, wyżej za mało będzie powietrza do spalania, poza tym zaczyna grać rolę zagadnienie nieodpowiedniej wytrzymałości. Przyjętym ograniczeniem będzie $Ma = 4$. Silniki przelotowe mogą sięgać nieco dalej, przy zwiększającej się prędkości i wysokości pozostają już tylko rakiety.

Część więc „ludzkiego” lotu statku przestrzeni, czy lot samolotu hypersonicznego, powinien przebiegać w granicach atmosfery ziemskiej we wnętrzu „korytarza”. Granice zakresu „korytarza” mogą być przekraczane dla krótkich okresów czasu — z jednej strony górna krzywa przez lot dynamiczny, dolna zaś przez krótki okres czasu, który nie pozwolił na ustabilizowanie się temperatury pokrycia.

Przy starcie lot przez atmosferę statku przestrzeni stanowi łatwiejsze zagadnienie, gdyż przez regulowanie rakiet startowych szybkość wznoszenia jest ustalana w potrzebnych granicach. Inaczej jest przy powrocie.

Na rysunku 1 mamy naniesione tory powrotu bez napędu, czyli tory statków balistycznych. Widzimy, że przy prędkości początkowej 5000 m/s tylko mały odcinek toru zaczyna o strzęp „za gorąco”. Przy prędkości 7700 m/sek ten odcinek „gorący” jest już dłuższy. Lot ślizgowy umożliwiłyby przejście środkiem korytarza, jak to podają Every i Batdorf (lit. 6, 10).

Poszerzeniem i to znacznym wykresu „korytarza zasięgów” jest wykres Sängera (lit. 11).

INŻ. JOZSEF GEDEON
Budapeszt, Politechnika

Pomiar obciążeń podczas startu szybowca za wyciągarką

Omówienie metodyki oraz wyników pomiarów obciążeń szybowca podczas startu za wyciągarką. Jak wiadomo, obciążenia podczas tego rodzaju startu są znaczne i mało uchwytne dla pilota. Dlatego też jest rzeczą bardzo cenną zdobywanie materiału doświadczalnego z pomiarów tego rodzaju, co pozwoli lepiej dostosować konstrukcję szybowca do wymogów startu za wyciągarką, jak też doskonaląc technikę tego rodzaju startu. Seria pomiarów w locie została przeprowadzona w ramach prac Katedry Lotnictwa na Politechnice w Budapeszcie, pracującej pod kierunkiem profesora Eleméra Rácza. Koncepcja, przeprowadzenie pomiarów i wyciągnięcie wniosków zostało przeprowadzone przez inż. dypl. Desideriusa Györgyfalvy. Praca została zreferowana przez inż. Jozsefa Gedeona na VII Kongresie OSTI V w Lesznie 1958 r.

W latach powojennych coraz bardziej rozpowszechnia się sposób startowania szybowców za wyciągarką z zamocowaniem liny holowniczej w okolicy środka ciężkości szybowca. Jest to sposób bardzo wydajny, niemniej posiada swoje problemy, zwłaszcza należy zwrócić dużą uwagę, by nie przeciążyć konstrukcji szybowca. Jakkolwiek w literaturze można znaleźć wiele prac związanych z tym zagadnieniem, to jednak wpływ wszelkich miarodajnych czynników nie jest ujmowany kompletnie i jasno. Z tych też powodów została przedsięwzięta praca, która będzie zreferowana w tym artykule.

Podczas holowania na szybowiec działają następujące siły — ciężar szybowca G , siła w linie holowniczej K , siła nośna P_z i opór P_x , a także siła nośna na usterzeniu poziomym P_u . Podczas startu za zaczepem przednim moment siły w linie holowniczej względem środka ciężkości może być dość znaczny. Ten moment musi być zrównoważony przez dużą, działającą od dołu, siłę na usterzeniu poziomym, co oznacza wy-

Jego wykres (rys. 16) w skali prędkości sięga aż do prędkości światła, w skali wysokości, a właściwie w odległości od ziemi, aż po granice naszego układu słonecznego. Jest więc to właściwie wykres zakresów podróży przestrzeni.

Skale są logarytmiczne tak, że w stosunku do poprzednich wykresów „korytarza” obraz jest zniekształcony. Lewy dolny obszar to nasze obecne lotnictwo — zakresu napędu śmigłowego, turbinowo-odrzutowego i przelotowo-odrzutowego, wyżej sięga zakres samolotów raketowych. Krzywa grzania aerodynamicznego jest przedłużona. Prędkość satelityczna i prędkość ucieczki ograniczają z jednej strony obszar podróży kosmicznych, z drugiej strony — ograniczenie stanowią przyśpieszenia, które Sänger uważa jako możliwe do trwałego znoszenia przez organizm ludzki, to jest przyśpieszenie = 20 m/sek², następnie 10 lat jako możliwy do przyjęcia czas lotu.

Wewnątrz powstałego trójkąta są pionowe zakresy poszczególnych napędów i tak: rakiety o napędzie chemicznym (płynnym) do 50 000 km/h, napęd termiczno-atomowy do 100 000 km/h, elektrojonowy do 500 000 km/h i wreszcie dalej już tylko napęd fotonowy.

Przy prędkościach ponad 10⁸ km/h wchodzi już zakres relatywistycznej mechaniki i na skutek powstawania dylatacji czasowej wykres zakrzywia się ku górze.

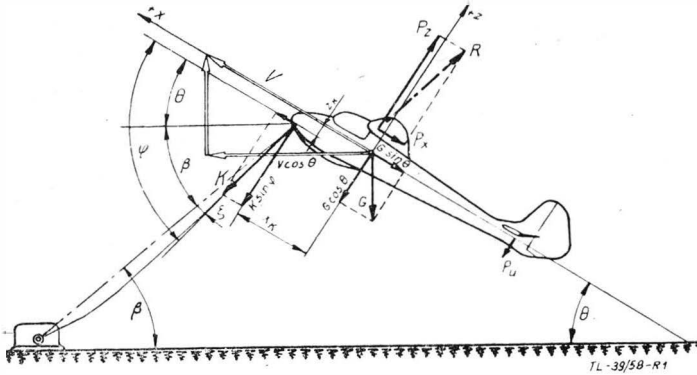
LITERATURA

- Allen, H. J. — Hypersonic Flight and the Re-entry Problem, J. Aeron. Sci., 1958 t. 25, nr 4, s. 217—229
- Eckert — Mass transfer cooling a means to protect high speed Aircraft, Pergamon-Press, 1958
- Rogers, M. — Aerothermoelasticity, Aero/Space Eng. X.1958, t. 17, nr 10, s. 34—43
- Steurer W. H. — Metalurgische Probleme bei Flugkörper mit hoher Hauterwärmung. Raketentechnik und Raumfahrtforschung, nr 3, t. II, 1958, s. 73—80
- Eggers, A. J. — Performance of long range hypervelocity Vehicles, Jet Propulsion 1957, t. 27, nr 11, s. 1147—1151
- von Every, K. E. — Target for Tomorrow, Aeroplane, 1958, t. 94, nr 2435, s. 626—629, nr 2436, s. 662—664
- Hansen, C. F. — Some Characteristics of the upper Atmosphere pertaining to hyper Velocity Flight, Jet Propulsion, 1957, t. 27, nr 11, s. 1151—1156
- Patterson, G. N. — Aerophysical Problems of Flight at extreme Altitudes and Speeds, Canad. Aeronaut. J., 1958, t. 4, nr 1, s. 3—10, nr 2, s. 39—47
- Łukasiewicz — Experimental Investigation of Hypervelocity Flight, A. E. D. C., Sept. 8—13, 1958
- Batdorf, S. B. — Structural Problems of Hypersonic Flight
- Sänger, E. — Zur Strahlungsphysik der Photonen-Strahltriebwerke, Oldenburg, 1957

rażne zmniejszenie wysokości uzyskiwanej przy starcie, a przy pewnych warunkach może być przekroczona efektywność steru wysokości, co prowadzi do wahań podłużnych szybowca. Przy zadzieleniu liny holowniczej w okolicy środka ciężkości, te trudności odpadają i można uzyskiwać większe prędkości wznoszenia. Prędkość lotu szybowca wynosi V , kąt pochylenia toru lotu θ , prędkość wznoszenia w .

Niektóre z tych wielkości mogą być zmierzone bezpośrednio inne znów mogą być otrzymane na drodze przeliczeń wartości pomiarowych. Tak na przykład prędkość lotu V może być otrzymana z ciśnienia dynamicznego. Dla pomiaru obciążenia w linie holowniczej może być wykorzystany dynamometr. Ciężar szybowca i położenie środka ciężkości nie zmieniają się, mogą być wyznaczone przez proste ważenie na ziemi. Prędkość wznoszenia w jest wskazywana zasadniczo przez wariometr, jednakże dokładność tego przyrządu nie jest dostateczna dla tych celów. Lepiej jest mierzyć wysokość

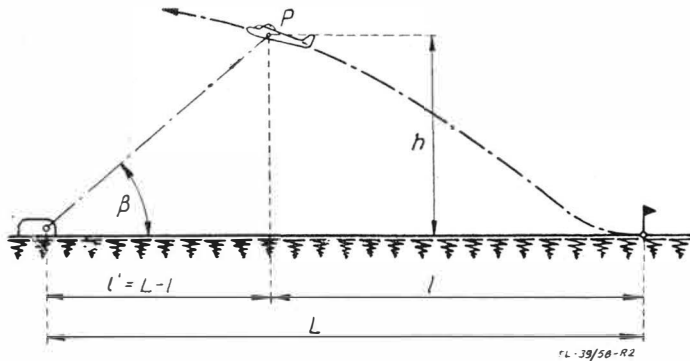
lotu przy pomocy wysokościomierza, a następnie wyznaczyć prędkość wznoszenia na drodze rachunkowego lub wykreślonego różniczkowania. Kąt toru Θ ma znaczenie dla rozłożenia siły ciężkości na składowe. Gdy są znane V i w to można łatwo wyznaczyć Θ dla każdego punktu toru.



Rys. 1. Układ sił podczas startu za wyciągarką

Kąt liny można obliczyć z pewnym przybliżeniem. Wartością pomocniczą jest tu wartość azymutu β . Tor szybowca może być wyznaczony na drodze graficznego całkowania. Zwis liny holowniczej może być obliczony w sposób przybliżony, a stąd można wyznaczyć już kąt liny.

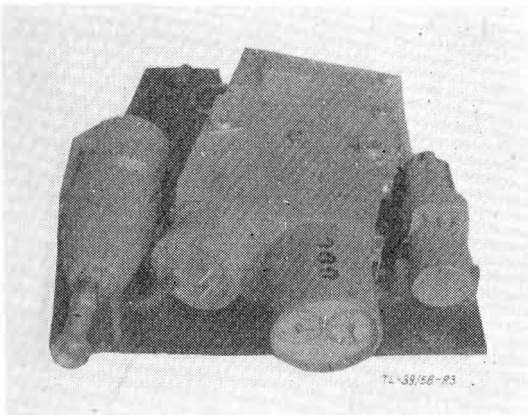
Siła nośna na usterzeniu poziomym może być wyliczona według kąta wychylenia steru wysokości oraz ciśnienia prędkości dla danych warunków. By jednak takie obliczenie wykonać, niezbędne jest uprzednie pomierzenie statycznej stateczności podłużnej.



Rys. 2. Określenie kąta azymutu

Ponieważ przebieg startu za wyciągarką jest procesem dynamicznym ważne są również siły masowe, zwłaszcza normalne do toru, które trzeba uwzględnić. Wielkość składowej normalnej do toru siły masowej może być wyliczona ze znanych V oraz $\frac{d\Theta}{dt}$ dla kolejnych punktów toru lotu.

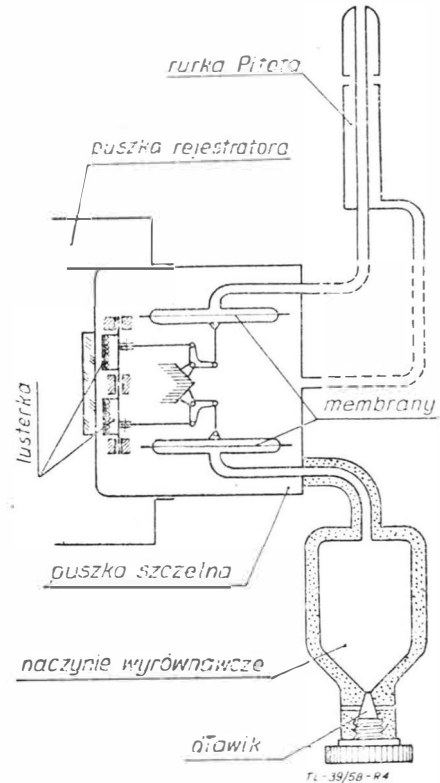
Biorąc powyższe pod uwagę można ustalić następujący program pomiarów:



Rys. 3. Rejestrator optyczny

1) jednoczesny pomiar prędkości, wysokości, siły w linii holowniczej oraz kąta wychylenia steru wysokości podczas startu za zaczepem przednim oraz za zaczepem w środku ciężkości,

2) dla sprawdzenia wyników należy przeprowadzić szereg lotów dla obydwóch sposobów startów, przy czym mierzy się kąt natarcia, prędkość i wysokość. Wyznacza się również zależność kąta natarcia od prędkości lotu w zwykłych lotach ślizgowych,

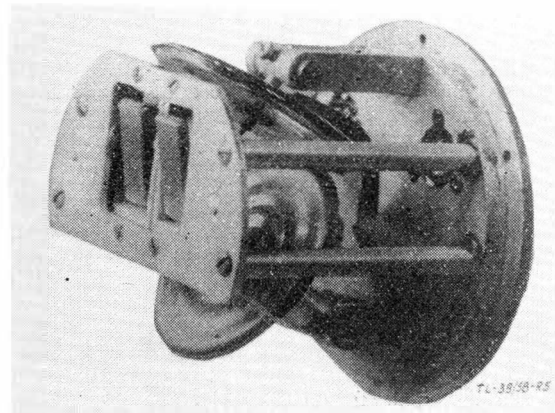


Rys. 4. Schemat podwójnego układu pomiarowego

3) pomiar stateczności statycznej podłużnej. Mierzone wartości są rejestrowane przy pomocy rejestratora optycznego, który posiada zasadniczo dwa elementy mierzące, przy odpowiednim połączeniu może jednak rejestrować cztery parametry.

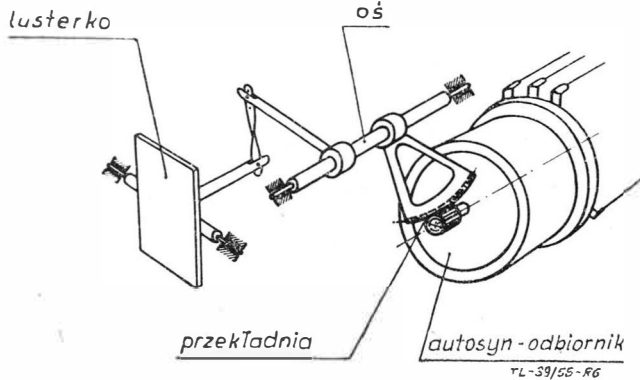
Na pierwszy element mierzący na dolną membranę oddziałuje ciśnienie statyczne, na górną — ciśnienie prędkości. Membrany poruszają małe lusterka za pośrednictwem dźwigni, zapis jest dokonywany na drodze optycznej.

Wielkość siły w linii holowniczej i kąt wychylenia steru wysokości jest przekazywany za pośrednictwem urządzenia autosynowego. W nadajniku dynamometru siła w linii przechodzi na sprężynę spiralną. Ściskanie sprężyny jest zamieniane za pośrednictwem prowadnicy spiralnej w ruch obrotowy, który jest dalej przekazywany autosynem. Zaczep jest zamontowany przed dynamometrem. Podczas holowania za przednim zaczepem dynamometr jest podwieszony na zaczepie.

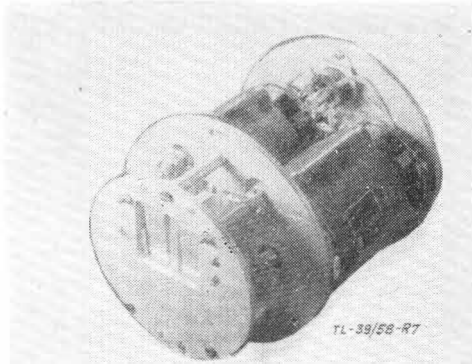


Rys. 5. Przyrząd mierzący wysokość i prędkość lotu (bez obudowy)

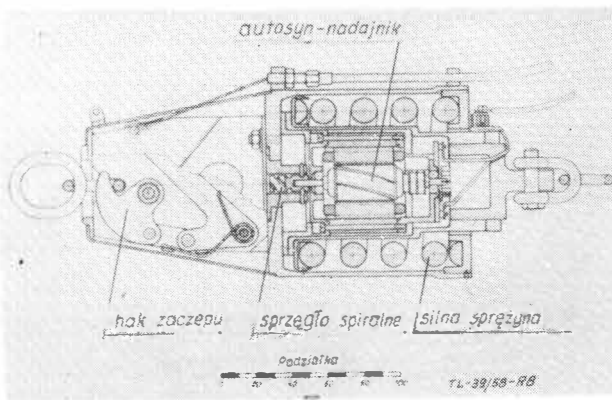
Podczas holowania za środek ciężkości jest stosowane zamocowanie liny holowniczej na zaczepach umieszczonych po obu bokach kadłuba. Dynamometr jest wtedy umieszczony za miejscem połączenia obu odgałęzień bocznych liny. Rozgałęziona część liny holowniczej nie jest zrzucana po wyczepleniu, lecz wciągana do kadłuba w locie.



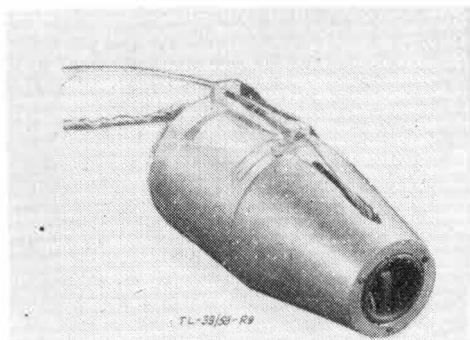
Rys. 6. Schemat ruchu zwierciadła w odbiorniku autosynu



Rys. 7. Podwójny odbiornik autosynu



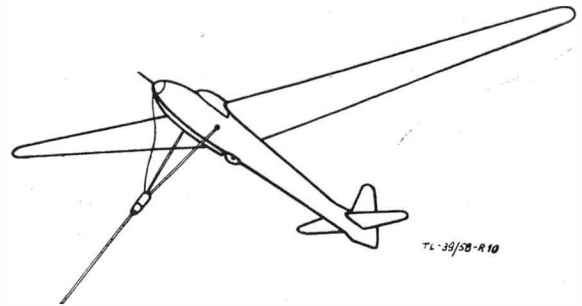
Rys. 8. Autosyn-nadajnik dynamometru dla określenia siły w linie holowniczej



Rys. 9. Widok nadajnika dynamometru

Nadajnik kąta wychylenia steru wysokości jest zamocowany na drążku sterowym i jest uruchamiany za pośrednictwem łańcucha.

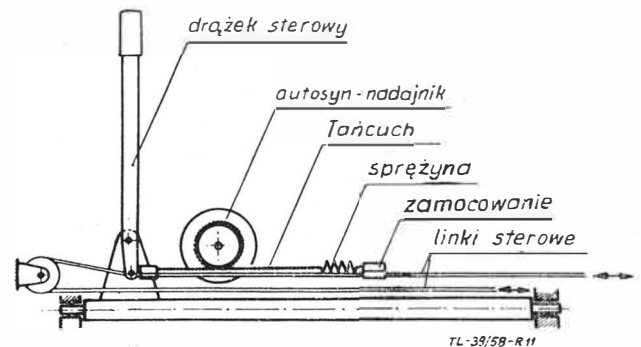
Pomiary zostały wykonane na szybowcu wyczynowym typu „Cinke”. Szybowiec ten jest rozwojem znanego szybowca niemieckiego „Meise”. Wprowadzone zmiany obejmują koło do lądowania, całkowicie oszkloną osłonę kabiny i zaczep w środku ciężkości. Ciężar w locie wynosi 307 kG włączając całe wyposażenie pomiarowe, co daje obciążenie powierzchni nośnej 20,5 kG/m². Zastosowano wyciągarke typu „Herkules” z silnikiem 120 KM i sprzęgłem hydraulicznym.



Rys. 10. Umieszczenie dynamometru przy zaczepie w środku ciężkości szybowca

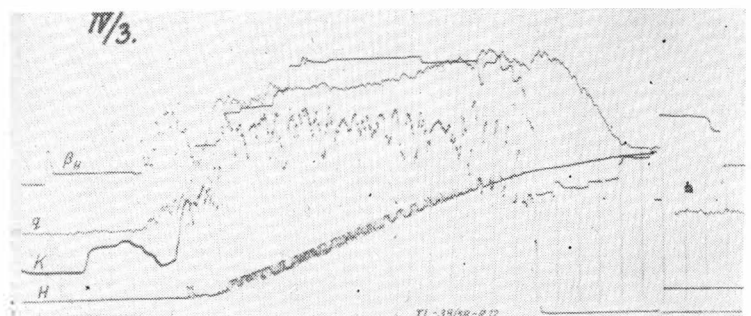
Wszystkie przyrządy pomiarowe zostały starannie przeskalowane. W przypadku dynamometru przeprowadzono również skalowanie dynamiczne.

Pomiary w locie były wykonane w locie w roku 1955 na lotnisku Esztergom. Podczas każdego lotu mierzono prędkość wiatru. Długość liny holowniczej wynosiła 1000 m.



Rys. 11. Nadajnik wychylenia steru wysokości

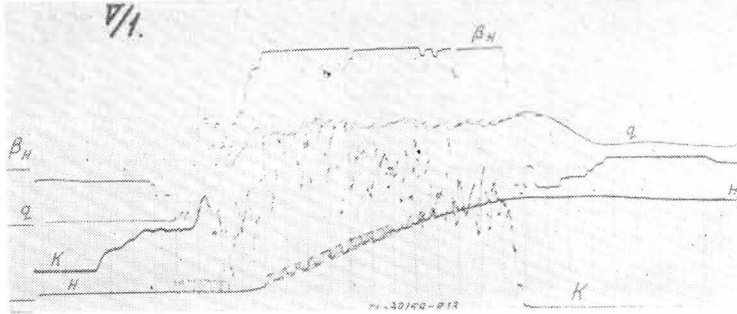
Rysunek 12 przedstawia wyniki pomiaru startu za przednim zaczepem przy wietrze 6 m/s. Poszczególne linie oznaczają: wysokość lotu H , siłę w linie holowniczej K , ciśnienie prędkości q i kąt wychylenia steru wysokości β_4 . Kreski pionowe oznaczają czas-przedziały 1-sekundowe. Gdy szybowiec zaczyna się toczyć po ziemi to ster wysokości jest prawie w położeniu neutralnym. Siła w linie holowniczej jest umiarkowana. Wreszcie prędkość jest dostateczna, by szybowiec mógł się oderwać od ziemi. Ster wysokości jest lekko wychylony do dołu, siła w linie przyrasta znacznie. Teraz ster zostaje stopniowo ściągany, prędkość wznoszenia zaczyna wzrastać. Podczas właściwego startu siła w linie holowniczej zmniejsza się nieco, natomiast prędkość powoli się zwiększa. To ostatnie jest raczej złym przyzwyczajeniem mecha-



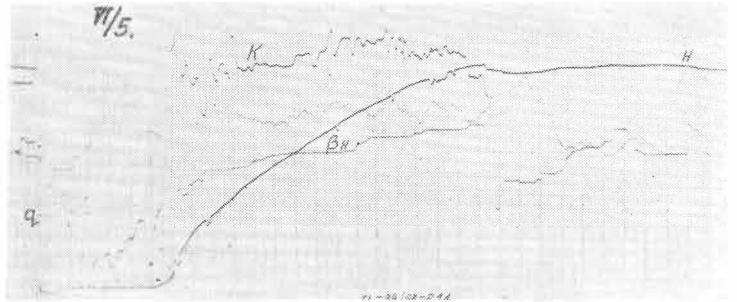
Rys. 12. Wykres dla lotu IV/3

nika obsługującego wyciągarke. W tym przypadku błąd ten nie jest znaczny i nie powoduje nieprzyjemnego położenia szybowca, ani też większej straty wysokości. Najlepiej jest, gdy prędkość podczas całego startu jest stała.

Rzucające się w oczy są silne wahania siły w linii holowniczej. W mniejszym stopniu jest to widoczne na wykresie ciśnienia dynamicznego. Ponieważ linia wychylenia steru wysokości przebiega bez drgań, należy wykluczyć błąd wskazań przy zapisach. Nie udało się również wynaleźć czysto mechanicznych drgań w samym układzie pomiarowym dynamometru i liny holowniczej przy odpowiedniej częstotliwości drgań własnych. Toteż należy przyjąć, że drgania zapisane na wykresach są wywoływane okresowo zmiennymi siłami na usterzeniu wysokości. W zupełnie wyraźnych przypadkach wahań podłużnych mówi się już wyraźnie o oderwaniu na usterzeniu wysokości.



Rys. 13. Wykres dla lotu V/1

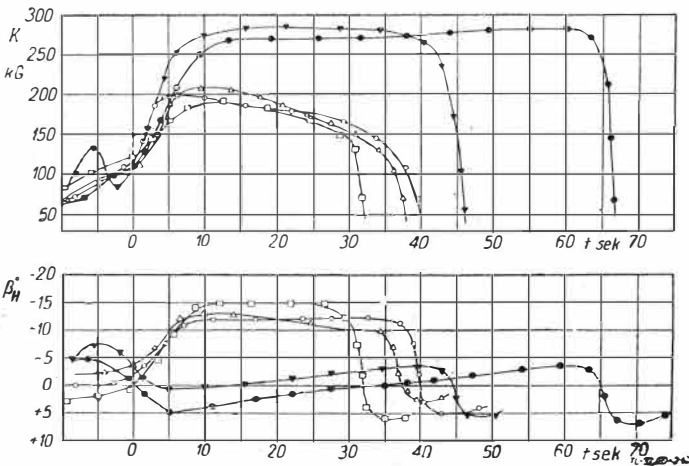


Rys. 14. Wykres dla lotu VI/5

Rysunek 13 przedstawia pomiar w podobnych warunkach, przy czym prędkość wiatru wynosiła praktycznie zero.

Rysunek 14 przedstawia start za zaczepem w środku ciężkości. Ster wysokości nie jest ściągany. Siła w linii holowniczej i ciśnienie statyczne przebiegają wyżej i wykazują mniejszą tendencję do drgań.

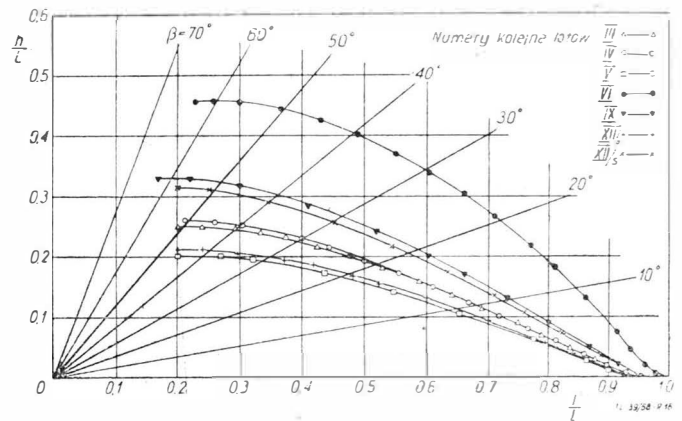
Wykonano ogółem 75 startów za wyciągarke. Te pomiary zostały uzupełnione jeszcze pomiarami kąta natarcia, a także i statycznej stateczności podłużnej, jak i skuteczności steru wysokości. Niestety, ze względu na ograniczone ramy niniejszego artykułu, nie ma możliwości przedstawić szczegółowo



Rys. 15. Siła w linii holowniczej K oraz wychylenie steru wysokości β_4 w funkcji czasu

wszelkich wniosków wynikających z pomiarów. Wnioski najważniejsze są przedstawione w postaci wykresów. Na wykresach są przedstawione poszczególne krzywe, są one średnimi z wielu pomiarów wykonanych w analogicznych warunkach w tym samym dniu lotnym. Wykreślanie poszczególnych krzywych dla każdego lotu byłoby nie tylko mało przejrzyste, ale też byłoby mniej dokładne z powodu rozrzutu punktów.

Rysunek 15 przedstawia przebieg siły w linii holowniczej K oraz wychylenie steru wysokości β_4 w funkcji czasu. Krzywe oznaczone pełnymi punktami odnoszą się do zaczepu w środku ciężkości, oznaczane punktami pustymi w środku ciężkości siła w linii holowniczej jest prawie równa ciężarowi szybowca i pozostaje bez zmiany, aż prawie do momentu zrzutu liny. Przy zaczepie przednim największa siła w linii holowniczej wynosi tylko około 2/3 ciężaru szybowca zaraz po starcie i po tym zmniejsza się systematycznie, lecz dość powoli. Położenie steru wysokości podczas startu za przednim zaczepem i przy zaczepie w środku ciężkości jest takie jak się to powszechnie spotyka.



Rys. 16. Przebieg toru lotu

Rysunek 16 przedstawia średnie przebiegi toru lotu dla serii pomiarów. Obydwie górne krzywe odpowiadają startowi za zaczepem w środku ciężkości, pozostałe są z lotów za zaczepem przednim. Wykreślono również kąt azymutu β .

Rysunek 17 przedstawia prędkości lotu podczas startu za wyciągarke V. Podano również przyspieszenia podłużne $\frac{dV}{dt}$ w m/sek², prędkości wznoszenia W oraz przyspieszenia

prostopadłe do toru lotu $\frac{Vd\theta}{dt}$.

Na rysunku 18 przedstawiono cztery siły, które obciążają szybowiec podczas startu w kierunku prostopadłym do toru lotu. Są to od góry do dołu — składowa ciężaru szybowca, składowa siły w linii holowniczej, siła nośna na usterzeniu poziomym oraz siła masowa. Największe obciążenie pochodzi od siły ciężkości, przy czym przy starcie za zaczepem w środku ciężkości siła w linii holowniczej jest prawie tak samo duża. Udział pozostałych sił jest nieduży.

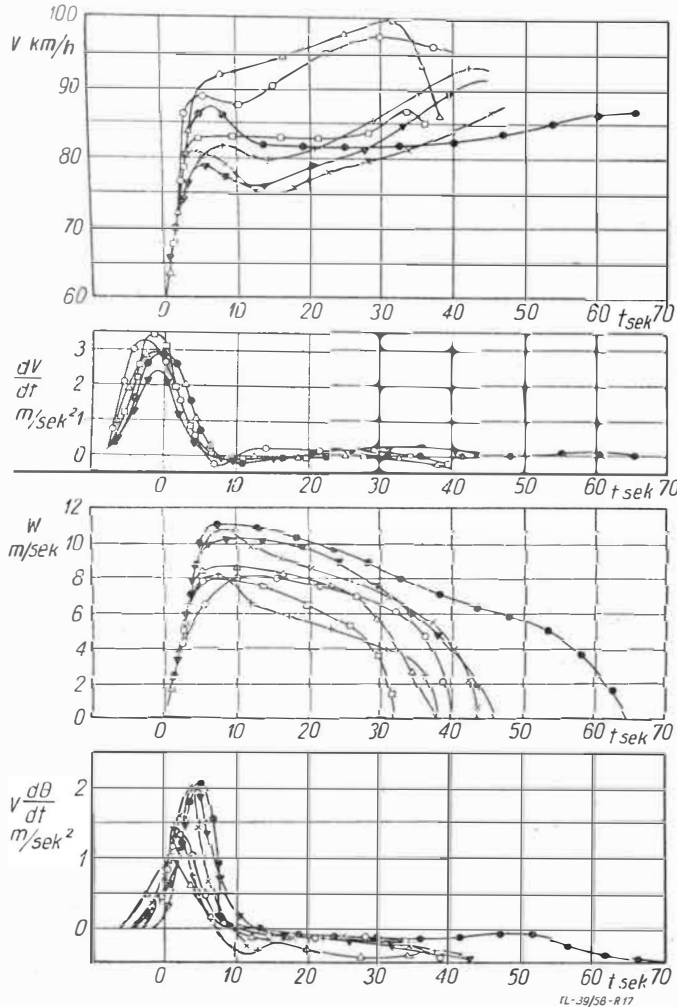
Na rysunku 19 w części górnej pokazano współczynnik siły nośnej c_z jako funkcję kąta azymutu β . Podczas startu za przednim zaczepem otrzymuje się wartości pomiędzy 0,6 a 0,9, zaś podczas startu za zaczepem w środku ciężkości wartości leżą pomiędzy 0,8 a 1,2.

Wykres środkowy przedstawia współczynnik obciążenia n jako funkcję kąta azymutu. Ponieważ przyspieszenia są znikome to obciążenia giętkie skrzydła są większe niż przy wyrwaniu przy tym samym współczynniku obciążenia. Wykres dolny przedstawia natomiast współczynniki obciążenia n_e , które mogą być już porównywane pomiędzy sobą. Również one nie są zbyt duże — przy starcie za zaczepem przednim wynoszą $n_e = 1,7$, przy starcie za zaczepem w środku ciężkości $n_e = 2,3$. Największa zmierzona wartość wynosiła 2,5. Należy jednak zdać sobie sprawę z tego, że ma tu miejsce dynamiczny przebieg zjawiska. Nieumiejętny pilotaż lub też nagłe uderzenia wiatru mogą powodować znaczne dociążenia. Dlatego też należy się liczyć podczas startów za zaczepem przednim z bezpiecznym współczynnikiem przeciążenia nie mniej niż 3, zaś przy starcie za zaczepem w środku ciężkości — nie mniej niż 4.

Na rysunku 20 przedstawiono wykresy dotyczące obciążenia wyciągarki. Prędkość liny holowniczej może się wahać pomiędzy 80 a 20 km/h, zależnie od prędkości wiatru i innych okoliczności. Największa wartość zachodzi zaraz po oderwaniu od ziemi, potem prędkość liny spada stopniowo. Przy starcie za zaczepem w środku ciężkości prędkość liny holowniczej jest nieco mniejsza niż przy starcie za zaczepem przednim.

Moment kręjący potrzebny na wale bębna wyciągarki jest większy w przypadku zaczepu w środku ciężkości i pozostaje stały prawie do końca holowania.

Zapotrzebowanie mocy przy starcie za wyciągarką jest stonkowo małe. Nie należy jednak zapominać, że ta moc musi być do dyspozycji przy małych prędkościach obrotowych. W praktyce nominalna rezerwa mocy wynosi 60 do 80%, co jest prawidłowe.

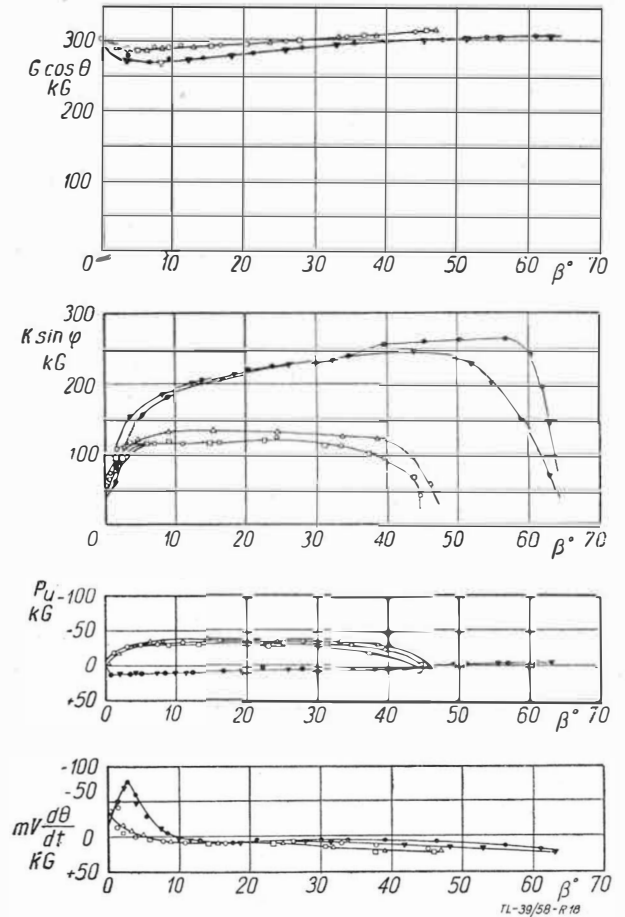


Rys. 17. Przebieg prędkości holowania, przyspieszenia podłużnego, prędkości wznoszenia i przyspieszenia normalnego do toru w funkcji czasu

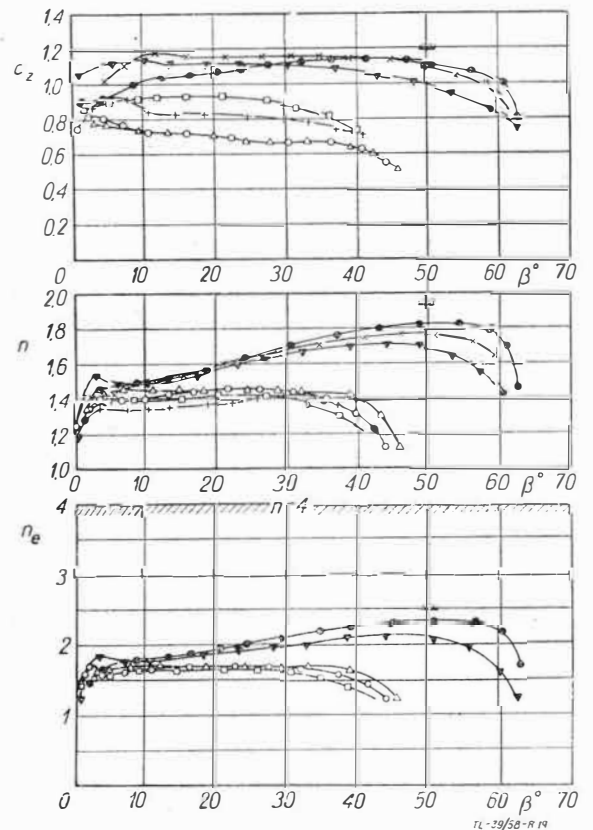
Prędkości obrotowe bębna osiągną swą największą wartość zaraz po oderwaniu szybowca od ziemi.

Po przedstawieniu zagadnień, które interesują konstruktora szybowców i konstruktora wyciągarek, omówione będą sprawy pilotażu oraz współpracy pilota i mechanika obsługującego wyciągarkę. Celem startu za wyciągarką jest osiągnięcie pewnej wysokości, przy czym im większa jest ta wysokość tym lepiej. Należy się więc starać o uzyskanie jak największej wysokości, uwzględniając — oczywiście — środki bezpieczeństwa oraz nie przeciążając szybowca.

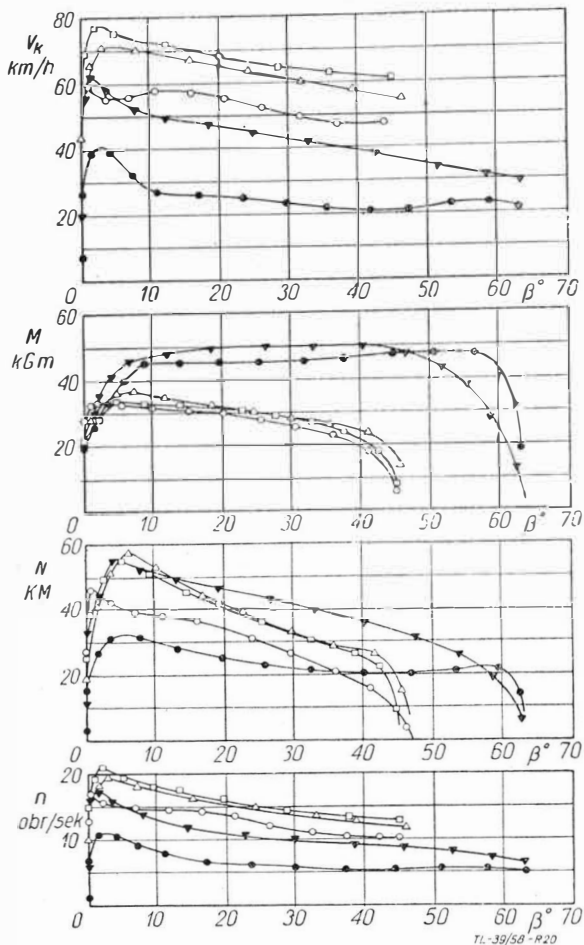
Na rysunku 21 przedstawiono uzyskane wysokości w funkcji wychylenia steru wysokości przy różnych prędkościach wiatru i prędkościach holowania. Rozważmy najpierw trzy grupy krzywych umieszczonych na dole po prawej stronie, które odpowiadają startowi za przednim zaczepem. Położenie wykresów wykazuje, że w miarę wzrostu prędkości wiatru otrzymuje się coraz większe wysokości. Jest to ogólna właściwość startu za wyciągarką, mająca miejsce zarówno przy starcie za zaczepem przednim, jak i za zaczepem w środku ciężkości i nie warto się o tym rozwodzić. Widoczne



Rys. 18. Wykres sił działających normalnie do toru lotu



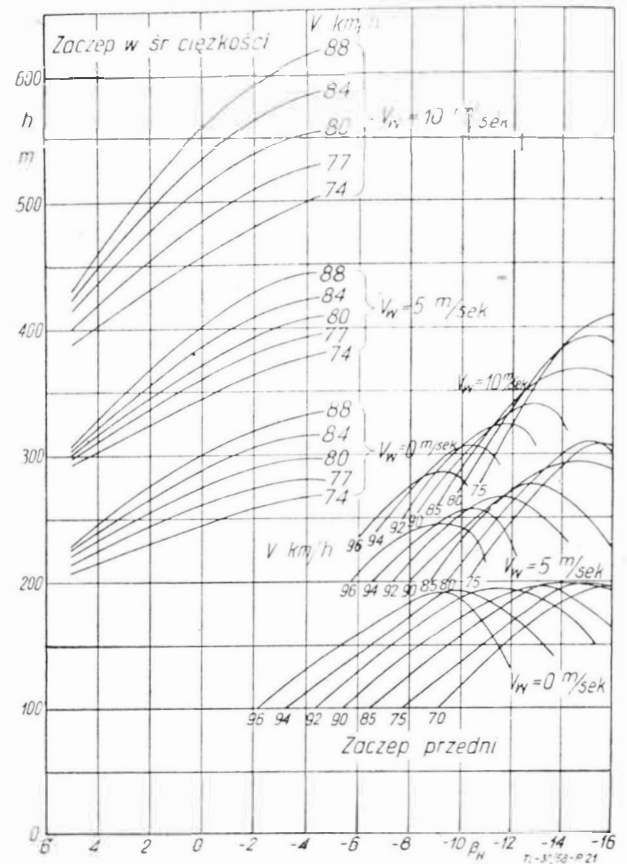
Rys. 19. Wykres współczynnika siły nośnej c_z , współczynnika obciążenia u oraz równowaznego współczynnika obciążenia



Rys. 20. Wykres zależności prędkości linii holowniczej, momentu kręcącego na bębnie wyciągarki, mocy potrzebnej do holowania oraz prędkości obrotowej bębna w funkcji azymutu

jest również, jak zmienia się osiągnięta wysokość w zależności od wychylenia steru wysokości. Zachodzi określone maksimum, przy czym przesuwają się ono na większych prędkościach holowania w kierunku mniejszych kątów wychylenia steru wysokości. To potwierdza znowu wnioski z praktyki, że podczas startu za zaczepem przednim trzeba silnie ściągać na siebie ster, prawie aż do wystąpienia wahań podłużnych szybowca.

Jest rzeczą interesującą stwierdzić, przy jakiej prędkości holowania osiąga się największą wysokość. W warunkach bez wiatru wpływ prędkości holowania jest nieduży, opti-



Rys. 21. Wpływ prędkości holowania, prędkości wiatru oraz kąta wychylenia steru wysokości na uzyskaną wysokość

мум leży przy prędkości równej około 85 km/h. Przy prędkości wiatru maksimum jest już wyraźnie zauważalne, wynosi ono 80 km/h. Przy wietrze 10 m/sek najlepsza prędkość wynosi 74 km/h. Te fakty mogą uspokoić konstruktora, gdyż obniża to niebezpieczeństwo przeciążenia konstrukcji szybowca, postępowanie mechanika wyciągarkowego i pilota jest instynktowne. Gdy prędkość holowania jest za duża, daje on znak sterem kierunkowym, jeżeli nie ze względu na bezpieczeństwo to dla osiągnięcia jak największej wysokości.

Przy użyciu zaczepu w środku ciężkości sytuacja wygląda nieco inaczej. Przyrost wysokości zwiększa się jednostajnie z wychyleniem steru wysokości i ze wzrostem prędkości holowania, przynajmniej w zakresie o znaczeniu praktycznym. Obciążenia oczywiście wzrastają. Toteż start za zaczepem w środku ciężkości wymaga większej dyscypliny od pilota i mechanika wyciągarkowego

Mgr inż. WALDEMAR BŁOCKI

Określenie najbardziej korzystnej wielkości ciśnienia pracy w hydraulicznych układach lotniczych

Wielkość ciśnienia pracy lotniczych układów hydraulicznych posiada wpływ na wiele własności układów energetycznych ważnych z punktu widzenia osiągnętości samolotu. Analizując zależność takich własności jak: ciężar układu hydraulicznego, zajmowana przestrzeń, odkształcenia elementów siłowych i temperatura pracy od ciśnienia układu hydraulicznego, została określona optymalna wielkość ciśnienia, która powinna być przyjęta za podstawę przy konstruowaniu lotniczych instalacji hydraulicznych.

We współczesnym samolocie zarówno komunikacyjnym, jak i bojowym, siłowa instalacja hydrauliczna stała się głównym elementem wyposażenia pod względem ciężaru i zajmowanej przestrzeni. Konsekwencją tego jest dążenie do stworzenia takich układów hydraulicznych, które zachowując wysoką niezawodność pracy wpływałyby w jak najmniejszym stopniu na zmniejszenie osiągnętości samolotu.

Wymagania stawiane siłowej instalacji hydraulicznej zastosowanej do samolotu są następujące:

- 1) małe zapotrzebowanie przestrzeni wewnątrz samolotu,
- 2) możliwie najmniejszy ciężar,

- 3) wysoka pewność działania,
- 4) łatwa obsługa w locie i na ziemi,
- 5) mała wrażliwość na uszkodzenia,
- 6) niski koszt zakupu i użytkowania.

Istnieją dwie zasadnicze klasy wymagań stawianych instalacji hydraulicznej w zależności od przeznaczenia samolotu.

Samolot komunikacyjny wymaga układu pracującego jak najbardziej ekonomicznie i odznaczającego się długim okresem użytkowania. Pożądany jest przy tym niski koszt zakupu urządzenia i jego utrzymania. Ciężar instalacji oraz zapotrzebowanie przestrzeni w samolocie ma w tym przypadku,

przy zachowaniu oczywiście pewnych ograniczeń, znaczenie drugoplanowe.

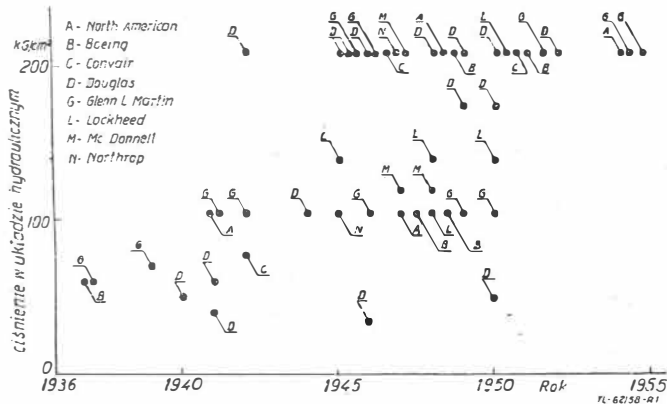
Drugą klasę stanowią samoloty wojskowe, gdzie wymagania można uszeregować według stopnia ich ważności w następujący sposób:

- zwiększona pewność działania ze względu na trudniejsze warunki pracy,
- najmniejszy ciężar układu i najmniejsze zapotrzebowanie miejsca ze względu na wysokie wymagania dotyczące osiągnięć samolotu.

Koszt zakupu i utrzymania oraz długotrwałość pracy nie jest w tym przypadku warunkiem głównym.

Spełnienie tych wymagań uzależnione jest w różnym stopniu od wielkości ciśnienia, przy której pracuje układ hydrauliczny. Zagadnieniem o wielkim znaczeniu przy planowaniu prac rozwojowych z zakresu konstrukcji lotniczych jest znalezienie odpowiedzi na pytanie, jakie jest teoretyczne optimum ciśnienia w układach hydraulicznych zarówno samolotów komunikacyjnych, jak i bojowych. W tym kierunku prowadzone były obszerne prace teoretyczne obejmujące swym zakresem samoloty pilotowane przez człowieka, samoloty sterowane automatycznie oraz śmigłowce. Optimum ciśnienia w układzie hydraulicznym zostało określone jako taka wielkość ciśnienia, przy której występuje najbardziej korzystna kombinacja wymagań stawianych przez odbiorcę, które układ jest w stanie spełnić, to jest pewności działania, ciężaru, zapotrzebowania miejsca, kosztów itp.

Ciśnienie w układach hydraulicznych samolotów budowanych w okresie ostatnich dwudziestu lat stale się podwyższało od 55 kG/cm² w roku 1939 do 210 kG/cm² stosowanych na wszystkich samolotach skonstruowanych przez wytwórnie amerykańskie w latach 1952—1953. W ciągu tego okresu znacznie wzrosły wymagania dotyczące mocy układu hydraulicznego, co zmusiło konstruktorów do udoskonalenia konstrukcji układu i podwyższenia ciśnienia. Obecnie stosowane jest powszechnie przez konstruktorów hydraulicznego osprzętu lotniczego ciśnienie pracy 210 kG/cm². Ilustrują to dane zamieszczone na rys. 1 odnoszące się do samolotów produkowanych przez wytwórnie amerykańskie w latach 1936—1955.



Rys. 1. Wzrost ciśnienia stosowanego w układach hydraulicznych samolotów produkowanych w USA

Przyjęcie ciśnienia 210 kG/cm² za standart przez większość wytwórni osprzętowych poprzedzone zostało gruntownymi badaniami teoretycznymi i zebraniem wielostronnych informacji od zainteresowanych stron, to jest przemysłu lotniczego i odbiorców. Szczegółowym studiom podlegał zakres ciśnień od 100 kG/cm² do 700 kG/cm².

Metoda analizy

Ustalono przede wszystkim liczbę czynników mających wpływ na konstrukcję. Uszeregowano je odpowiednio do ich znaczenia względnego w następującej kolejności: ciężar, zapotrzebowanie miejsca, koszt, pewność działania, sprawność, zakres temperatur. Całkowity ciężar układu jest czynnikiem o największym znaczeniu, wszystkie pozostałe czynniki rozpatrywane były niezależnie, a w końcowej analizie zestawione wspólnie z ciężarem. Szczegółowej analizie poddano zarówno całość układu hydraulicznego, jak i poszczególne jego elementy składowe, to jest dźwigniki, pompy, zawory, filtry, akumulatory hydrauliczne, zbiorniki i przewody. Rozpatrywano trzy typy przewodów, a mianowicie linie ciśnieniowe, linie powrotne i linie zasilania pompy. Każdy z tych

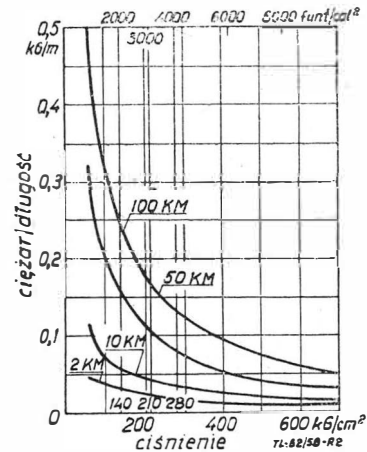
typów rozbity był na elementy, to znaczy ciecz, przewody i złącza.

Materiałem, który posłużył do uogólnienia badań, były wyniki analizy ośmiu różnych układów hydraulicznych, z których sześć reprezentowało najbardziej typowe odmiany. Ważniejszymi z nich były:

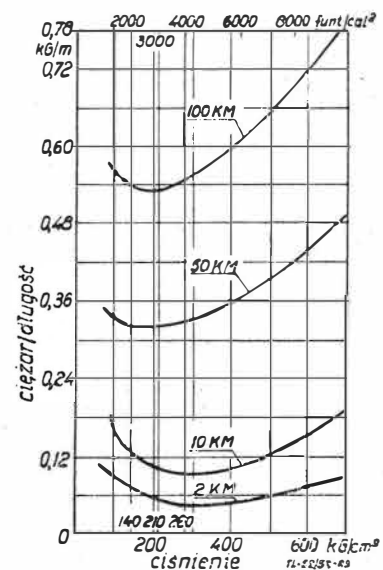
- Małe układy sterowania samolotu, typowe dla samolotów bez pilota, śmigłowców, małych samolotów poddźwiękowych.
 - Średnie układy sterowania stosowane zwykle w samolotach przydźwiękowych, jak samoloty przechwytyjące oraz lekkie bombowce.
 - Duże układy sterowania typu centralnego dostosowane do dużych i szybkich samolotów, jak bombowce strategiczne.
- Poniżej omówiono szczegółowo wyniki badań nad wpływem wartości ciśnienia pracy na interesujące nas własności układów hydraulicznych.

Ciężar układu hydraulicznego i zapotrzebowanie miejsca

Każdy dodatkowy kilogram ciężaru wyposażenia samolotu stwarza konieczność zwiększenia ciężaru innych elementów samolotu o 3 do 15 kG, jeżeli nie chce się dopuścić do pogorszenia osiągnięć samolotu. We współczesnym samolocie wojskowym, gdzie stawia się wymagania dużej pewności pracy przy znacznym obciążeniu aerodynamicznym, średni ciężar układu hydraulicznego jest duży i wynosi około 1% ciężaru samolotu brutto. W ten sposób układ hydrauliczny jest „odpowiedzialny” za 3 do 15% ogólnego ciężaru sa-



Rys. 2. Ciężar cieczy w przewodach ciśnieniowych. Strata ciśnienia na długości 1 mb przewodu wynosi 0,383% przy stałej lepkości

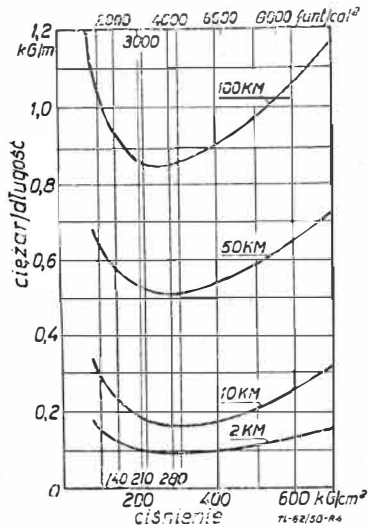


Rys. 3. Ciężar przewodów hydraulicznych

molotu i to jest wystarczającą przyczyną, aby ciężar instalacji był rozpatrywany w pierwszej kolejności przy ustalaniu optimum ciśnienia pracy.

Całkowity ciężar układu dzielimy na ciężar urządzenia wraz z przewodami i zbiornikami (tak zwany ciężar suchy)

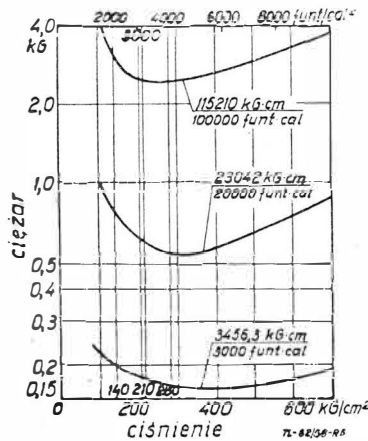
oraz ciężar cieczy. Wraz ze wzrostem ciśnienia pracy zmniejsza się zarówno ciężar cieczy, jak i ciężar instalacji. Zależność tę przedstawiono na rys. 2. Badania przeprowadzono na przewodach, których średnice tak dobrano, aby zachować stałą dopuszczalną wartość spadku ciśnienia w przewodzie, wynoszącą 0,4% na metr bieżący odcinka. Na rys. 3 przedstawiono tę samą zależność dla przewodów napełnionych cieczą. Z wykresu widać, że optimum ciśnienia leży w granicach



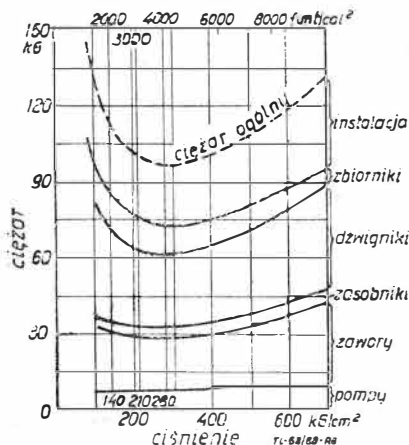
Rys. 4. Ciężar przewodów hydraulicznych wraz z armaturą

od 280 kg/cm² do 150 kg/cm² odpowiednio dla przewodów przenoszących moc od 2 KM do 100 KM.

Na rys. 4 przedstawiona jest zależność ciężaru przewodu ciśnieniowego wraz z armaturą od ciśnienia pracy. Minimum ciężaru wypada dla 280 kg/cm². Po uwzględnieniu ciężaru



Rys. 5. Ciężar dźwigników przy różnych wartościach współczynnika pracy A. A = powierzchnia tłoka × ciśnienie × skok (kgGcm)



Rys. 6. Analiza ogólnego ciężaru układu hydraulicznego

przewodów powrotnych optimum przesunie się do ciśnienia 260 kg/cm².

Największa procentowo wielkość ciężaru w układzie przypada na dźwigniki. Na rys. 5 przedstawiono zależność ciężaru dźwigników od ciśnienia dla różnych mocy (przy zachowaniu stosunku średnicy wewnętrznej dźwignika do skoku 1 : 12). Wielkość pracy wykonywanej przez dźwignik określona jest przez współczynnik A równy iloczynowi powierzchni tłoka przez ciśnienie i skok, wyrażony w kGcm. Jak widać z wykresu minimalny ciężar wypada dla małych dźwigników (A = 3456 kGcm) przy ciśnieniu 350 kg/cm², a dla dużych dźwigników (A = 115210 kGcm) przy ciśnieniu 220 kg/cm².

Na rys. 6 przedstawiony jest rozkład ciężaru instalacji przypadający na poszczególne jej elementy w zależności od ciśnienia. Optimum ciśnienia leży przy 280 kg/cm². Zestawione tu wyniki odnoszą się do układów, w których głównym materiałem jest stal i stopy lekkie. W przyszłości zastosowanie ich będzie ograniczone ze względu na ich niezadowalające własności fizyko-mechaniczne. W szczególności stopy aluminiowe muszą być wycofane całkowicie, ponieważ wykazują obniżkę wytrzymałości przy temperaturach w zakresie + 135° C do + 150° C. Temperatury tego rzędu występują w instalacji hydraulicznej samolotów o prędkości Ma = 1 do 2. Stal nierdzewna jest odporna na działanie wyższych temperatur, ale znacznie powiększa ciężar instalacji.

Materiałem, który wykazuje zadowalające własności mechaniczne w warunkach podwyższonej temperatury przy ciężarze właściwym około 1,8 raza mniejszym od stali jest tytan w postaci stopów. Zastosowanie tego materiału do wyrobu w pierwszym rzędzie przewodów i złączy zapewni znaczne zmniejszenie ciężaru układu hydraulicznego. Mimo że stopy tytanowe są prawie 30-krotnie droższe od stali, przy wykonaniu takich elementów jak złącza przewodów i prawie 8-krotnie droższe przy wyrobie rur, stosowanie tego materiału w instalacjach hydraulicznych współczesnego samolotu jest już dziś opłacalne.

Według danych amerykańskich koszt wykonania szybko samolotu wojskowego wynosi około 110 dolarów na 1 kG. Przyjmuje się, że współczynnik wyrażający stosunek ciężaru konstrukcji samolotu do ciężaru wyposażenia wynosi 5 : 1.

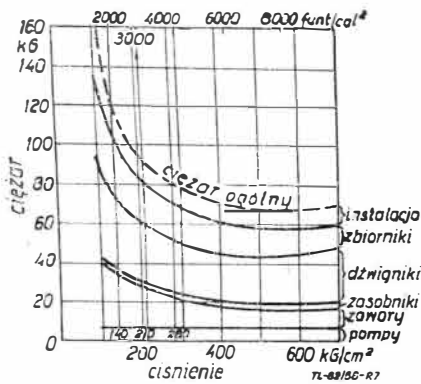
Uwzględniając powyższe w tej kategorii samolotów opłaca się stosować w instalacji hydraulicznej materiał droższy, lecz o mniejszym ciężarze właściwym tak długo, dopóki wzrost kosztów nie przekroczy sumy 110 × 5 : 1, to jest 550 dolarów za 1 kG. Tytan w tym przypadku okazuje się materiałem wystarczająco tanim. Ilustruje to tabela 1.

1	Nazwa elementu		Złącze - nakrętka, tulejka i łącznik			
	Rura bez szwu		6		10	
2	Oznaczenie wymiaru		6		10	
3	Wymiar rury		3/8" × 0,025"		5/8" × 0,035"	
4	Materiał		Stal nierdzewna	Tytan	Stal nierdzewna	Tytan
5	Koszt w dolarach		582	3500	801	7500
6	Ciężar kg		40,8	22,7	100	55,9
7	Różnica kosztów w dolarach		2918		6699	
8	Oszczędność ciężaru kg		18,4		44,0	
9	Koszt 1 kg zaoszczędzonego ciężaru w dolarach		15,5		152	
Uwaga			Wartości podane w poz. 5, 6, 7 i 8 odnoszone są odpowiednio do długości 305 m rury, lub liczby 1000 sztuk złączy.			

Wzrastająca stale doskonałość aerodynamiczna samolotów przy prędkościach pod- i naddźwiękowych powoduje zwiększanie się ciężaru samolotu, a tym samym zmniejszenie rozporządzalnej przestrzeni dla umieszczenia układu hydraulicznego. Okoliczność ta stawia konstruktorom zadanie budowania urządzeń zajmujących mało miejsca i jak najbardziej organicznie związanych z poszczególnymi częściami samolotu. W najostrzejszej formie problem ten występuje przy umieszczaniu serwowatorów do napędu sterów oraz dźwigników klap. W przypadku tym wymagane jest zapewnienie wystarczającego momentu zawiasowego, przy możliwie małych przesunięciach i obciążeniach łożysk. Dodatkowo dla polepszenia dynamicznych własności układu sterowania wymaga się, aby tłoczyko serwowatora było bezpośrednio związane ze sterem, to znaczy, aby serwowator mieścił się

w obrysie skrzydła przy zachowaniu wystarczającego miejsca dla umieszczenia wyposażenia takiego, jak zawory sterujące, mechanizm sterujący i wykonawczy, instalacja itp.

Na rys. 7 przedstawiono wyniki badań związanych z problemem miejsca, z których wynika, że teoretycznie najmniejsze zapotrzebowanie miejsca wypada przy ciśnieniu 560 kG/cm².



Rys. 7. Analiza zapotrzebowania miejsca przez układ hydrauliczny

Pewność działania

Pewność działania jest uważana za pierwszy warunek, jaki musi spełniać prawidłowo zaprojektowany układ hydrauliczny. W całym zakresie ciśnień stosowanych w układach lotniczych wymaganie niezawodności pracy spełniane jest w jednakowym stopniu, zatem przy określaniu optimum ciśnienia czynnik ten nie brany jest pod uwagę.

Serwonapędy

Ze względu na szczególne wymagania, jakie stawia się serwonapędowi na samolocie oraz wszechstronne ich zastosowanie, urządzenia te muszą być rozpatrywane niezależnie przy ustalaniu optimum ciśnienia. Typowym zastosowaniem serwonapędu jest układ napędu sterów. Stawiane obecnie wymagania pracy przy dużych prędkościach wychylania sterów stwarza konieczność podnoszenia szybkości reakcji dynamicznej mechanizmu. Szybkość ta zależy między innymi wprost od sztywności elementów pośredniczących w napędzie jak: cylinder serwowatoru, układ dźwigni, konstrukcja umocowania.

Odporność przeciw drganiom samowzbudnym (flutter) sterów nie wyważanych całkowicie masowo jest przede wszystkim funkcją sztywności tych samych elementów konstrukcji. Z tych względów w napędach sterów dąży się do zwiększania sztywności układu mechanicznego, realizując to za pomocą następujących metod:

- 1) umieszczenie serwowatoru możliwie najbliżej steru, eliminując w miarę możliwości układ dźwigni pośredniczących,

- 2) podniesienie sztywności konstrukcji umocowania i mechanizmu napędu,

- 3) zmniejszenie obciążeń jednostkowych w mechanizmie napędu,

- 4) podniesienie sztywności cylindra serwowatoru.

Z wliczonych wyżej metod dwie ostatnie uzależnione są w dużym stopniu od ustalonej wielkości ciśnienia pracy. Z tych względów nie wydaje się korzystne stosowanie w serwonapędach ciśnień wyższych niż 210 kG/cm².

Uzasadnić to można następująco:

a. Analiza ciężarowa dźwigników wykazuje, że ciśnienie 210 kG/cm² jest bliskie optymalnego. Przy wyższych ciśnieniach w układzie dźwigniki musiałyby pracować przy mniejszym skoku i większych obciążeniach. Zysk na cylindrze dźwignika byłby w tym przypadku skasowany stratą w innych elementach mechanizmu napędu. Odnosi się to zarówno do ciężaru, jak i miejsca, kosztów, przesunięć w ułożyskowaniu itp.

b. Sztywność cylindra dźwignika zmniejsza się ze wzrostem ciśnienia pracy, co w połączeniu ze zwiększającą się sprężystością cieczy przy wyższych ciśnieniach pogarsza charakterystyki dynamiczne układu sterowania.

Temperatura pracy

W ostatnim okresie nabrał wielkiego znaczenia problem utrzymania w dopuszczalnych granicach temperatury, w jakiej pracuje układ hydrauliczny samolotu.

Przyczyną wzrostu temperatury pracy są następujące czynniki:

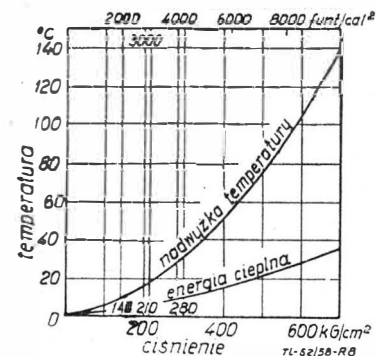
a. Tendencja stałego podwyższania mocy układu hydraulicznego w samolotach tej samej wielkości. Odpowiednio do tego wzrasta ilość wytwarzanego ciepła w instalacji.

b. Wzrastające zastosowanie hydraulicznych serwonapędów wysokiej mocy, które działając w sposób ciągły są powodem znacznego zwiększenia się ilości wytwarzanego ciepła. Z analizy cieplnej układu sterowania samolotu wynika np., że z ogólnej ilości wytwarzanego ciepła w instalacji 39,5% przypada na pompę, 40,5% zaś na zawory sterujące serwonapędem.

c. Wzrost temperatury całego samolotu przy lotach na dużych prędkościach, np. przy prędkościach naddźwiękowych z liczbą Macha $Ma = 3$, występują temperatury dynamiczne sięgające + 380°C.

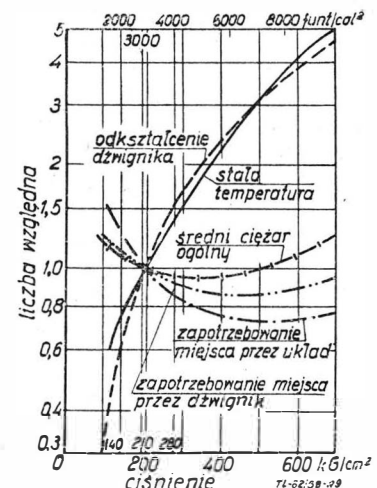
d. Wzrost temperatury na skutek oddziaływania na instalację hydrauliczną takich elementów samolotu, jak silnik, sprężarka, generatory, transformatory, różne urządzenia elektryczne itp.

Dotychczasowe instalacje hydrauliczne pracują w większości przy zakresie temperatur od -60°C do +125°C. Dla tych temperatur opracowano wystarczającą liczbę materiałów uszczelniających. Podniesienie ciśnienia pracy w układzie hydraulicznym powoduje znaczny wzrost ilości wytwarzanego ciepła i średniej temperatury na skutek zwiększających się przecieków w pompie i zaworach rozdzielczych oraz zmniejszenia powierzchni wymiany ciepła z otoczeniem. Zależność ta zilustrowana jest na rys. 8. Dalszy więc rozwój instalacji hydraulicznych w samolotach przystosowanych do dużych prędkości uzależniony jest od rozwijania nowych metod uszczelniania i nowych tworzyw uszczelniających zdolnych do pracy w wysokich temperaturach.



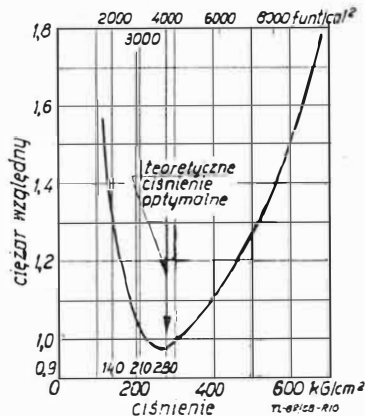
Rys. 8. Wzrost temperatury w układzie hydraulicznym

Wyniki wszystkich wyżej przytoczonych rozważań można zebrać w graficznej formie, jak przedstawiono to na rys. 9. Wykres podaje zależność od ciśnienia pracy następujących czynników: ogólnego ciężaru instalacji, zapotrzebowania miejsca przez układ hydrauliczny, zapotrzebowania miejsca przez dźwigniki, ustalonej temperatury pracy, odkształceń dźwigników. Wszystkie wyżej wymienione wartości podane są w licz-



Rys. 9. Wpływ zmiany ciśnienia na własności układu hydraulicznego

bach względnych odniesionych do ciśnienia 210 kG/cm², można więc je rozpatrywać jako wartości „szczególnych wskaźników korzyści” każdego z uwzględnionych w naszych rozważaniach czynników przy zmianie ciśnienia pracy układu od 210 kG/cm² w górę lub w dół. Oczywiście, przy ciśnieniu 210 kG/cm² wszystkie krzywe przecinają się wzajemnie przy wartości wskaźników równej 1. Z wykresu widać, że przy podwyższaniu ciśnienia pracy powyżej 210 kG/cm² rosną nieznacznie korzyści ze zmniejszenia się ciężaru i zapotrzebowania miejsca przez dźwigniki i całą instalację, lecz pogarszają się w znacznym stopniu wskaźniki temperatury pracy i odkształceń dźwigników.



Rys. 10. Optymalne ciśnienie w układzie hydraulicznym przy uwzględnieniu ciężaru układu, zapotrzebowania miejsca przez układ i przez dźwigniki, temperatury pracy i odkształceń dźwigników (wg rys. 9)

Optymalna wartość ciśnienia przy uwzględnieniu wyżej wymienionych pięciu czynników będzie leżała — oczywiście — nieco powyżej ciśnienia 210 kG/cm². Widać to wyraźnie z przebiegu krzywej podanej na rys. 10. Krzywa ta przedstawia wartość „ogólnego wskaźnika korzyści” układu hydraulicznego przy zmianie ciśnienia od 0 do 700 kG/cm². Wskaźnik ten otrzymano został jako suma „szczególnych wskaźników korzyści” pomnożonych przez liczbę uwzględniającą znaczenie każdego z rozpatrywanych czynników dla całego samolotu. Przeprowadzone to zostało zgodnie ze wzorem:

$$R = W + 0,2 S_s + 0,3 S_c + 0,1 T + 0,1 F$$

gdzie R — ogólny wskaźnik korzyści, W — wskaźnik korzyści ciężaru całego układu, S_s — wskaźnik korzyści miejsca zapotrzebowanego przez układ, S_c — wskaźnik korzyści miejsca zapotrzebowanego przez dźwigniki, T — wskaźnik korzyści temperatury, F — wskaźnik korzyści odkształceń dźwigników.

Z wykresu widać, że optimum ciśnienia wynosi około 280 kG/cm². Ciśnienie to zapewni najbardziej korzystny wpływ instalacji hydraulicznej na doskonałość samolotu. W rozważaniach niniejszych nie uwzględniono zupełnie czynnika kosztów wytwarzania i użytkowania układu hydraulicznego. Czynnikiem ten może być drugoplanowy przy konstruowaniu samolotu, którego głównym założeniem jest dążenie do najwyższych osiągnięć, jak np. w samolotach bojowych, lecz nie może być pominięty w przypadku samolotu komunikacyjnego. Przy obecnym stanie techniki wytwarzania osprzętu hydraulicznego nagromadziło się wiele doświadczeń z zakresu produkcji układów pracujących przy ciśnieniu 210 kG/cm². Jak zaznaczono poprzednio ciśnienie to zostało przyjęte za standard przez większość wytwórni osprzętu hydraulicznego i opracowanie rozmaitych wariantów układów hydraulicznych pracujących przy tym ciśnieniu nie nastęcza obecnie ani znacznych trudności konstrukcyjnych, ani materiałowych. Uwzględniając tę okoliczność powstaje pytanie, czy w tych krajach, gdzie nagromadzono poważne doświadczenie w wytwarzaniu sprzętu pracującego przy ciśnieniu 210 kG/cm², przejście na optymalne ciśnienie 280 kG/cm² jest uzasadnione z ekonomicznego punktu widzenia? Na to pytanie w obecnych warunkach należy dać odpowiedź negatywną.

Można przyjąć, że koszty produkcji osprzętu na ciśnienie 280 kG/cm² nie zmieniają się w stosunku do analogicznych kosztów dla ciśnienia 210 kG/cm², należy jednak przeznaczyć

bardzo znaczne środki na opracowanie nowych konstrukcji, norm i standardów fabrycznych, nowych warunków technicznych kontroli, wykonanie wyposażenia do badań itp.

Ogólne wyniki analizy

1. Optimum ciśnienia dla energetycznych układów hydraulicznych wynosi 280 kG/cm².
2. Teoretyczne optimum ciśnienia można uważać za niezależne od typu i rozmiarów układu hydraulicznego.
3. Zamiana stosowanego obecnie w Polsce ciśnienia pracy 140 kG/cm² na standardowe ciśnienie 210 kG/cm² lub optymalne 280 kG/cm² dałaby w wyniku zmiany w układach hydraulicznych wyszczególnione w tabeli 2.

Zmiana własności układu hydraulicznego przy podwyższeniu ciśnienia pracy od 140 kG/cm ² do	210 kG/cm ²	280 kG/cm ²
Całkowity ciężar instalacji	-10,7%	-13,4%
Zapotrzebowanie miejsca przez instalację	-19,4%	-30,2%
Zapotrzebowanie miejsca przez dźwigniki	-15,2%	-26,0%
Przyrost temperatury	+40,2%	+80,0%
Odkształcenia dźwigników	+154,0%	+179,0%

TL-68/58-72

Wnioski

Uwzględniając znaczne korzyści wynikające z przyjęcia w konstrukcjach lotniczego osprzętu hydraulicznego ciśnienia pracy 280 kG/cm², bezsporna jest potrzeba zwiększenia ciśnienia w konstruowanych w Polsce układach hydraulicznych powyżej 140 kG/cm². Określenie górnej granicy stosowanych ciśnień, a mianowicie 210 kG/cm² czy 280 kG/cm², jest niewątpliwie sprawą dyskusyjną, którą należy szczegółowo rozpatrzyć z ekonomicznego punktu widzenia. Wydaje się, że przyjęcie ciśnienia 210 kG/cm² za przykładem wielu wyspecjalizowanych wytwórni osprzętu hydraulicznego byłoby w naszym przypadku korzystniejsze, gdyż pozwoliłoby nam uniknąć wielu kosztownych prac naukowo-badawczych z zakresu konstrukcji i technologii. Pozostaje to w zgodzie z ogólną tendencją utrzymania powszechnie przyjętego przez wytwórnie ciśnienia 210 kG/cm² jako górnej granicy stosowanych ciśnień. Tendencję tę można uzasadnić następująco:

1. Zgodnie z opinią odbiorców potencjalny zysk przy zmianie ciśnienia pracy z 210 na 280 kG/cm² nie usprawiedliwia znacznych kosztów początkowych i czasowego zmniejszenia się niezawodności pracy.

2. Zmiana ciśnienia do wielkości 210 kG/cm² powinna być przeprowadzona w przyszłości łącznie z przystosowaniem układu hydraulicznego do pracy w wysokich temperaturach. To ostatnie zagadnienie będzie musiało bezwzględnie być rozwiązane i przemysł lotniczy musi na ten cel przeznaczyć odpowiednie środki.

3. Istnieją inne zagadnienia w obrębie hydrauliki samolotu, których rozwiązanie zapewni potencjonalnie większe korzyści niż zmiana ciśnienia z 210 na 280 kG/cm². Zagadnienia te uszeregowane w kolejności odpowiadającej ich znaczeniu dla lotnictwa są następujące:

- stworzenie cieczy, uszczelnień, przewodów giętkich, części składowych oraz całych układów hydraulicznych dostosowanych do tendencji rozszerzenia zakresu pracy w kierunku wyższych temperatur,

- stworzenie i przestrzeganie zasady utrzymania tylko takiego stopnia niezawodności układu, jaki jest rzeczywiście potrzebny w warunkach pracy danego samolotu,

- stosowanie tworzyw o lepszych własnościach fizyko-mechanicznych w nowych rozwiązaniach konstrukcyjnych, to jest stopów tytanu zamiast stali nierdzewnej do wyrobu przewodów i złączy oraz żywic epoksydowych wzmocnionych przedzą szklaną do wyrobu zasobników hydraulicznych.

LITERATURA

1. Applied Hydraulics, Nr 4, May 1955, Conrad H. Cooke, „Practical pressure 3000 psi for aircraft hydraulic systems”.
2. Luftfahrttechnik, Nr 9, September 1957, Ing. E. Schumacher, „Luftfahrt hydraulik”.
3. Applied Hydraulics, Nr 5, May 1956, Don F. Collins, „What's Titanium's future in aircraft hydraulic circuits?”

LUDZIE Z ZDARZENIA

Inż. WILHELM GIBAŁKA

Polskie myśliwce PZL P-24 produkowane w Turcji

Inż. Wilhelm Gibałka udostępnił nam swoje „Sprawozdanie o uruchomieniu fabrykacji samolotów P 24-A i C w „Tayyare Fabrykasi” w Kayseri w Turcji, 1936-37 r.”, które zawiera bardzo wiele szczegółów nie znanych szerokiemu ogółowi z okresu uruchamiania w Turcji produkcji samolotów myśliwskich PZL-P 24. Poniżej zamieszcza my sprawozdanie to w skrócie, jako przyczynek do historii ekspansji polskiej myśli twórczej z dziedziny lotnictwa.

Do fabryki „Tayyare Fabrykasi” w Kayseri przyjechałem w dn. 23 października 1936 r. Na miejscu były tylko trzy komplety rysunków samolotu, żadnej innej dokumentacji nie było. Żadnych robót przygotowawczych ani produkcyjnych dla PZL nie wykonywano. Oddział PZL w ogóle nie istniał. Oddział budowy szkolnych samolotów według licencji niemieckiej firmy „Gotha” już był uruchomiony, pracowało tam około 50 ślusarzy nad wykonywaniem przyrządów, pod kierunkiem niemieckiego instruktora. Oddział mechaniczny wykonywał również przyrządy dla „Gothy”. Stolarnia była zupełnie bez pracy, ażeby utrzymać warsztat w ruchu wykonywano tam meble. Blacharnia była również bez pracy, wykonywano tam zwykle piece i rury do ogrzewania. Na hali, przeznaczonej dla PZL kilkudziesięciu ślusarzy wykonywało rozmaite roboty gospodarcze oraz narzędziowe. Byłem zmuszony rozpocząć pracę na warsztatach bez instrukcji i rysunków przyrządów.

Przed wyjazdem moim do Kayseri, będąc jeszcze w Ankarze, przekonałem szefa lotnictwa tureckiego — pułkownika Dželala i jego doradcę technicznego — inżyniera Stephana, byłego dyrektora zakładów Fokkera, że nie należy wykonywać wszystkich przyrządów według rysunków PZL, gdyż warunki miejscowe prawdopodobnie nie będą takie, jakie są w Państwowych Zakładach Lotniczych w Warszawie, że będzie dużo korzystniej zrobić w przyrządach pewne zmiany, a uzyska się wtedy duże oszczędności w wydatkach i na czasie. Propozycja moja została przez władze przyjęta, zezwolono mi robić wszelkie zmiany w przyrządach według mego uznania. Było to bardzo ważne posunięcie, które w dużej mierze przyczyniło się do powodzenia w mej pracy w Turcji.

Zawiadomiłem Naczelnego Dyrektora „Tayyare Fabrykasi”, że rozpocznę wykonywanie przyrządów, pomimo braku potrzebnych ku temu dokumentów technicznych, jedynie przy wykorzystaniu rysunków sprzętu. Sformowałem grupę 30 ślusarzy, czytających rysunek, przy czym dwóch z nich trasowało samodzielnie, pięciu — zaś — trasowało nieźle, lecz niezupełnie samodzielnie. Z całej grupy tylko siedmiu ludzi miało praktykę lotniczą, inni byli to przeważnie ludzie młodzi, absolwenci szkół rzemieślniczych lub niższych technicznych. Wszyscy ślusarze świetnie pracowali pilnikiem. Byłem bezpośrednim zwierzchnikiem tego jądra oddziału PZL; instruktorów rzemieślników z PZL jeszcze nie było. Turcy, kandydaci na specjalistów, przebywali jeszcze w Warszawie. Biura ruchu ani biura fabrykacji jeszcze nie

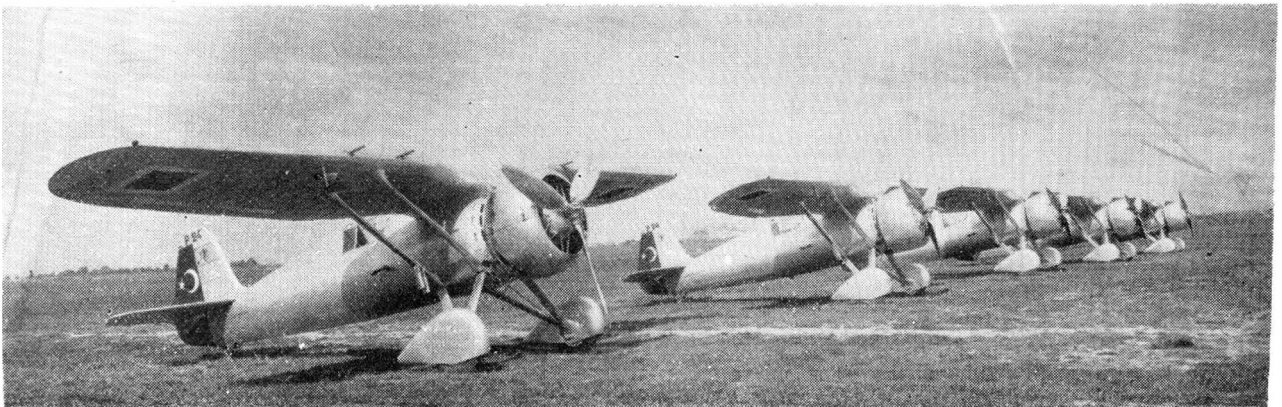
było. Rozpoczęto wykonywanie przyrządów płaskich, materiału było pod dostatkiem. Dzięki temu, że miałem z sobą dużo szablonów z PZL, pracę traserską mogli wykonywać słabsi ślusarze. Ślusarze tureccy od dawna czekali na pracę lotniczą, toteż praca od samego początku poszła bardzo dobrze. Na miejscu nie było ani oxytumu, ani piły taśmowej do metali, cięto blachę żelazną rozmaitymi starymi, dziś karygodnymi sposobami — piłką ręczną, wierceniem, wypalaniem zwykłym palnikiem, potem piłowano ręcznie, w której to sztuce tureccy ślusarze są mistrzami.

Praca na oddziale PZL szła dobrze, stale się powiększała; po miesiącu, kiedy przyjechali z Warszawy moi pomocnicy, pracowało już około 80 ślusarzy. Prowadziłem pracę w bardzo ciężkich warunkach, wszystkie prace techniczne i piarsarskie w biurze warsztatowym musiałem wykonywać osobiście, wykonując jednocześnie funkcje majstra na warsztacie.

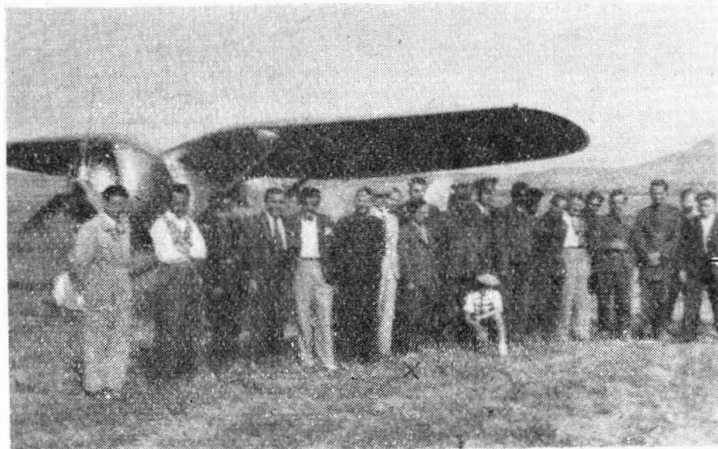
W pierwszych dniach grudnia 1936 r. przyjechało 5 instruktorów rzemieślników z PZL: Edmund Bojanek, Józef Łuszczynski, Stanisław Paprocki, Zygmunt Retelski, Leopold Trzonkowski. Dalszy rozwój pracy był już teraz zapewniony, pracę na oddziale rozdzieliłem na 5 grup, stosownie do specjalności i liczby instruktorów. Każdemu z instruktorów poleciłem dozorowanie i kontrolę jakości pracy. Kontrola fabrycznej dotychczas w Tayyere Fabrykasi jeszcze nie było.

Dzięki pomocy przysłanych z Warszawy instruktorów mogłem się zająć przygotowaniem dalszej pracy dla oddziału mechanicznego i stolarni, które to pola pracy wciąż jeszcze leżały odłogiem. W połowie grudnia 1936 r. oddziały te rozpoczęły pracę dla PZL. Stolarnia zaczęła wykonywać potrzebne urządzenia i przyrządy dla robót blacharskich według moich szkiców, na mechanicznym rozpoczęto wykonywanie przyrządów. Uruchomienie robót seryjnych na oddziale mechanicznym było bardzo trudne, ponieważ nie było potrzebnych do tego narzędzi i sprawdzianów. Pomimo tak wielkich trudności, zawdzięczając temu, że zabrałem ze sobą komplet norm tolerancji pasowań, uruchomiłem pracę seryjną na oddziale mechanicznym. Przy końcu grudnia 1936 r. była uruchomiona praca na rewolwerówkach.

Według mego planu montaż wstępny pierwszego samolotu PZL 24 powinien być zacyty już w początkach lutego 1937 r., ukończenie tego samolotu 1 maja 1937 r., początek zaś serii w dwa miesiące później. Był to bardzo śmiały plan jak u stosunki tureckie, został zaakceptowany przez władze tureckie z dużym zadowoleniem.



Rys. 1. Samoloty P-24 ze znakami tureckimi



Rys. 2. Pierwszy samolot PZL P-24 zbudowany w fabryce „Tayyare Fabrikasi” w Kayseri przed oblotem; x — autor sprawozdania w gronie polskich i tureckich pracowników oddziału PZL

Przy układaniu tego planu miałem obawy o oddział mechaniczny. Zorientowałem się, że praca na oddziale „Gothy” pod kierunkiem niemieckich instruktorów idzie bardzo ciężko, że daleko im jeszcze do zamawiania robót mechanicznych, seryjnych. Stwierdziłem, że jest możliwość ubiec Niemców i obciążyć robotami PZL cały oddział mechaniczny, gdyż obrabiarki dla „Gothy” nie mogły stać bezczynnie.

Praca na oddziale PZL rozwija się bardzo dobrze ku wielkiemu zadowoleniu władz tureckich. Inny stan był na oddziale „Gothy”, praca szła tam źle. Dyr. mjr Avni Okar był z tego bardzo niezadowolony, niejednokrotnie robił niemieckim instruktorom wymówki, że praca u nich idzie bardzo wolno i chaotycznie, że Polacy pracują bez porównania lepiej i według planu. Na tym tle było dużo nieporozumień między Niemcami a dyrekcją fabryki. Techniczne przygotowanie „Gothy” było doskonałe, w pełnym znaczeniu tego słowa. Jest to szkolny samolot starego typu, skrzydła drewniane, kadłub spawany z rur stalowych. Licencja jego była dobrze wypróbowana w przeciągu całego szeregu lat, ostatnio budowano te samoloty w Jugosławii. Oddział „Gothy” nie czekał na żadne dokumentacje techniczne, wszystko otrzymano w terminie, otrzymano wszystkie materiały dla przrządów, nawet śruby i sworznie. Materiałów produkcyjnych przysłano dużo więcej niż dla oddziału PZL, dużo wszelkiej armatury do przewodów, zawiasy duralowe, wszystkie części wykonywane na matrycach; zupełnie gotowe golenie podwozia, poza tym większość okuć była elektronowa, doskonałych kształtów, obróbka ich polegała tylko na splanowaniu stykających powierzchni i wierceniu. Do obróbki mechanicznej przysłano z Niemiec dużą ilość wszelakich narzędzi i sprawdzianów. Przykro było patrzeć na tak obfite środki, jakimi rozporządzają Niemcy, jak ubogi wobec nich był oddział PZL, nie posiadał nawet najpotrzebniejszej dokumentacji technicznej.

Przy końcu grudnia 1936 r. powrócili do Kayseri turecy inżynierowie i majstrowie, którzy byli w PZL w Warszawie na praktyce.

Od tego czasu zaczęły się pierwsze wewnętrzne trudności przy pracy PZL 24. Inżynier Sarafetim, dyrektor techniczny „Tayyare Fabrikasi” był na praktyce w PZL, z tego powodu był uważany za specjalistę w sprawach organizacji i budowy samolotów P-24. Nie podobało mu się, że ja jako instruktor posiadam największą władzę na oddziale; nie podobał mu się mój sposób prowadzenia pracy.

Drugim wielkim przeciwnikiem moim został szef kontroli fabrycznej dr inż. Erdorul, który spędził 12 lat w Niemczech i był ożeniony z Niemką. Został on, pomimo swego stanowiska szefa kontroli, kierownikiem technicznym fabrykacji „Gothy”. Wytworzyła się anormalna sytuacja, kierownik fabrykacji „Gothy” został jednocześnie szefem kontroli całej fabryki, a więc i PZL. Nie mogłem się zgodzić z takim stanem, tym bardziej że inż. Erdorul znany był ze swych wielkich sympatii do wszystkiego, co niemieckie. Z tego powodu protestowałem u władz tureckich, ale to nie odniosło żadnego skutku.

W połowie stycznia 1937 r. nadeszła nareszcie dokumentacja techniczna z Warszawy, można było do pracy przygotowawczej przyciągnąć większe grono pracowników tureckich. Praca na warsztatach rozwijała się w szybkim tempie.

Korzystając z opóźnień Niemców obciążyłem prawie cały mechaniczny oddział pracą dla PZL.

Szef lotnictwa płk Dželal i inż. Stephan często przyjeżdżali do Kayseri, żywo interesując się postępem pracy na oddziale PZL.

W styczniu 1937 r. został po raz pierwszy poprawiony plan pracy. Termin ukończenia pierwszego samolotu został za wspólną zgodą przesunięty o 2 tygodnie, to jest do 15 maja 1937 r., z powodu opóźnień oddziału mechanicznego i biura fabrykacyjnego.

W lutym 1937 r. zaczęto już wykonywać zespoły: połówki kadłuba, przód kadłuba i dźwigary skrzydłowe. Do tych robót były bardzo potrzebne kleszcze nitownicze, które zostały zamówione w firmie „Steinhagen i Stransky” w Warszawie, ale w tym czasie nie zostały jeszcze dostarczone. Nie było możliwe wykonywanie tej pracy bez kleszczy, toteż byłem zmuszony wykonać na miejscu dwie pary najpotrzebniejszych kleszczy.

Została wprowadzona turecka kontrola fabryczna. Na oddziale mechanicznym kontrola fabryczna istniała już od początku pracy. Na oddziale PZL sformowano kontrolę ze służarzy z innych oddziałów fabryki. Ludzie ci zupełnie nie byli przygotowani, nie mieli pojęcia o budowie samolotów metalowych. Starszym kontrolerem został mechanik Eszef Goszman, który był na praktyce w PZL. Kontrola fabryczna przez swoją niefachowość zaczęła czynić wielkie przeszkody w biegu pracy, przy byle błahej przyczynie zwoływano na warsztacie doraźne konferencje z dyrektorem technicznym na czele.

Nadszedł ciężki czas dla oddziału PZL. Z oddziału „Gothy”, który był bardzo blisko — w sąsiedniej hali — zaczęły się rozchodzić plotki, że praca na PZL jest wykonywana bardzo tandetnie i niesumiennie, że na tych samolotach tureccy piloci nie zechcą latać. Wieści te roznoszone były przez tureckich kierowników, którzy w większości byli zwolennikami Niemców. Do nich należał również przydzielony do oddziału PZL w charakterze kierownika warsztatów por. inż. Alaidin Tarhan.

Bardzo się obawiałem, żeby plotki te nie przeniosły się do Ankary, uprzedziłem też p. R. Buczyńskiego, przedstawiciela SePeWe o tym, prosząc go o pomoc. Wkrótce p. Buczyński przyjechał do Kayseri; prosił mnie o dotrzymanie terminów, ponieważ wyższej władzy tureckiej bardzo na tym zależy, przy czym dyplomaci państw obcych interesują się bardzo wynikiem polskiej pracy w Kayseri. Przy pomocy p. Buczyńskiego, który władza bardzo dobrze tureckim, przedstawiłem nacz. dyrektorowi Avni Okarowi sprawę nieuczciwej propagandy niemieckiej, prosząc go o pomoc dla dobra ogólnego. Dyr. Avni Okar zrobił wkrótce porządek; przeciwnicy PZL stopniowo ucichli.

Niejednokrotnie zwracałem uwagę szefowi kontroli fabrycznej, że jego kontrolerzy nie chcą współpracować z instruktorami polskimi, ignorując ich wskazówki, przy czym nie mają pojęcia, jak winna być wykonana praca, tak że z tego powodu praca traci na tempie. Z moimi wywodami szef kontroli nie chciał się zgodzić, oświadczył, że nie przepuści żadnej pracy nie skontrolowanej przez jego ludzi. On tym się nie interesuje, że praca z tego powodu idzie wolno, ponieważ kontrolerzy tureccy potrzebują pewnego czasu, ażeby pracę przy PZL poznać i wprawić się do jej kontrolowania. Wszelkie interwencje u nacz. dyrektora w tej sprawie nie odnosiły żadnego skutku, nawet inż. Stephan nic w tej sprawie nie mógł zrobić. Widać było, że złośliwa propaganda niemiecka pozostawiła pewne ślady w kierownictwie fabryki. Ustosunkowanie kontroli fabrycznej do robót PZL było bardzo tendencyjne. Byłem mocno przekonany, że tylko stanowisko kontroli fabrycznej stoi mi na przeszkodzie co do utrzymania terminów, i że przeszkodę tę muszę za wszelką cenę usunąć i koniecznie dotrzymać terminu.

Postanowiłem rozegrać z kontrolą fabryczną bezwzględną walkę. Starszy kontroler, Eszef Goszman, który był na praktyce w PZL, uchodził za największego znawcę P-24 wśród Turków. Od kilku tygodni nie mógł on sobie poradzić z fajkami podwozia, stale odrzucał trasowanie warsztatu, wreszcie sam natrasował fajki, którą to pracę ja odrzuciłem, udowodniając mu dobitnie brak znajomości czytania rysunków. Następne fajki trasowane i wykonane pod moim kierunkiem pasowały w montażu dobrze. Kontroler Goszman opuścił „Tayyare Fabrikasi”, wkrótce potem udało mi się zupełnie uspokoić i zmusić do lojalnej współpracy szefa kontroli fabrycznej. Ustosunkowanie się kontroli fabrycznej uległo radykalnej zmianie. Od tej pory szef kontroli nie powziął żadnej decyzji nie zasiągnąwszy mojej rady.

Trudności z kontrolą fabryczną były pokonane, praca znów ruszyła pełnym tempem, ale były poniesione pewne straty na czasie, wszystkiego nie dałoby się odrobić, zmuszony byłem termin wykonania pierwszego samolotu przesunąć o 10 dni, to jest do dnia 25 maja 1937 r.

W pierwszych dniach marca 1937 r. „Tayyare Fabrykasi” zostały zaszczycone wizytą premiera generała Iszmet Inony z licznym towarzystwem: ministrem spraw zagranicznych — Ruszti Arasem, ambasadorem angielskim, szefem lotnictwa płk. Dżelalem oraz licznym gronem wyższych wojskowych, przedstawiciele parlamentu tureckiego i prasy (z dyplomacji polskiej nie było nikogo).

Stan pracy na oddziale PZL przedstawiał się już niezłe: tył kadłuba był prawie skończony, przód kadłuba był w składaniu, szkielety skrzydeł były również w robocie. Z wielkim zaciekawieniem oglądano wszystko. Zostałem przedstawiony premierowi, powiedział mi, że jest bardzo ciekawy, jak będzie latać pierwszy samolot i że dzień ten będzie wielką uroczystością dla tureckiego lotnictwa; ze stanu pracy jest bardzo zadowolony i za trudy moje bardzo mi dziękuje.

Po tej wizycie otrzymałem wiadomość z Ankary od panów Buczyńskiego i Hayri-Beja, że ministrowie są bardzo zadowoleni ze stanu pracy PZL, przy czym zanoszą się na wielką uroczystość przy wypuszczeniu pierwszego samolotu, tak że dotrzymanie terminów jest bardzo pożądane.

Dotrzymanie terminu było zupełnie możliwe, jednakże przy zastosowaniu jak największych wysiłków. Mogłem liczyć jedynie tylko na siły polskie, rzemieślnicy tureccy przy pierwszym samolocie byli tylko pomocnikami. Kierownictwo tureckie, z wyjątkiem nacz. dyrektora Avni Okara, nie przejmowało się terminami, gdyż było przekonane, że są nie-realne. Tempo pracy, które wprowadziłem na warsztat, uważano za niezgodne z duchem narodowym Turków i nie zrobiono też niczego, co by przyczynić się mogło do dotrzymania terminu. Na oddziale mechanicznym, który już miał dużo pracy dla „Gothy”, praca przygotowana dla PZL jakoś tajemniczo zniknęła, wolne zaś obrabiarki szybko obciążono pracą dla „Gothy”. Kontrola fabryczna pracę PZL stale przetrzymywała. Wszelkie trudności skutecznie pokonywałem przy pomocy nacz. dyrektora.

Praca posuwała się naprzód z wielkim trudem, ale planowo. Polska brygada konstruktorów pracowała z niebывалым uporem, nie licząc się z wysiłkiem ani czasem, w mocnym przeświadczeniu, że termin musi być bezwzględnie dotrzymany.

Pewnego dnia na wspólnej konferencji wynikła ostra sprzeczka między naczelnym dyrektorem i niemieckim kierownikiem z „Gothy” w sprawie terminów. Nacz. dyrektor powiedział, że mogą brać przykład z pracy oddziału PZL. Niemca doprowadziło to do wściekłości, z oburzeniem odpowiedział, że praca w PZL jest bez porównania łatwiejsza niż w „Gotha”, dlatego posuwa się szybko. Takie niepoważne tłumaczenie rozśmieszyło uczestników całej konferencji i nawet jego tureckich przyjaciół.

Miałem jeszcze jedną trudność do pokonania, a mianowicie — montaż ostateczny, do pracy tej nie miałem żadnego instruktora z PZL. Dopiero w dniu 10 maja przyjechał dawno oczekiwany instruktor, był nim monter Marian Gołyński. Opanowanie ostatniego etapu pracy było już teraz zapewnione.

Dnia 25 maja odbyła się próba silnika, który nie chciał zaskoczyć. Wynikło nieporozumienie z mechanikiem francuskim od Gnome-Rhone'a, Cordonierem, który twierdził, że silnika nie da się uruchomić, ponieważ instalacja benzynowa jest wykonana wadliwie. Nie miał jednak racji, instalacja była dobra, natomiast pompy AM nie podawały benzyny jedynie z tego powodu, że w przewodach było powietrze. Po odkręceniu przewodu między zaworem benzynowym a pompami AM i spuszczeniu benzyny wszystko było w porządku i silnik zapuszczono natychmiast.

Po wypróbowaniu silnika, który pracował zupełnie dobrze, samolot zaczęto przygotowywać do lotu. Kontrola fabryczna nie miała jednak zamiaru odbierać pracy. Ja jednak tą sprawą się nie przejmowałem, byłem zdecydowany samolot oddać do lotu tylko na moją odpowiedzialność. Nagle, na rozkaz z góry, kontrola turecka zaczęła przyjmować samolot, pracowali dwa dni — 28 i 29 maja 1937 r. Żadnych usterek, poza kilkoma drobiazgami bez znaczenia, nie znaleziono. W ciężarce samolotu nie było żadnych różnic.

Pierwszy lot był wyznaczony na godz. 18 w dniu 29 maja

1937 r. Od chwili mego przyjazdu minęło akurat 7 miesięcy. Na pierwszy lot nikt z wyższej władzy z Ankary nie przybył.

Do oblatania samolotu przybył z Eskiszehiru młody porucznik pilot Irfam; latał on już dużo na P-24. Praca w oddziale PZL podobała mu się bardzo, do gotowego samolotu miał też zupełne zaufanie.

Przed lotem kilka razy próbowano silnik, pracował zupełnie dobrze. Pomimo oględzin tureckiej fabrycznej kontroli cała brygada polska skrupulatnie skontrolowała cały samolot, wszystko było w porządku. Samolot wyprowadzono na lotnisko. Przed lotem jeszcze raz wypróbowano silnik. W pewnym miejscu przygotowano złożenie ofiary, tak zwany „kurban”. Z chwilą oderwania się samolotu od ziemi ofiarnicy poderżnęli gardło baranowi i krwią jego pokropili lotnisko; jest to stary zwyczaj turecki stosowany przy ważnych wydarzeniach.

Z niezwykłą uwagą obserwowano lot samolotu, z zapartym oddechem wpatrywano się w jeden punkt, na twarzach wszystkich odbijał się lęk i wielka ciekawość. Samolot startował bardzo ostrożnie, powoli wzbijał się w powietrze, po pewnym czasie znikł w oddali, wkrótce znów się ukazał, ale już na wielkiej wysokości. Lecąc w kierunku lotniska zaczął zniżać lot i zupełnie nisko przeleciał nad tłumami publiczności. W tym momencie, zwyczajem tureckim, rozległy się huczne oklaski i okrzyki: „bravo türky tayyare” — „brawo türky czajyszmak” (turecki samolot — turecka praca). Na wszystkich twarzach malowała się wielka radość. Na niskiej wysokości samolot leciał wprost na górę Ali dah (1700 m), która znajduje się tuż przy lotnisku. Wszyscy zamarli w przestraszu, zdawało się, że za chwilę nastąpi straszne zderzenie, ale samolot wykonał wspaniałą świecę, wydawało się, że leci pionowo do góry. Wśród publiczności odezwały się radosne okrzyki. Widać było, że pilot Irfam zaczyna się czuć dobrze; latał też na niewielkiej wysokości. Pierwszy lot trwał 22 minuty. Po wylądowaniu zgotowano owację pilotowi, następnie nacz. dyrektor wraz z całą elitą techniczną przybyli do mnie wyrazić mi swoją wielką radość i zadowolenie oraz złożyli życzenia z powodu odniesienia przeze mnie wielkiego sukcesu. W dniu tym przeżyłem największą radość w okresie mej wieloletniej pracy technicznej.

Pilot był bardzo zadowolony z samolotu, silnik pracował jardo dobrze, jedynie w sterze kierunku trzeba było trochę przegiąć listwę stabilizacyjną, gdyż samolot uciekał trochę na prawo.

Wieczorem dyrekcja „Tayyare Fabrikasi” urządziła bankiet. Wznoszono liczne toasty za pomyślność rozwoju pracy PZL oraz za starą przyjaźń polsko-turecką. Na bankiecie byli również Niemcy z „Gothy”, mieli jednak bardzo przykre miny. Turcy dowcipkowali ich kosztem.

W dniu 8 czerwca 1937 r. przybył do Kayseri minister wojny — Kazim Pasza z dużą świtą dygnitarzy i wysokich wojskowych. W parę dni potem przybył premier Iszmet Inony, również w otoczeniu licznych dygnitarzy. Minister Kazim-Pasza interesował się szczegółowo stanem pracy w oddziale PZL. Zasięgał u mnie opinii o możliwościach wytwórczych „Tayyare Fabrikasi”, o zdolnościach tureckich rzemieślników i zapytywał, czy P-24 tureckiej roboty będą tak samo latać jak samoloty wykonywane w Polsce i czy tak samo będą wytrzymałe. Wyjaśniłem ministrowi, że przy sumiennym wykonaniu i kontroli jakość samolotów nie może ulec zmianie. W dniu przyjazdu premiera wyznaczona była uroczystość oficjalnego oblatania pierwszego samolotu. Cały teren udekorowano flagami państwowymi.

Pilot Irfam, który dotychczas nie wykonywał jeszcze żadnych akrobacji na P-24, pisywał się przed ministrami świetnie, brawurowo wykonywał różne ewolucje. Premier Iszmet Inony był zachwycony. Szef lotnictwa płk. Dżelal szczegółowo opisywał premierowi przebieg fabrykacji, specjalnie akcentując szybkość wykonania. Po wylądowaniu premier serdecznie uściskał pilota. Następnie wezwano mnie, premier powiedział, że jest bardzo zadowolony, nie spodziewał się tego, co tu zobaczył; wielokrotnie dziękował mi za moją pracę dla Turcji. Uroczystość została zakończona wielkim bankietem, na którym obecni byli ministrowie i przyjezdni dygnitarze; był również obecny kierownik niemieckich instruktorów.

Dalsza praca rozwijała się według ściśle ustalonego planu, początek serii, to jest drugi samolot gotów był 23 lipca 1937 r. Do 8 września (tj. do wyjazdu mego z Kayseri) wykonano 5 samolotów. Produkcja była nastawiona na 4 samoloty miesięcznie.

Mój wyjazd z Kayseri odbył się w bardzo miłej atmosferze. Nad pociągiem, którym wyjeżdżałem, porucznik İrfam leciał blisko godziny na samolocie sportowym, akcentując tym sympatię dla polskiej pracy lotniczej.

W celu należytego zobrazowania jak wielka była wykonana praca w Turcji należy wyjaśnić, że z Państwowych Zakładów Lotniczych wysłano następujące gotowe przyrządy: do wykonania przodu kadłuba, połówek kadłuba, składania kadłuba, goleni podwozia, szkieletu skrzydeł, sprawdzania dźwigarów i składania usterzeń. Jedynie przyrządy do przodu kadłuba i goleni podwozia nadawały się do użytku bez poprawek. Inne przyrządy z powodu uszkodzeń w transporcie i pewnych niedokładności rysunkowych musiały być gruntownie na miejscu przerobione. Przyrządy drewniane dla składania usterzeń, z powodu bardzo suchego powietrza tak były pokrzywione, że nie nadawały się do użytku. Wiele przyrządów poważnych nie przysłano; trzeba je było wykonać na miejscu, na przykład przyrządy do łoża silnika, do wbudowy wewnętrznych części kadłuba, do kabiny i wiatrochronu, kolektora itp.

Inż. JÓZEF CZARNY
Mgr inż. STEFAN SULIKOWSKI

Uwagi do artykułu inż. H. Gonstoła „Kształt i wielkość cyfr oraz znaków skal przyrządów pomiarowych“ („Technika lotnicza“ nr 1/59)

W nr 1/59 „Techniki Lotniczej” ukazał się artykuł inż. H. Gonstoła pt. „Kształt i wielkość cyfr oraz znaków skal przyrządów pokładowych”, w którym wspomniano o normie cyfr opracowanej w WSK Praga. Uważamy za wskazane zgłosić następujące uwagi.

Jak wynika z wypowiedzi inż. H. Gonstoła ustalenie normy ISO na cyfry tarcz przyrządów pokładowych jest już faktem dokonany. Opracowanie tej normy — jako jednej z pierwszych przez ISO/TC 20 — świadczy wyraźnie, że problem ustalania kształtu cyfr jest zagadnieniem interesującym poważnie wytwórców i użytkowników przyrządów pokładowych.

Należy wyrazić zdziwienie, że, jeżeli jak pisze inż. Gonstoł „ważność samego tematu wskazuje na potrzebę (w Polsce — od aut.) normy wyższego rzędu”, nie trafiły do naszej wytwórni żadne wiadomości o pracach komitetu technicznego ISO/TC 20, poświęconych ustaleniu norm cyfr na tarczach przyrządów pokładowych, a co gorsze — o poddaniu pod głosowanie członków współpracujących (a więc i Polski) projektu holenderskiego, z terminem zakończenia głosowania 1.12.58 r.

Tak więc skutek niezrozumiałego braku łączności między naszymi przedstawicielstwami w ISO/TC 20 a zakładami produkującymi przyrządy pokładowe (których adresy są dobrze znane pracowni normalizacyjnej Instytutu Lotnictwa, pełniącej funkcję Ośrodka dla Spraw Normalizacji Lotniczej) — wytwórcy zostali pozbawieni możliwości zabrania głosu w dyskusji nad wymienionym projektem, jak również zapoznania się z ciekawym uzasadnieniem przyjętych kształtów cyfr — załączonym zapewne do ankiety.

Odnosi się wrażenie, że przy ustalaniu norm ISO, które obowiązywać będą również w Polsce, zainteresowane zakłady pozbawione są zupełnie możliwości wyrażania swych uwag. Jeżeli ustalony został taki tryb postępowania przez Pracownię Normalizacji przy IL dla ankietyzacji norm ISO — należy zastanowić się nad jego słusnością.

Wyżej wspomniana „norma” cyfr ISO, naszym zdaniem, nie kwalifikuje się do tego miana, ponieważ oprócz cyfr od 0 do 9, usytuowanych tylko na siatce kwadratowej, oraz określenia wysokości cyfr w zależności od średnicy przyrządu i stosunku grubości do wysokości cyfry — nie podaje stosunku różnych wielkości cyfr stosowanych na tej samej tarczy, ich wzajemnego położenia, znaków itp.

Należy wyrazić obawę, czy słusznie przyjęto znormalizowaną wysokość cyfr na tarczy przyrządu w zależności tylko od jego średnicy, bez uwzględnienia liczby ocyfrowanych kres i niezależnie od tego, czy oznaczenia liczbowe są jedno czy wielocyfrowe.

Na miejscu wykonano przyrządy do wszystkich mniejszych zespołów i części całego samolotu.

Oprócz prostych części obrabianych mechanicznie, żadna część lub zespół nie były wykonywane bez przyrządów. Również prace blacharskie i kotlarskie wykonywano na szablonach.

Prace seryjne wykonywano w najszerszym zakresie: wszystkie śruby i sworznie, trudne okucia z fajkami podwozia włącznie, łoża silnika, osłony kół, zbiorniki oleju i paliwa, kolektor, pierścień Townenda, usterzenia.

Pierwszy samolot składał się wyłącznie z części wykonanych na przyrządach w Turcji. Otrzymany z PZL zespół części robót blacharsko-kotlarskich służył tylko jako wzór.

*

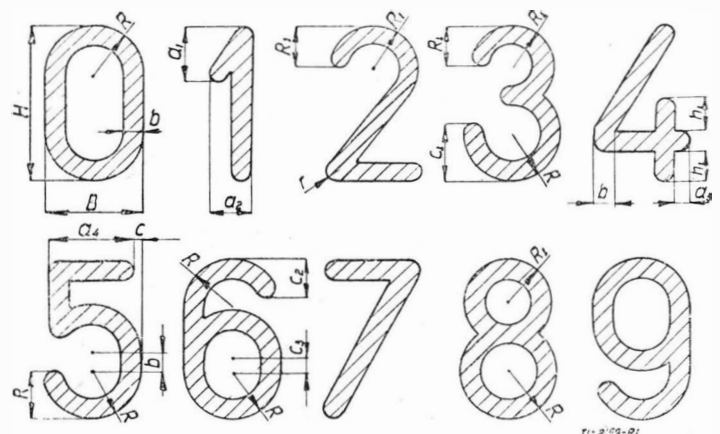
Zamieszczone w niniejszej pracy fotografie ze zbiorów Autora udostępnił mi z jego upoważnienia Centralnemu Archiwum Lotniczemu Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej, które jest obecnie tworzone i stamtąd otrzymaliśmy reprodukcje wykonane przez B. Koszewskiego.

Określenie kształtu cyfr za pomocą siatki, jak również ujęcie (prawdopodobnie) liter i znaków w normach oddzielnych jest — naszym zdaniem — absolutnie niesłuszne z punktu widzenia wykonawstwa cyfr, sprawdzenia ich oraz konieczności posługiwania się przez pracownika kilkoma normami przy wykonywaniu jednej tarczy.

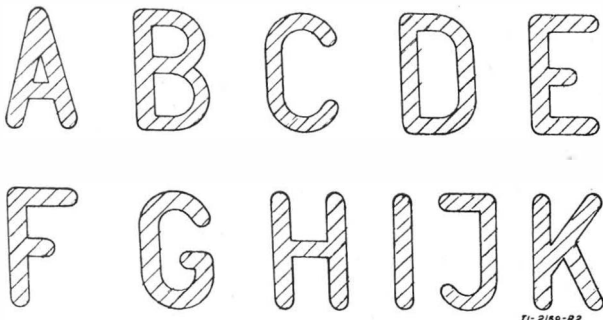
Zagadnienie normy cyfr i napisów było i jest nadal interesujące dla polskich wytwórców przyrządów.

Dokumentacja licencyjna, którą posługiwano się w WSK Praga powoływała się na kilka norm pisma, jak GOST 2930-45, P-13 i 000.40.07. Normy te, różniące się między sobą, nie opisywały wyczerpująco wszystkich znaków i napisów umieszczanych na tarczach przyrządów pokładowych. Celem ujednolicenia została opracowana „Norma Zakładowa na litery, cyfry, znaki i jednostki mierzonych wielkości” opierająca się zasadniczo na normie radzieckiej GOST 2930-45 z pewnymi zmianami kształtów cyfr i liter oraz uzupełniona wzajemnym położeniem znaków, cyfr i liter dla typowych jednostek miar. Norma ta jest potraktowana jako norma ściśle zakładowa, gdyż nie obejmuje znaków i napisów stosowanych poza naszą wytwórnię, na przykład jednostek i znaków elektrycznych i dlatego nie była poddawana ankietyzacji.

W świetle powyższego nasuwa się pytanie, czy po uzgodnieniu nie należy naszej normy zakładowej uzupełnić (znakami elektrycznymi) i poddać ją ankietyzacji, ale opracowaniem „norm wyższego rzędu” powinna kierować pracownia w tym celu powołana.



Rys. 1. Konstrukcja cyfr



Rys. 2. Konstrukcja dużych liter (wybór)



Rys. 3. Jednostki mierzonych wielkości. Wzajemne położenie znaków, cyfr i liter (wybór)

Dla zorientowania podajemy pewne fragmenty z omawianej normy zakładowej na rys. 1, 2, 3 i tabeli 1.

Obecnie widzimy, że powyższa norma zakładowa, która powstała w I kwartale 1958 r. odbiega od normy ISO/TC 20, chociaż VI Zjazd plenarny członków ISO — z udziałem przed-

Numer cyfr	H	B	b	R	R ₁	r	a ₁	a ₂	a ₃	a ₄	C	C ₁	C ₂	C ₃	h ₁
1	2	1,2	0,25	0,6	0,52	0,12	0,75	0,55	0,19	1,08	0,06	0,72	0,5	0,15	0,4
2	2,5	1,5	0,35	0,75	0,67	0,17	1,05	0,77	0,26	1,33	0,09	0,92	0,63	0,21	0,5
3	3	1,8	0,4	0,9	0,8	0,2	1,2	0,88	0,3	1,6	0,1	1,1	0,75	0,24	0,6
4	4	2,4	0,5	1,2	1,05	0,25	1,5	1,1	0,33	2,15	0,12	1,45	1,0	0,3	0,8
5	5	3,0	0,6	1,5	1,3	0,3	1,8	1,32	0,45	2,7	0,15	1,8	1,25	0,36	1,0
6	6	3,6	0,7	1,8	1,55	0,35	2,1	1,54	0,53	3,25	0,18	2,15	1,5	0,42	1,2
7	7	4,2	0,9	2,1	1,85	0,45	2,7	1,98	0,68	3,75	0,22	2,55	1,75	0,54	1,4
8	8	4,8	1,0	2,4	2,1	0,5	3,0	2,2	0,75	4,3	0,25	2,9	2,0	0,6	1,6
9	10	6,0	1,2	3,0	2,6	0,6	3,6	2,64	0,9	5,4	0,3	3,6	2,5	0,72	2,0
10	12	7,2	1,4	3,6	3,1	0,7	4,2	3,08	1,05	6,5	0,35	4,3	3,0	0,84	2,4
11	14	8,4	1,7	4,2	3,65	0,85	5,1	3,74	1,27	7,55	0,43	5,05	3,5	1,02	2,8
12	16	9,6	1,9	4,8	4,15	0,95	5,7	4,18	1,42	8,65	0,48	5,75	4,0	1,14	3,2
13	20	12,0	2,4	6,0	5,2	1,2	7,2	5,3	1,8	10,8	0,6	7,2	5,0	1,44	4,0

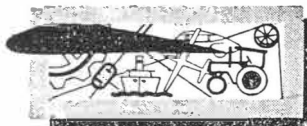
stawicielei PKN — zalecający projekt holenderski, odbył się w maju 1957 r.

Niestety, żadna wiadomość o opracowywaniu normy ISO nie dotarła, do chwili przeczytania artykułu inż. Gonstola w „Technice Lotniczej”, do naszej wytwórni.

A szkoda, bo obecnie ewentualna zmiana normy zakładowej pociągnie za sobą ponowne wykonanie szeregu kosztownych szablonów.

Dzięki artykułowi inż. Gonstola dowiedzieliśmy się nareszcie o normie cyfr, ale nic nam nie wiadomo o tak potrzebnej normie liter i znaków.

W celu uniknięcia w przyszłości zbytecznej i kosztownej dwutorowości należy wyraźnie ustalić, kto ankietuje w Polsce projekty norm ISO i na kim spoczywa obowiązek powiadamiania o tym zainteresowane zakłady — jeżeli do tej pory sprawa ta nie została uregulowana.



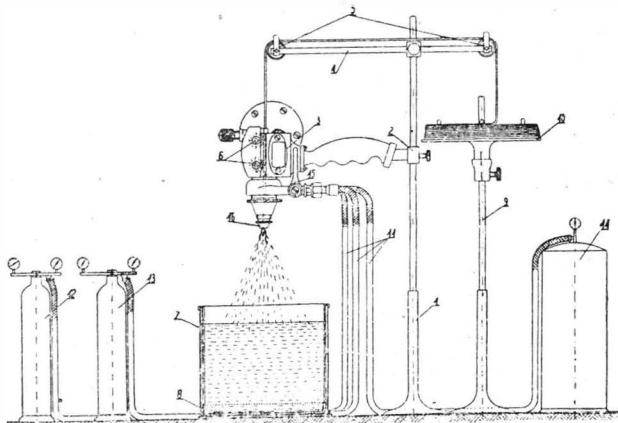
PRZEGLĄDAMY USPRAWNNIENIA

Zmiana sposobu odlewania kulek z miedzi o średnicy 0,35—0,6 mm do filtrów porowatych

(Kl. 31 c; nr OU-979; Z. nr 34) Franciszek Fornal, mgr inż. Jan Rabel i Czesław Miłosz

Dotychczasowy sposób odlewania kulek miedzianych o średnicy 0,35—0,6 mm wymagał użycia tygli grafitowych, drogich sit wibracyjnych i rozlewania metalu, przy czym osiągnięto wydajność zaledwie 1,5%.

W myśl udoskonalenia zmieniono proces technologiczny odlewania kulek, stosując do tego celu pistolet do metalizacji natryskowej. Na rysunku schematycznym uwidoczniło się stoisko do odlewania kulek pistoletem do metalizacji natryskowej. W stoisku tym zastosowano statyw 1 z uchwytem 2, do którego przymocowuje się pistolet 3 i ramię 4 z dwoma blocz-



kami 5 na końcach, przez które doprowadza się drut do mechanizmu posuwu 6 w pistolecie. Obok statywu 1 ustawia się zbiornik 7 o średnicy 1,5 m napełniony wodą, który na dnie posiada siatkę 8 do wyciągania kulek z wody.

Drut o średnicy 3,2 mm, zwinięty w krag, zakłada się na stojak 9 z tarczą obrotową 10. Koniec drutu wprowadza się do mechanizmu posuwu 6 w pistolecie przez dwa bloczki 5, wprowadzając drut prostopadłe do pistoletu. Przewody 11 pistoletu łączy się z butlami tlenową 12 i acetylenową 13 oraz powietrzem ze zbiornika 14.

Pistolet 3 uruchamia się i po otwarciu zaworu 15 zapala gaz u wylotu dyszy 16 pistoletu 3. Reguluje się ciśnienie acetyleno na 1,4 atn, tlenu 1,4 atn i powietrza na 2,5 atn.

Wysokość słupa wody w zbiorniku 7 winna wynosić minimum 400 mm, a odległość wylotu dyszy 16 pistoletu 3 do poziomu wody w zbiorniku 7 winna wynosić około 700 mm.

Następnie sprawdza się wielkość kulek i reguluje się szybkość posuwu drutu. Dla zmniejszenia wymiarów kulek zmniejsza się szybkość posuwu i odwrotnie.

Po zakończeniu topienia wyjmuje się siatkę 8 z kulkami z dna zbiornika 7 z wodą i kulki suszy się oraz sortuje.

Nowy sposób produkcji kulek daje znaczne oszczędności na materiale i robociznie, a wydajność zwiększa się z 1,5% do 20%.

Elektryczne zabezpieczenie wyłączające i hamujące silnik napędowy piły taśmowej w razie jej zerwania się

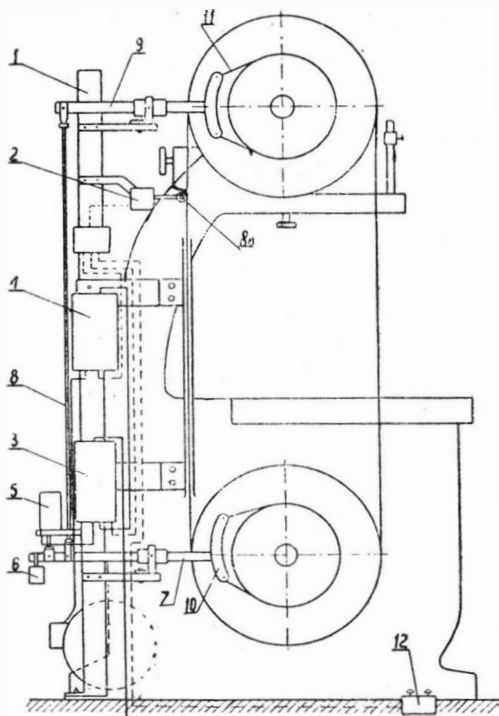
(Kl. 38 a; nr OU-982; Z. nr 34) Stanisław Kucharski

W przypadku zerwania się piły taśmowej w obrabiarkach do drewna lub innych materiałów, obsługujący piłę narażony jest na skałeczenie, a maszyna na uszkodzenie.

Przez zastosowanie, w myśl udoskonalenia, urządzenia do wyłączania i hamowania silnika elektrycznego, unika się te-

go rodzaju niebezpieczeństw. Urządzenie działa w sposób opisany poniżej.

W desce 1, przymocowanej do kadłuba piły taśmowej, umieszczony jest przełącznik 2, z czujką 2a, który w chwili zerwania się piły przerywa obwód sterujący cewki stycznika głównego 3. Ten z kolei wyłącza napięcie w styczniku silnikowym 4 oraz w luzowniku 5, na skutek czego opada ciężar 6, napinając za pomocą drążków 7, 8 i 9 taśmy hamulców 10 i 11 koła napędowego i napinającego. Zadziałanie przełącznika 2 powoduje więc równoczesne wyłączenie napięcia na silniku i zahamowanie kół przez hamulce.



Piła taśmowa w stanie spoczynku jest zluźwana, a przełącznik 2 wyłączony, nie pozwalając uruchościć piły. Chcąc ją uruchomić należy naciągnąć taśmę, która poprzez przełącznik 2 włącza stycznik główny 3 oraz luzownik 5 i w ten sposób piła zostaje przygotowana do normalnej pracy. Uruchomienie piły wymaga przyśnięcia przycisku 12, włączającego silnik do pracy, naciśnięcie zaś przycisku wyłączającego 12 powoduje wyłączenie silnika.

Sposób wyrobu i regeneracji galwanotechnicznych anod kształtowych

(Kl. 48 a; nr OU-986; Z. nr 34) inż. Tadeusz Drążkiewicz i inż. Tadeusz Dudek

W procesach galwanotechnicznych często zachodzi potrzeba stosowania oprócz anod prostych, również anod o kształtach skomplikowanych, których wykonanie jest kosztowne i kłopotliwe. Podczas pracy anoda taka, tracąc wymiary, przestaje się po pewnym czasie nadawać do użytku i musi być zastąpiona nową. Zużyta anoda przetapia się, odlewa ponownie i następnie obrabia mechanicznie.

Według udoskonalenia takie zużyte anody można regenerować do pierwotnych wymiarów bez przetapiania i stosowania obróbki mechanicznej nakładając zużyta warstwę metalu przez metalizację natryskową. Taki proces regeneracji anody można powtarzać wielokrotnie.

Według udoskonalenia sposobem metalizacji można również wykonywać nowe anody zwłaszcza profilowe, na kształtkach z materiałów niemetalowych, którym łatwo można nadać pożądany kształt wytwarzając je, np. z drewna lub masy termoplastycznej. Anoda taka, po zużyciu się warstwy metalu, może być w ten sam sposób kilkakrotnie regenerowana bez stosowania mechanicznej obróbki, przy czym jest ona lżejsza i wygodniejsza w użyciu od dotychczas stosowanych anod jednorodnych, a znajdujący się na niej metal może być wykorzystany w 90%. Pozostałe 10% wykorzystuje się jako podkład ułatwiający regenerację, tak że po następnej metalizacji nałożony metal jest wykorzystywany całkowicie. Anody wykonane sposobem według udoskonalenia posiadają powierzchnię porowatą, a więc większą od powierzchni obrabianej

mechanicznie, co pozwala na zmniejszenie ich wymiarów lub ich liczby.

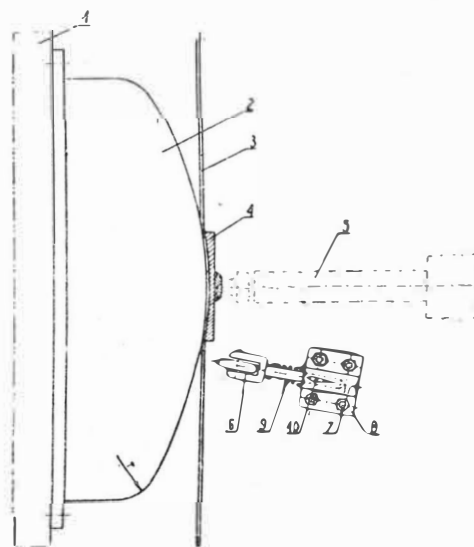
Anoda według udoskonalenia pokryta tylko zewnętrznie warstwą metalu posiada większą wytrzymałość mechaniczną niż dotychczas stosowane i nie ulega, np. urywaniu się.

Jeżeli rdzeń kształtowy anody zostaje wykonany z masy termoplastycznej, np. z winiduru, można takie kształtowe anody, nawet o skomplikowanych kształtach, wytwarzać seryjnie.

Wyoblanie den aluminiowych o dużych średnicach

(Kl. 7 c; nr OU-992; Z. nr 35) inż. Stanisław Cywiński, Jan Boryń, Albert Hyba, Walerian Kruchowski i Tadeusz Daszkiewicz

Wypukłe dna z blachy aluminiowej o średnicy około dwóch metrów wykonywano dotychczas sposobem wyklepywania na kleparkach. Sposób ten, jako zbyt pracochłonny, zastąpiono wyoblaniem na tokarce czołowej. W tym celu do zamocowanej na wrzecionie tokarki tarczy 1 przymocowano odłany z żeliwa i obrobiony na odpowiedni wymiar wzornik 2. Materiał na dno w postaci okrągłego arkusza 3 blachy aluminiowej jest dociskany do wzornika 2 przyciskiem 4 za pomocą konika 5. Kółko wyoblające 6 jest osadzone w rozwidleniu trzonu uchwyty teleskopowego 7, zamocowywanego w suporcie 8. Przesuwanie kółka wyoblającego 6 w trakcie wyoblania po arkuszu okrągłym 3 oraz regulacja wielkości nacisku kółka wyoblającego 6 na materiał dokonuje się za pomocą suportu. Umieszczona na trzonie uchwyty sprężyna śrubowa 9 czyni docisk elastycznym, a położenie kółka 10 w podłużnym otworze stałej części uchwyty określa siłę docisku.



Po wyoblaniu wypukłości czołowej do zaokrąglenia określonego promieniem r zdejmują się dno z wzornika i nie wyobloną część blachy wyżarza się palnikiem acetylenowym. Po wyżarzeniu zakłada się dno ponownie na wzornik i wyobla do ukończenia.

Sposób obróbki plastycznej brązu fosforowego

(Kl. 40 d; nr OU-1007; Z. nr 35) Ryszard Winnicki, Paweł Doblas, inż. Wówrosz i Jan Sekuła

Dotychczas w walcowni przerabiano brąz fosforowy, zawierający 6—7% Sn i 0,1—0,25% P. Cykl produkcji jednej tony wyrobu trwał 18—20 dni, co utrudniało wykonanie planów i wpływało ujemnie na koszty własne.

W myśl udoskonalenia opracowano ulepszony sposób obróbki brązu fosforowego polegający na tym, że wlewki z odlewni poddaje się wstępnemu walcowaniu na zimno o zgnicie całkowitym 15—20%, a dalsze walcowanie wykonuje się na gorąco z grubości około 30 mm na 3,5 mm.

Przewalcowane na zimno wlewki ogrzewa się w piecu w temperaturze 600—620°C w ciągu 1,5 godz. Należy ściśle przestrzegać tej temperatury, ponieważ wyższe temperatury wpływają ujemnie na właściwości brązu, którego temperatura topnienia jest stosunkowo niska.

Rygle tną się na mniejsze kawałki i trawi w 10—15-procentowym kwasie siarkowym. Wytrawiony brąz można jeszcze walcować na walcarkach trio z 3,5 mm na 2,5 mm i pod-

dać wyżarzaniu rekrystalizującemu w piecach żarzalnych w temperaturze 580—600°C w ciągu 8 godzin. Dalsze walcowanie jest zależne od grubości końcowej i od żądanych właściwości.

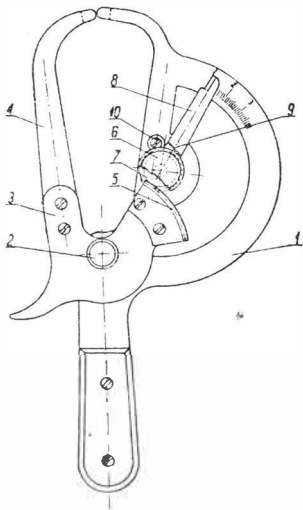
Przy odlewaniu wlewków występuje segregacja krystaliczna, która wzrasta z grubością wlewka. Dendryty i kryształy wolne wlewków po skrzepnięciu usuwa się przez wstępne kucie lub walcowanie na zimno lub wyżarzanie ujednoradniające, które zwiększają spoiistość i plastyczność materiału; umożliwia to walcowanie tych brązów na gorąco. Dokonane próby wykazały, że brzozy walcówki nie pękają lub powstające pęknięcia są nieznaczne.

Sposób w myśl udoskonalenia pozwolił na skrócenie cyklu produkcyjnego dzięki wyeliminowaniu po 5 operacji walcowania, wyżarzania i wytrawiania. Ponadto zwiększono uzysk do 2% i obniżono koszty własne produkcji.

Macki ślusarskie z podziałką

(Kl. 42 b; nr OU-1008; Z. nr 35) Roman Kaczmarek

Dla odczytywania wyników pomiarów mackami bez podziałki, używanymi dotychczas do mierzenia grubości ścianek rur, blach, podtłoczeń różnego rodzaju itp., przykładano macki do osobnej podziałki, po ostrożnym zdjęciu z mierzonego przedmiotu. Mierzenie takie było niedokładne i zabierało dużo czasu.



Przedstawione na rysunku macki z podziałką, wykonane w myśl udoskonalenia, umożliwiają odczytywanie pomiaru w trakcie mierzenia. Macki te składają się z dwóch zwieranych sprężyn ramion i wskazówki wskazującej wielkość rozwarcia szczęk. Ramię stałe 1 zaopatrzone w podziałkę jest połączone śrubą 2 z łącznikiem 3, do którego jest przykręcone wkrętami ramię ruchome 4 oraz segment zębaty 5. Segment ten zazębia się z osadzonym obrotowo na sworzniu 6 kółkiem zębatym 7 z przymocowaną do niego wskazówką 8. Sprężyna 9, przymocowana do stałego ramienia wkrętem 10, służy do zwierania szczęk.

Stop do przygotowania powierzchni przedmiotów aluminiowych do lutowania

(Kl. 49 h; nr OU-1012; Z. nr 35) Ryszard Tomaszewski i Ernest Wilczek

Lutowanie aluminium sprawia obecnie trudności wobec częstego braku specjalnego lutu.

Według udoskonalenia zastosowano stop, za pomocą którego przygotowuje się powierzchnię przeznaczoną do lutowania, umożliwiającą lutowanie zwykłym lutem cynowym (np. 40%). Przygotowanie do lutowania wykonuje się w ten sposób, że powierzchnię przeznaczoną do lutowania oczyszcza się szczotką drucianą, następnie lutowany przedmiot ogrzewa się lampą do lutowania i pobiera powierzchnię stopem według udoskonalenia i wreszcie nadmiar stopu zbiera się szczotką drucianą. Pobieloną w ten sposób powierzchnię aluminium łatwo się lutuje zwykłym lutem cynowym.

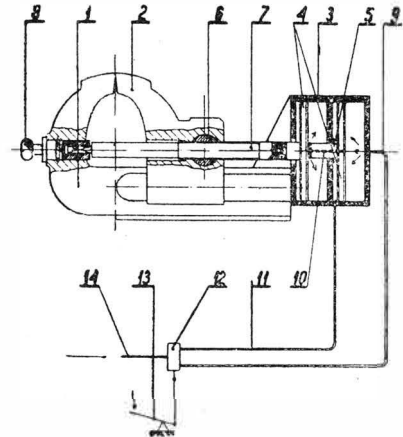
Stop do pobielania składa się z cyny (100%) — 73% ciężarowo, aluminium — 12% ciężarowo, cynku — 15% ciężarowo.

Ponieważ cyna nie rozpuszcza się w aluminium, należy przy sporządzaniu tego stopu stopić w tyglu aluminium, następnie dodawać kawałki cynku, mieszając stop, wreszcie dodawać stopniowo cynę, mieszając stop.

Imadło ślusarskie z pneumatycznym dociskiem szczęk

(Kl. 87 a; nr OU-1015; Z. nr 35) mgr inż. Jan Jarocki

Przy ręcznej obróbce ślusarskiej często się zdarza, że czas i wysiłek zużywany przez ślusarza na zamocowywanie obrabianego przedmiotu w imadle jest niewspółmiernie duży w stosunku do czasu trwania samej obróbki. Aby skrócić czas zamocowywania takich przedmiotów zastosowano, według udoskonalenia, przedstawione na rysunku imadło z pneumatycznym dociskiem szczęk, uruchamiane pedałem nożnym.



Imadło to składa się ze szczęki stałej 1, szczęki ruchomej 2 i przymocowanego do szczęki stałej cylindra 3 o dwóch komorach. W każdej komorze znajduje się jeden tłok 4, zamocowany na sworzniu 5. Szczeka ruchoma 2, dopasowana suwliwie do części poziomej szczęki stałej 1, posiada nakrętkę 6, w której obraca się sworznie nagwintowany 7, połączony obrotowo jednym końcem ze sworzniem tłokowym 5, a koniec drugi zaopatrzony w kwadrat wchodzi w odpowiedni otwór gałki 8. Rozwartość szczęk imadła może być regulowana w szerokich granicach przez obracanie sworznia 7 za pomocą gałki 8.

Ruch roboczy ruchomej szczęki imadła następuje z chwilą dopływu do cylindra przez rurkę 9 sprężonego powietrza, które po wejściu do komory pierwszej przechodzi przez otwór 10 w sworzniu 5 do komory drugiej i wywierając parcie na tłoki powoduje przesuwanie ich wraz ze sworzniemi 5, 7 i szczęką 2 imadła. Z chwilą zaś dopływu sprężonego powietrza do komory cylindra z przeciwnej strony tłoka, doprowadzanego rurką 11, przy jednoczesnym spadku ciśnienia w rurce 9, nastąpi ruch powrotny tłoków wraz z ruchomą szczęką 2 imadła.

Rozrząd sprężonego powietrza dokonuje się w urządzeniu rozdzielczym 12, uruchamianym za pomocą pedału 13. Sprężone powietrze jest doprowadzane do urządzenia rozdzielczego rurą 14.

Urządzenie do filtrowania oleju silnikowego

(Kl. 12 d; nr OU-1016; Z. nr 36) inż. Władysław Odlewany

Dotychczas olej z silników po ich naprawie, docieraniu i próbie na hamowni sprzedawano Centrali Przemysłu Naftowego.

W myśl udoskonalenia, w celu umożliwienia ponownego wykorzystania takiego oleju zastosowano urządzenie do podwójnego filtrowania, uwidocznione schematycznie na rysunku.

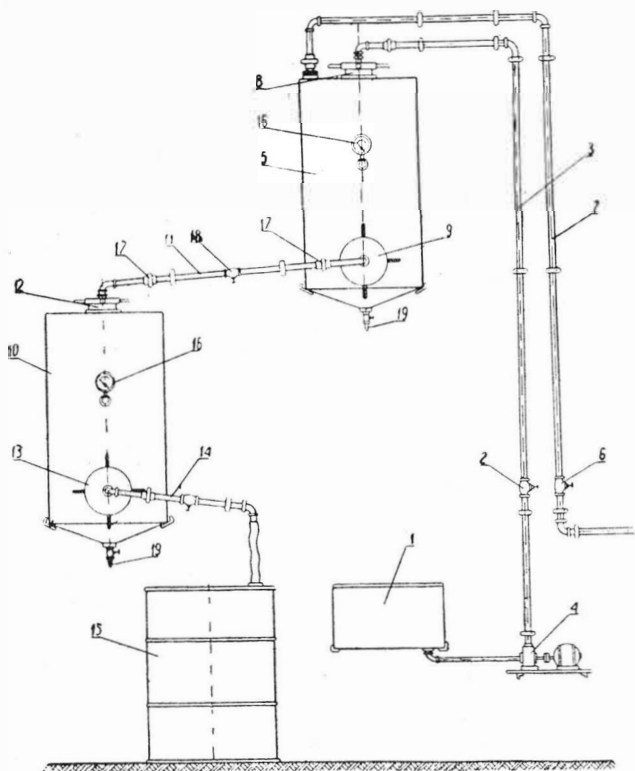
Zanieczyszczony olej spuszcza się z silnika zbadanego do zbiornika zlewowego 1, otwiera się zawór 2 na rurociągu tłocznym 3 i uruchamia agregat pompowy 4, który tłoczy olej do zbiornika wstępnego 5.

Jeżeli pompa 4 nie może wytworzyć nadciśnienia w zbiorniku 5 dla przetłoczenia oleju ze zbiornika 5 do dalszego filtrowania w zbiorniku 10, wówczas zamyka się zawór 2 w przewodzie tłocznym 3, a zostaje otwarty zawór 6 w rurociągu powietrznym 7, przyłączonym do sprężarki, instalacji sprężonego powietrza albo do zwykłej powietrznej pompy samochodowej. Sprężone powietrze przetłacza wówczas olej ze zbiornika wstępnego 5 do drugiego zbiornika filtracyjnego 10.

W zbiorniku wstępnym 5 olej przetłacza się przez siatki filtrujące 8 i filtr filcowy 9 do drugiego zbiornika filtracyjnego 10, w którym olej przechodzi ponownie przez taki sam podwójny filtr 12 i 13 do rurociągu odpływowego 14 i do beczki 15, w której olej zbiera się już przefiltrowany gotowy do ponownego użytku. Ciśnienie sprężonego powietrza do przetła-

czania oleju przez filtry odczytuje się na manometrach 16 i reguluje zaworem 6.

Rurociąg 11 łączący zbiorniki 5 i 10 posiada dwa złącza 17 dla odkręcania filtrów i przelotowy zawór 18 do rozdzielania zbiorników, kiedy stosuje się tylko jeden stopień filtracji, co ma miejsce przy olejach ciężkich i przy czyszczeniu zbiorników z osadu.



Po każdorazowym przefiltrowaniu około 200 kg oleju należy filtry oczyścić odkręcając złącza 17, a następnie siatki filtrujące 8 i 12 oraz filtry filcowe 9 i 13, które przemywa się w benzynie.

Po przefiltrowaniu większej ilości oleju zbiorniki 5 i 10 odwadnia się odkręcając kurki spustowe 19.

W wyżej opisanym urządzeniu olej silnikowy zostaje oczyszczony systemem filtrowania pod ciśnieniem z zanieczyszczeń mechanicznych, jak wióry, piasek, włókna, czyszcziwo itp.

W ten sposób olej filtruje się parokrotnie aż do jego zupełnego zużycia, przez co zaoszczędza się znaczne ilości świeżego oleju.

Agregat do natryskiwania lakierów na ciepło

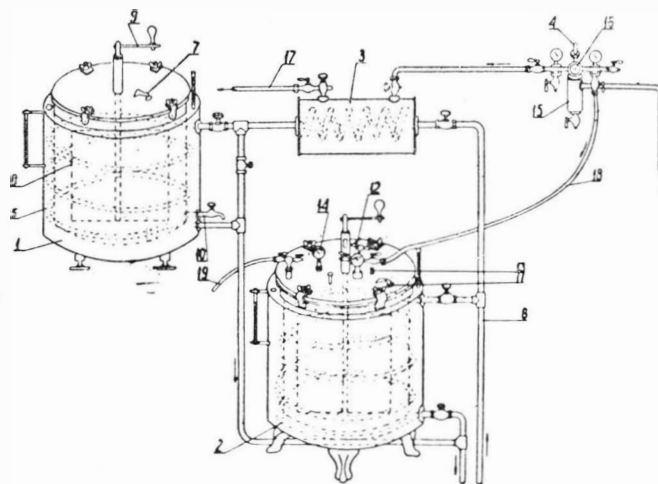
(Kl. 75 c; nr OU-1060; Z. nr 37) Henryk Mazurek, Kazimierz Wawrocki i Stanisław Konieczny

W celu lepszego wykorzystania lakierów nitrocelulozowych, szczególnie w okresie zimowym, oraz podniesienia wydajności pracy stosuje się proces natryskiwania lakierów na ciepło.

Według udoskonalenia został skonstruowany specjalny agregat do właściwego prowadzenia tego procesu technologicznego.

Jak uwidoczniono na rysunku agregat składa się zasadniczo ze zbiornika 1 do wstępnego ogrzewania lakieru, ze zbiornika ciśnieniowego 2, ze zbiornika 3 do ogrzewania sprężonego powietrza oraz z węzła aparatury regulującej 4.

Zbiornik 1 posiada podwójny płaszcz, a przestrzeń między płaszczami wypełniana jest wodą ogrzewaną przez węzłownicę 5, zasilaną z przewodu 6 doprowadzającego parę. Do wewnętrznej części zbiornika, do której wlewa się zimny lakier przez otwór 7, wbudowany jest mieszalnik 8, uruchamiany korbą 9. Ogrzany lakier pobiera się z kranu czerpalnego 10 i za pomocą przewodu giętkiego napełnia się nim wewnętrzną część zbiornika ciśnieniowego 2 przez otwór 11. Zbiornik 2 ma taką samą konstrukcję jak i zbiornik 1 z tą różnicą, że wewnętrzny cylinder pracuje pod ciśnieniem 1,5 atn, wobec czego musi być odpowiednio wykonany i wyposażony w odpowiednie zamknięcie oraz aparaturę kontrolną, tj. w reduktor ciśnienia 12, zawór bezpieczeństwa 13 i manometr 14.



Do węzła aparatury regulującej 4 doprowadzane jest sprężone powietrze przez odoliwacz 15, na którym umieszczony jest regulator 16 regulujący ciśnienie powietrza podawane do zbiornika 3, w którym ogrzewa się powietrze, dostarczane następnie przewodem 17 do pistoletów natryskowych. Przewodem 18 sprężone powietrze przedostaje się do reduktora 12 i stąd do przestrzeni nad poziomem lakieru, znajdującego się w wewnętrznym cylindrze zbiornika 2. Naciskiwanie 0,5 atn powoduje odpływ nagrzanego lakieru przewodem giętkim 19 do pistoletów natryskowych.

W ten sposób uzyskuje się warunki do nakładania lakieru ogrzanego do temperatury około 60°C, na skutek czego wystarczy do wykańczania o jeden natrysk mniej niż normalnie, przy czym również zużycie rozcieńczalnika jest mniejsze.

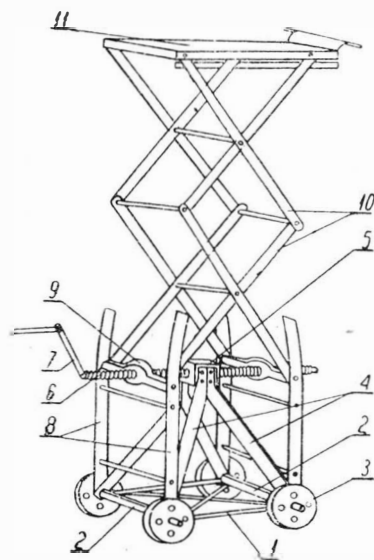
S. M.

Wózek z pionowo podnoszoną płytą

(Kl. 35 d; nr OU-1024; Z. nr 36) Alojzy Habel

Podawanie ciężarów na wyższe półki regałów, jak również zdejmowanie ich napotyka na trudności w magazynach, nie wyposażonych w urządzenia dźwigowe i transportowe.

Według udoskonalenia wykonano wózek z urządzeniem do mechanicznego podnoszenia ciężarów, uwidoczniony na rysunku. Podstawą urządzenia jest rama 1 z przypawanymi do niej osiami 2, na czopach których są osadzone kółka 3.



Do osi 2 przyspawane są również podpórki 4. Do górnych końców obu podpórek 4 przymocowane jest łożysko 5, w którym obraca się nie nagwintowana środkowa część śruby 6. Śruba ta nagwintowana jest na jednym końcu gwintem prawym, a na drugim końcu gwintem lewym, czopy zaś są czworokątne w celu osadzenia korby 7. Na czopach osi 2 są również osadzone ruchome ramiona 8, połączone parami poprzeczkami 9, w których wykonany jest odpowiedni gwint dla śruby 6. Na czopach poprzeczek 9 osadzona jest nożycowa konstrukcja 10, na której wsparta jest płyta 11. Gdy obracamy korbą 7 śrubą 6 w jedną lub w drugą stronę, płyta podnosi się albo opuszcza w dół przy zachowaniu dobrej stabilności wózka.

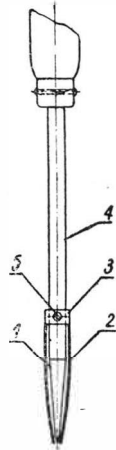
Wkrętak z uchwytem przytrzymującym wkręt

(Kl. 87 a; nr OU-705; Z. nr 26) Zygmunt Jarmułowski

Wkręcanie drobnych wkrętów, jak i wkładanie ich do otworów w miejscach trudnodostępnych przy posługiwaniu się normalnym wkrętakiem sprawia duże trudności. Trudności te usuwa przedstawiony na rysunku wkrętak, którego ostrze rozchylając się w rowku wkręta przytrzymuje go i umożliwia włożenie do otworu względnie zabranie po wykręceniu.

Wkrętak ten składa się z oprawki 1, w której jest umocowany pręt 2 z rowkiem 3, oraz z dwuramiennej stalowej dźwigni 4, która jest osadzona obrotowo w pręcie na kołku 5. Koniec jednego ramienia dźwigni, stanowiący środkową część ostrza wkrętaka, jest odchylany przez nacisk przesuwnej pochewki 6, wywierany na stożkowy koniec ramienia drugiego.

Spowodowany przesunięciem pochewki ruch przechyłny dźwigni powoduje wychylenie jej końca, stanowiącego środkową część ostrza wkrętaka i nacisk na ścianki boczne rowka wkręta, który dzięki powstałemu tarciu jest przytrzymywany na wkrętku.



Sposób kolorymetrycznego oznaczania zawartości miedzi i cynku w stopach lekkich

(Kl. 42 I; nr OU-928; Z. nr 32) Zdenek Jerman (CSR)

Oznaczanie zawartości miedzi i cynku w stopach wykazujących do 1,5% miedzi i do 6% cynku można przeprowadzać sposobem elektrolitycznym lub polarograficznym. Obydwa wymienione sposoby wymagają wysokich kwalifikacji zatrudnionego personelu i nie nadają się do seryjnych prób rucho wych.

Sposób według udoskonalenia polega na wytwarzaniu barwnej substancji odznaczającej się znaczną trwałością i nie ulegającej zmianom nawet po upływie kilku godzin.

Poniżej podano szczegółowy opis tego sposobu. 1 G stopu aluminiowego rozpuszcza się w porcelanowym tygielku w 20 ml kwasu solnego o stężeniu 100% i utlenia się 5 ml kwasu azotowego o takim samym stężeniu. Po dodaniu 20 ml kwasu chlorowego o stężeniu 60% roztwór odparowuje się aż do pojawienia się białych, gęstych par.

Po ostygnięciu roztworu rozcieńcza się go wodą i odpędza wolny chlor przez wygotowanie. Następnie roztwór przelewa się do cylindra miarowego o pojemności 100 ml, dopełniając go wodą do odpowiedniej objętości.

Oznaczanie zawartości miedzi w stopie przeprowadza się w następujący sposób: z przefiltrowanego roztworu odmierza się pipetą 20 ml do cylindra miarowego o pojemności 100 ml, dopełnia wodą i dokładnie miesza. Stosownie do spodziewanej zawartości miedzi odmierza się z kolei określoną ilość roztworu do następnego cylindra miarowego, np. w przypadku zawartości miedzi niższej od 0,5% do drugiego cylindra o pojemności 25 ml przelewa się 5 ml. Do tej ilości dodaje się ściśle 2 ml roztworu, otrzymanego przez rozpuszczenie 10 G wodorotlenku sodowego w kilku ml wody, dodanie po ochłodzeniu 5 ml stężonego amoniaku i dopełnienie wodą do 100 ml. Jeżeli badany stop nie zawiera żelaza lub manganu,

roztwór jest przezroczysty. W przeciwnym przypadku strąca się brunatny osad, złożony z wodorotlenków. Do wymieszanych roztworów dodaje się pipetą 1 ml 1-procentowego alkoholowego roztworu dwuetylodwutiokarbaminianu sodowego i 14 ml acetonu, po czym dopełnia się wodą destylowaną i miesza. Następnie roztwór przefiltrowuje się przez watę, umieszczoną w lejku. Roztwór bada się w fotometrze stosując niebieski filtr świetlny, przy czym zawartość miedzi daje się określać z dokładnością zależną od jej zawartości. I tak przy zawartości nie przekraczającej 0,15% dokładność pomiaru wynosi 0,01%, przy zawartości do 0,5%—0,015%, a przy zawartości do 1,5%—0,04%.

Opisany sposób polega na wytwarzaniu żółtobrunatnego dwuetylodwutiokarbaminianu miedziowego w roztworze alkalicznym, przy czym glin występuje w tym roztworze pod postacią glinianu.

Oznaczanie zawartości cynku przeprowadza się następująco:

Określoną ilość przefiltrowanego roztworu (zależną od spodziewanej zawartości cynku) wlewa się do małego naczynia z podziałką. W przypadku zawartości cynku nie przekraczającej 0,25% odmierza się pipetą ilość roztworu odpowiadającą 10 mG naważki, natomiast przy większej jego zawartości odpowiednio mniej, ponieważ chloroformowy roztwór ditizonianu cynkowego podlega ściśle prawu Lamberta-Beera jedynie do pewnego określonego stężenia. Do odmierzonej ilości roztworu dodaje się 2 ml 10-procentowego wodorotlenku sodowego i miesza w celu ponownego rozpuszczenia powstałego wodorotlenku glinowego. Następnie dodaje się 5 ml roztworu maskującego, przygotowanego przez zmieszanie w stosunku 1:1 dwóch roztworów, z których jeden zawiera 30 ml 5-procentowego wodorotlenku potasowego i 320 ml wody, drugi zaś — 120 ml 50-procentowego tiosiarczanu sodowego, 12 ml 5-procentowego szczawianu amonowego i 220 ml wody. Roztwory te przygotowuje się oddzielnie i miesza przed samym użyciem. Usuwa się z nich ślady cynku przez wymieszanie ich z chloroformowym roztworem ditizonu.

Do powstałego w ten sposób roztworu dodaje się około 5 ml chloroformowego roztworu ditizonu, otrzymanego przez rozpuszczenie 20 mG oczyszczonego ditizonu w 200 ml chloroformu. Całość wytrząsa się, spuszcza chloroformowy wyciąg i powtarza ekstrakcję aż do utraty przez roztwór czerwonego zabarwienia. Z reguły wystarczą tu 4 ekstrakcje.

Połączone wyciągi chloroformowe przepuszcza się przez suchy, niekwaśny filtr do suchego cylindra miarowego o pojemności 50 ml, dopełniając go do górnej kreski chloroformem, którym przemywa się filtr. Zawartość cynku określa się za pomocą fotometru zaopatrzonego w zielony filtr świetlny, przy grubości warstwy w kuwecie równej 1 cm.

Dokładność pomiarów zależy od zawartości cynku i wynosi $\pm 0,01$ dla zawartości poniżej 0,25%, a $\pm 0,03$ dla zawartości poniżej 0,6%.

Stosowany roztwór maskujący maskuje niezawodnie nawet znaczne ilości miedzi i niklu. W przypadku określania małych zawartości cynku w brązach aluminiowych zaleca się przy zastosowaniu sposobu według udoskonalenia usunąć możliwie jak największą ilość miedzi przez elektrolizę.

W podany sposób można w podstawowym roztworze określać zawartość niklu, manganu, żelaza, tytanu i magnezu, dobierając odpowiednio substancje ekstrakcyjne i filtry świetlne.



na półkach księgarskich

Anizotropia mechanicznych свойств dřiewiesiny i faniery, E. K. Aszkienazi, I. P. Boksberg, G. M. Rubinsztiejn, K. K. Turowie-row, Gos-Les-bumizdat, 1958 r., stron 140.

W pracy tej przedstawiono w rozdziale I w zastępstwie zależności doświadczalnych, wzory opierające się na ogólnych założeniach o anizotropii materiałów, które zupełnie dobrze zgadzają się z rzeczywistymi zależnościami zmiany wytrzymałościowych wskaźników drewna i sklejk. W następnych rozdziałach podane są wyniki badań doświadczalnych mechanicznych własności sklejk i drewna uzyskane w laboratorium, częściowo według zupełnie nowej metodyki. Część tych badań odnosi się do prób sklejk była wykonana dla biur konstrukcyjnych. Szczegółowo przedstawiono wyniki badań wytrzymałości sklejk i drewna, zagadnienia płaskiego stanu naprężeń oraz wyniki badań doświadczalnych stałych sprężystych sklejk. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów technicznych, biur konstrukcyjnych oraz laboratoriów wytrzymałościowych.

L. S.

Radiolokacyjne metody selekcji dwiżuszczychsia cielej, P. A. Baikulew, Oborongiz, 1958 r., stron 100.

Książka jako podręcznik szkolny opisuje podstawy radiolokacyjnych metod i ich zastosowanie w układach selekcji ruchomych celów. Podane są również charakterystyki sygnałów celów ruchomych i nieruchomych oraz sygnałów mylących, metody wykrywania celów ruchomych, kompensacja sygnałów celów nieruchomych, metody otrzymywania i porównywania drgań koherencyjnych, jakoś prac układów selekcji celów ruchomych oraz selekcja celów ruchomych w przypadkach ruchu układu selekcyjnego. Rozpatrzone są też specjalne zagadnienia pracy różnych układów selekcyjnych oraz czynniki wpływające na jakoś pracy układów selekcyjnych oraz sposoby zwiększenia jakoś selekcji w urządzeniach selekcyjnych radarowych. Treść książki uzupełniona jest dwięćdziesięcioma dwoma schematami układów, wykresami i rysunkami. Z książki mogą korzystać nie tylko studenci wyższych lat studiów politechnicznych, lecz także specjaliści pracujący w tej dziedzinie.

L. S.

Uprawlenie snariadami, A. S. Łokk, Gosudarstwiennoje Izdatielstwo Techniko-Teorieticzeskoj Litieratury, 1957 r., stron 776.

Jest to tłumaczenie z angielskiego książki wydanej w Stanach Zjednoczonych w roku 1955 z cyklu „Podstawy projektowania sterowanych pocisków”. Tłumaczenie na język rosyjski wykonała G. W. Korieniewa. Jest to pierwsza nietajna książka, w której szczegółowo i ze znawstwem praktycznej strony zagadnienia przedstawione są podstawowe problemy przy projektowaniu układów sterowania pociskami. Z ważniejszych zagadnień przedstawione zostały układy sterowania, rozchodzenie się fal radiowych, wysyłanie i przyjmowanie promieni podczerwonych, stosowany aparat matematyczny, teoria układów śledzących, pojęcia taktyczne, określenie elementów ruchu pocisku, uzyskanie i przekształcanie informacji, własności celu, rot lotu pocisku, okres przedstartowy i start, charakterystyki eksploatacyjne i cząstkowe pocisku, zagadnienia ekonomiczne, układy sterowania pociskami, strefa przepuszczania gabarytowego obrysu sterowania pociskiem, modelowanie, maszyny obliczeniowe i telemetria. Książka przeznaczona jest dla pracowników technicznych projektowania pocisków i ich układów sterujących, oraz dla pracowników instytutów badawczych.

L. S.

Priamotocznyje wozduszno-rieaktywnyje dwigatielei, M. M. Bondariuk i S. M. Iliaszenko, Oborongiz 1958 r., stron 392.

W pracy tej podane są zasady teorii, charakterystyki, opis konstrukcji i zasady projektowania silników strumieniowych poddźwiękowych i naddźwiękowych, oparte na podstawie materiałów radzieckich i zagranicznych, opublikowanych w postaci książek i artykułów w czasopiśmie. Rozpatrzona została teoria podstawowych elementów silnika: dysz wlotowych, komór spalania i dysz wylotowych oraz praca silnika w całości. Jako źródło energii rozpatrzono zastosowanie paliwa cząsteczkowego oraz jądrowego, jak i zagadnienia tworzenia mieszanek paliwa. W osobnych rozdziałach omówiono również zagadnienia silników atomowych wraz z ich użytkowaniem, oraz perspektywy rozwoju silników strumieniowych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów, specjalistów w dziedzinie budowy silników odrzutowych i dla studentów wyższych szkół technicznych lotniczych znających podstawy termodynamiki i dynamiki gazów.

L. S.

Technologie samolotostrojenia w SSZA, Gordon, B. Eszmid, Oborongiz, 1958 r., stron 240.

Jest to tłumaczenie książki amerykańskiej „Aircraft Production Methods” Ashmeada, wydanej w Filadelfii w roku 1956. W książce opisane są następujące działy technologii budowy samolotów: przygotowanie produkcji wraz z przygotowaniem oprzyrządowania technologicznego włącznie z przyrządami montażowymi, zastosowanie mas plastycznych jako zamienników drogiej metali, zastosowanie przyrządów optycznych przy montażu oprzyrządowania, prace przygotowawczo-łocznicze, organizacja wydziałów obróbki mechanicznej, mechaniczna obróbka elementów o dużych wymiarach ze zwiększoną dokładnością metodą kopiowania, technologia spawania różnymi metodami, wykonanie układu rur wydechowych samolotu, wykonanie podwozia, montaż samolotu zespołami i końcowy, metody i środki kontroli. Książka uzupełniona jest trzystu dwudziestoma dwoma fotografiami różnych czynności technologicznych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów-technicznych pracowników przemysłu lotniczego, technologów, kierowników wydziałów i konstruktorów oraz pracowników instytutów technologicznych. Książka może być wykorzystana przez studentów szkół technicznych.

L. S.

Pribliżnaja teorija swarocznych deformacji i napriazienij, G. B. Tałypow, Izdatielstwo Leningradskawo Uniwersiteta, 1957 r., stron 207.

W monografii tej przedstawiona jest przybliżona metoda określenia odkształceń i naprężeń spawalniczych. Podstawy metody opierają się na doświadczeniach schematyzacji procesu powstawania spawalniczych odkształceń. Opisana metoda umożliwia przybliżone wyznaczenie odkształceń i naprężeń w przedmiotach po stygnięciu w przypadku metali z wystarczająco wysoką temperaturą zmian objętości. Przedstawiona teoria uzupełnia już istniejące i umożliwia rozwiązanie zadań wyznaczenia odkształceń i naprężeń w układach płaskich i przestrzennych. Treść uzupełniają liczne wyprowadzenia wzorów i przykłady obliczeń, schematy układów, wykresy, tabele i mikrofotografie struktur metali. Ze względu na często jeszcze stosowane w lotnictwie konstrukcje spawane, książkę tę winni wykorzystywać technolodzy, metalurgowie i konstruktorzy pracujący w przemyśle lotniczym.

L. S.

Smazocznyje masła dla awiacionnych gazoturbinnych dwigatielej, W. W. Panow i Ju. S. Sobolew, Gostoptiechizdat, 1958 r., stron 96.

Książka jest pierwszą w literaturze radzieckiej próbą opublikowania materiałów dotyczących zastosowania i badań własności olejów do turbinowo-odrzutowych silników lotniczych. Rozpatrzone zostały warunki pracy instalacji olejowej silników odrzutowych i własności eksploatacyjne stosowanych do nich olejów. W wyniku rozpatrzenia fizyko-chemicznych charakterystyk podstawowych gatunków olejów ropnych i syntetycznych wskazany został kierunek prac badawczych dla otrzymania olejów o wysokich własnościach dla silników odrzutowych. Szczegółowo rozpatrzone zostały warunki stosowania olejów w silnikach odrzutowych, wymagania stawiane olejom, oleje ropne, oleje syntetyczne oraz metody badania olejów. Treść uzupełniona jest licznymi tabelami, wykresami, schematami i rysunkami. Książka przeznaczona jest dla pracowników naukowych instytutów oraz pracowników technicznych zajmujących się badaniami, próbami, produkcją i stosowaniem olejów do silników odrzutowych.

L. S.

Fiziczeskije osnovy obledienienja samolotow, I. P. Mazin, Gidrometizdat, 1957 r., stron 120.

W pracy tej opisane są zagadnienia teoretycznego i doświadczalnego badania oblodzenia samolotów w locie. Rozpatrzono wpływ mikrofizycznych parametrów chmur i warunków lotu na intensywność tworzenia się oblodzenia. Teoretycznie zbadane zostały zagadnienia opływu różnych ciał przez strumień zawieszonych w powietrzu kropli wodnych i wpływ procesów wymiany ciepła osłabiających oblodzenie samolotu. Omówiono też pojęcia współczynnika przychwywania kropli i współczynnika namarzania, wzajemną zależność między intensywnością oblodzenia różnych części samolotu, doświadczalne badanie oblodzenia samolotów śmigłowych, klasyfikacja rodzajów oblodzenia, zjawiska oblodzenia przy dużych prędkościach lotu, obliczanie współczynnika przychwywania kropli wody przy naddźwiękowych prędkościach lotu oraz ocena możliwości oblodzenia. Książka pod względem treści jest interesująca dla meteorologów, synoptyków i pracowników lotnictwa zajmujących się zagadnieniami walki z oblodzeniem samolotów w czasie eksploatacji.

L. S.

Turbulentnoje tieczienie wiazkioidkosti w naczalnych uczastkach osiesimmetriecznych i płaskich kanałow, Je. Je. Sołodkin i A. S. Giniwskij, Oborongiz, 1957 r., stron 57.

Jest to zeszyt nr 701 prac Centralnego Aero-Hydrodynamicznego Instytutu (CAGI), w którym rozpatrzono przepływ cieczy lepkiej w początkowych odcinkach kanałów o różnym przekroju poprzecznym. Wskazano, że uwzględnienie poprzecznej krzywizny powierzchni w przypadku kanału osiowo symetrycznego daje lepszą zgodność obliczeniowych charakterystyk z doświadczalnymi w porównaniu do teorii stosującej logarytmiczną zasadę rozkładu prędkości w warstwie przyściennej. W przypadku płaskiego kanału zgodność obliczeń teoretycznych z doświadczeniem daje przyjęcie logarytmicznej zasady rozkładu prędkości. W trzech rozdziałach rozpatrzono zagadnienie burzliwej warstwy przyściennej i oporu wlotowego odcinka kanałów osiowosymetrycznych z zerowym gradientem ciśnienia, okrągłej rury i kanału płaskiego. Charakterystyki rury okrągłej i kanału płaskiego mogą być rozpatrzone jako graniczne przypadki kanału o przekroju pierścieniowym. Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów naukowych.

L. S.

Swierchzdwukowoye samoloty, pod red. N. I. Briukowa, Izdatielstwo Inostrannoj Litieratury, 1958 r., stron 236.

Jest to zbiór artykułów i referatów tłumaczonych z zagranicznych czasopiśmie z języka angielskiego i francuskiego. Zbiór składa się z trzech części. Część pierwsza — Ogólne problemy naddźwiękowych prędkości — zawiera szereg prac, w których omówione są osobliwości aerodynamiki, konstrukcji, grup napędowych i wyposażenia samolotów. Części druga i trzecia zawierają opisy doświadczalnych i wojskowych samolotów naddźwiękowych. W trzeciej części zebrane są opisy samolotów bojowych Stanów Zjednoczonych A. P., Anglii, Francji, Szwecji i Kanady. Podstawowe dane techniczne opisanych samolotów zebrane są w tabeli załączonej w dodatku. Zbiór jest próbą systematyzacji z dziedziny samolotów naddźwiękowych, materiałów z zagranicznych czasopiśmie według stanu na rok 1957. Treść uzupełniona jest stu czterdziestu trzema fotografiami, rysunkami i wykresami. Książka przeznaczona jest dla specjalistów przemysłu lotniczego i lotnictwa wojskowego oraz studentów wyższych szkół technicznych lotniczych.

L. S.

Rieaktywnyje samoloty mira, W. Grin, R. Kross, Izdatielstwo Inostrannoj Litieratury, 1957 r., stron 284.

Jest to tłumaczenie z angielskiego książki wydanej w Londynie, w roku 1955. Książka daje historyczny przegląd rozwoju

techniki lotniczej odrzutowej w okresie ostatnich szesnastu lat, przy czym przedstawiono w niej rozwój silników odrzutowych sprężarkowych, raketowych, pulsacyjnych i strumieniowych, oraz rozwój samolotów i śmigłowców zaopatrzonych w silniki odrzutowe. Książka składa się z trzech części. W pierwszej autorzy krótko podają zasady pracy silników odrzutowych, historię ich rozwoju i wykaz samolotów, na których silniki te były badane oraz tabele z podstawowymi danymi silników. W drugiej części zestawione są śmigłowce z silnikami odrzutowymi oraz krótka historia rozwoju takich śmigłowców. W trzeciej części zestawione są chronologicznie samoloty odrzutowe różnych krajów. Każda pozycja zawiera krótki opis, rysunki w trzech rzutach oraz fotografie. Z książki mogą korzystać konstruktorzy samolotów i śmigłowców.

L. S.

Sbornik teoretických rabot po aerodinamice, Oborongiz, 1957 r., stron 510.

Jest to zbiór prac Centralnego Instytutu Aero-Hydrodynamicznego (CAGI) opublikowanych w różnych wydaniach w latach 1947–1952. Przedstawione w zbiorze prace można podzielić na kilka grup. W pracach pierwszej grupy rozpatrzone są metody rozwiązania zadań z aerodynamiki układów płaskich poddźwiękowych w przypadku adiabatyicznego przepływu gazu. Prace drugiej grupy odnoszą się do badań opływu ciał obrotowych przez naddźwiękowy strumień gazu. Rozpatrzone są ciała z przepływem o minimalnym oporze. Wyjaśniono osobliwości naddźwiękowego przepływu w pobliżu ostro zakończonych tylnych krawędzi. W trzeciej grupie zawarte są prace o metodzie obliczania rozkładu ciśnienia na ciałach obrotowych przy zerowym i innych kątach natarcia. W czwartej grupie zawarte są prace o teorii warstwy przyściennej laminarnej w gazie sprężonym oraz na skrzydle w ślizgu. W pracach piątej grupy rozpatrzone są zagadnienia metod obliczania cyrkulacji na skrzydłach o dużym skosie w strumieniu poddźwiękowym i na skrzydłach o małym wydłużeniu oraz opływ skrzydeł skrzyżowanych i lotek skrzydłowych w strumieniu naddźwiękowym. W pracach szóstej grupy przedstawione są zagadnienia teorii sprężarek i opływ palisad profilów strumieniem naddźwiękowym. Książka jest przeznaczona dla pracowników instytutów naukowych.

L. S.

Rakietnyje issledowanija wierchniej atmosfery, pod. red. Bojda i M. D. Sitona, Izdatelstwo Inostrannoj Literatury, 1957 r., stron 416.

Jest to tłumaczenie wykonane przez W. M. Morozowa z oryginalnego wydania angielskiego z roku 1954. Jest to zbiór prac, które były przedstawione na specjalnej konferencji w Oksfordzie oraz w Stowarzyszeniu raketowych badań górnej atmosfery w USA. Książka ta jest pierwsza i jedyna, w której przedstawione są obszernie nowe metody badania górnej atmosfery oraz otrzymane wyniki badań. W kolejnych rozdziałach przedstawione są: technika raketowa w zastosowaniu do badań; pomiar ciśnienia, temperatury i wiatrów; skład chemiczny górnej atmosfery; jonosfera, promieniowanie słoneczne i pole geomagnetyczne; badanie promieniowania kosmicznego za pomocą rakiet; badania laboratoryjne oraz zagadnienia teoretyczne i doświadczalne. Treść uzupełniona jest licznymi wykresami, tabelami i rysunkami. Książka posiada cenne wiadomości dla badaczy górnej atmosfery, specjalistów radiowych, astronomów, fizyków i specjalistów lotnictwa zajmujących się zagadnieniami raketowymi i meteorologicznymi.

L. S.

Chimiczeskij sostaw i swojstwa reaktivnych topliw, Ja. M. Pan-szkin, Izdatelstwo Akademii Nauk SSSR, 1958 r., stron 376.

W związku z szybkim rozwojem techniki odrzutowej i raketowej nastąpił równocześnie rozwój nowej dziedziny — fizyki i chemii paliw do silników odrzutowych i raketowych. Praca ta jest jedną z nielicznych w tej dziedzinie, obejmującą całość zagadnień, publikowana jest dotychczas w licznych czasopiśmie. Treść książki podzielona jest na trzy części ujmujące zagadnienia paliw do silników turboodrzutowych, paliw do silników raketowych oraz utleniaczy stosowanych w paliwach raketowych. Przedstawiono przegląd silników turbinowo-odrzutowych, skład węglowodorowy paliw i ich własności fizyczne i chemiczne, charakterystyka i warunki techniczne paliw, spalanie paliwa oraz oleje dla silników odrzutowych. W dalszej części podano krótki przegląd silników raketowych, rozpatrzono zagadnienie paliw raketowych, ich charakterystyki, samozapłonu paliw, oraz dano przegląd poszczególnych grup paliw. W trzeciej części zebrane są wiadomości o czterech grupach utleniaczy paliw raketowych. Książka zawiera szereg cennych wiadomości dla pracowników instytutów naukowych, chemików przemysłu paliw, konstruktorów silników oraz eksploatorów.

L. S.

Konstrukcja i rabota czastiej samolota, A. B. Pretopopow, W. I. Żulew, Oborongiz, 1958 r., stron 312.

W popularnej formie przedstawiono w książce zagadnienie obciążeń działających na samolot w locie, oraz pracę podstawowych zespołów konstrukcji samolotu, jak skrzydła, kadłuba, usterzeń i podwozia. Szczegółowiej przedstawiono również kolejność przekazywania sił przez elementy i zespoły typowego skrzydła, przybliżony sposób obliczenia naprężeń w poprzecznych przekrojach skrzydła, pracę konstrukcji w okolicy wycięć i otworów oraz w miejscach łączenia z kadłubem, konstrukcję elementów skrzydła, ich geometrię i stosowane materiały, oraz zagadnienia dynamicznej wytrzymałości samolotu. Dla ułatwienia rozpatrzono też krótko i podano podstawowe pojęcia z zakresu konstrukcji i wytrzymałości. Treść uzupełniona jest dużą liczbą poglądowych rysunków. Książka przeznaczona jest dla załóg latających i mechaników wojskowych jednostek lotniczych oraz aeroklubów, pracowników przemysłu oraz słuchaczy kursów.

L. S.

Wybór paramietrow i rasczot gazowej turbiny, K. W. Chołszczewnikow i O. N. Jemin, Oborongiz, 1958 r., stron 104.

Jest to jedna z prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego omawiająca zagadnienia teorii turbin gazowych, podstawowych obliczeń paramietrow turbin i ich wpływ na wymiary stopnia turbiny i wskaźniki jego pracy, obliczanie jednostopniowej i wielostopniowej turbiny gazowej, obliczanie paramietrow strumienia gazów w turbinie na różnych promieniach przepływową części, oraz projektowanie elemen-

tów przepływową części turbiny i profilów łopatek turbiny. Praca ta jest zbiorem wykładów z kursu wykładanego w Instytucie i przeznaczona jest do posługiwania się przy opracowywaniu projektów kursowych i dyplomowych, daje więc bezpośrednio metodykę obliczania typowych turbin. Krótko natomiast przedstawione są zagadnienia związane z teoretycznymi i doświadczalnymi podstawami tej metodyki. W książce podane są również przykłady obliczeń.

L. S.

Rakietnyje dwigateli i uprawlajennyje snariady, Dż. Chemfris, Izdatelstwo Inostrannoj Literatury, 1958 r., stron 304.

Jest to tłumaczenie z języka angielskiego książki J. Humphriesa wydanej w roku 1958. Tłumaczenie wykonał J. G. Zacharowa i N. A. Pawłow. W książce rozpatrzone są zagadnienia układów silników raketowych na paliwo stałe i ciekłe, opisane są paliwa ciekłe, badania i pomiary silników raketowych na paliwo ciekłe. Dane są też podstawowe wiadomości o sterowanych pociskach bliskiego zasięgu i dalekoosobnych raketach balistycznych, ich układach, instalacjach naproważania, sterowania i zapuszczania, aerodynamice pocisków, badaniach pocisków raketowych, pociskach raketowych badawczych, zastosowaniu silników raketowych dla samolotów i innego przeznaczenia. W osobnych rozdziałach omówione są perspektywy rozwoju techniki raketowej, zastosowanie nowych paliw i materiałów konstrukcyjnych oraz silników napędzanych energią atomową. Rozpatrzone są też zagadnienia wyrzucania sztucznych satelitów Ziemi i pojazdów międzyplanetarnych. Treść uzupełniona jest licznymi fotografiami, rysunkami i wykresami oraz obszernym wykazem literatury. Książka przeznaczona jest dla studiujących technikę raketową.

L. S.

Rasczot samolota na procznost, S. N. Kan, I. A. Swierdłow, Oborongiz, 1958 r., stron 292.

Książka podaje metody obliczeń wytrzymałościowych samolotów. Jest to czwarte wydanie tej książki, której trzecie wydanie ukazało się w roku 1945. W związku ze znacznymi zmianami, jakie w tym okresie zaszły w konstrukcji samolotów i metodach jego obliczania wytrzymałościowego, wydanie czwarte podległo znacznym zmianom i uzupełnieniom. W książce przedstawione są zagadnienia obciążeń działających na samolot, niszczących naprężeń elementów konstrukcji, obciążeń działających na skrzydło, obliczania skrzydła prostego i z dużym skosem oraz skrzydła trójkątnego, obliczania lotek, usterzeń oraz napędów i mechanizmów skrzydła. Opisane też są zagadnienia drgań skrzydła i usterzeń, obliczania kadłuba, łóz silnikowych, podwozia, pracy różnych typów amortyzacji i jej obliczania, obliczania połączeń węzłowych oraz naprężeń temperaturowych. Z nowych zagadnień przedstawiono aerodynamiczne nagrzewanie samolotu oraz obliczanie wręg kadłuba z uwzględnieniem ich sztywności. Książka zawiera dużą liczbę rysunków i wykresów oraz znaczną liczbę przykładów obliczania. Przeznaczona jest dla studentów wyższych uczelni technicznych oraz pracowników biur konstrukcyjnych.

L. S.

Wysotnoje oborudowanije samolotow, L. T. Bykow, M. S. Jegorow, P. W. Tarasow, Oborongiz, 1958 r., stron 392.

W książce przedstawione są zasady budowy, podstawy teorii i inżynierskich metod obliczeń aparatury ciśnieniowych kabin samolotów wysokościowych. W szczególności omówione są warunki atmosferyczne, fizjologiczne i higieniczne lotów wysokościowych, techniczne zabezpieczenie lotów wysokościowych, doładowanie kabin ciśnieniowych, zagadnienie uszczelniania kabin, utrzymanie stanu cieplnego kabin ciśnieniowych, oczyszczanie i regeneracja powietrza, regulacja zasilania kabin powietrzem, regulacja ciśnienia i temperatury kabin, aparatura ochronna i kontrolna, wyposażenie tlenowe i skafandry wysokościowe. Podano też opis i metody obliczeń poszczególnych elementów aparatury tlenowej oraz rozpatrzono niektóre zagadnienia ratowania załogi w przypadku przymusowego opuszczenia samolotu na dużych wysokościach. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych uczelni lotniczych oraz specjalistów biur konstrukcyjnych i instytutów.

L. S.

Rasczot procieissow w kamerie sgoranja i sople židkostnowo raketowno dwigatielea, A. W. Bołgarskij, Oborongiz, 1957 r., stron 96.

W pracy tej przedstawiona jest opracowana przez autora metoda obliczania procesów spalania paliwa i przepływu spalin w silnikach raketowych na paliwo ciekłe. Podana jest szczegółowo metodyka termodynamicznego obliczenia zachodzących w silniku procesów spalania, uzupełniona rozwiązaniem szeregu praktycznych zadań, jak obliczanie paliwa, rozwiązywanie równań energii w procesach spalania oraz metodyka sporządzania wykresów dla obliczania procesów spalania i procesów wypływu spalin. W siedmiu dodatkach zawarte są tabele i wykresy niezbędne przy obliczeniach. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych uczelni lotniczych, może być też wykorzystana przez inżynierów i pracowników biur konstrukcyjnych.

L. S.

Tiechnologia izgotowlenija awiacjonnoego elektrooborudowanija, D. N. Szapiro, Oborongiz, 1957 r., stron 376.

Książka zawiera kurs technologii wykonania lotniczego wyposażenia elektrycznego. Treść książki podzielona jest na trzy części. Część pierwsza podaje ogólne zagadnienia technologii budowy maszyn, jak podstawy projektowania procesów technologicznych, technologii montażu, zasad techniczno-ekonomicznych, zasad kontroli technologii, obróbki bezwiotrowej i wiotrowej oraz pokryć przeciwkorozyjnych. W części drugiej podane są zagadnienia technologii lotniczych maszyn elektrycznych, oraz zasady projektowania procesów technologicznych elektrotechnicznych dla elementów magnetycznych i przewodzących prąd. W części trzeciej opisane są specjalne procesy technologiczne sprzętu elektrotechnicznego przy wykonywaniu prądnic, silników elektrycznych, iskrowników, wyłączników, urządzeń indukcyjnych, urządzeń elektromagnetycznych, przekładników, regulatorów napięcia, korpusów różnych urządzeń oraz mechanizmów elektrycznych specjalnych. Treść uzupełniona jest przeszło dwustu pięćdziesięciu rysunkami, oraz szeregiem tabel z danymi technicznymi produkowanego sprzętu oraz stosowanych materiałów. Książka przeznaczona jest dla studentów technicznych szkół lotniczych, oraz dla techników zakładów produkcyjnych.

L. S.

Technologia metali i awiacjonnyje materiały, A. I. Małyszew, W. S. Rakowski, M. Ja. Tielis i F. F. Chimuszin, Oborongiz, 1957 r., stron 360.

Książka daje całość zagadnień technologii metali oraz przegląd materiałów lotniczych, metalowych i niemetalowych. Treść podzielona jest na sześć części. Część pierwsza opisuje metalurgię metali czarnych i kolorowych; w części drugiej opisana jest metalografia i obróbka cieplna metali, własności mechaniczne i badania metali, chemiczno-ciepna obróbka stali i wyposażenie wydziałów obróbki cieplnej. Część trzecia daje przegląd materiałów lotniczych, stali węglowych-stopowych, nierdzewnych i ognioodpornych, żeliw, metali kolorowych, tytanu, materiałów ceramicznych, zagadnień korozji metali, drewna, mas plastycznych, gum i lakierów. W części czwartej podane są zagadnienia odlewnicze, formowanie, topienie metali i stopów. Część piąta daje opis obróbki metali pod ciśnieniem, walcowanie, przeciąganie, kucie, prasowanie i tłoczenie. W części ostatniej opisane są zagadnienia spawalnicze, spawanie gazowe i elektryczne, zgrzewanie oraz lutowanie. Książkę wykorzystają technolodzy i metalurzy lotniczych zakładów produkcyjnych. L. S.

Aeroloji w zaszcitcie rastienij, W. Kouła i M. Durasowa, Izdatielstwo Inostrannoje Litieratury, 1957 r., stron 120.

Jest to tłumaczenie z oryginału czeskiego książki „Aerosole w ochrone roślin”, wydanej w roku 1955. Tłumaczenie na język rosyjski wykonał M. P. Umnov. W książce przytoczone są wyniki wieloletnich oryginalnych badań autorów i pracowników instytutów z Pragi i Bratysławy w dziedzinie konstruowania i zastosowania aerosolowych generatorów w walce ze szkodnikami upraw rolniczych i leśnych oraz wyniki badania działania olejowych aerosoli na szkodniki. Sformułowano wymagania w odniesieniu do wielkości i kształtu cząsteczek aerosoli w zależności od gatunku szkodników, gatunku roślin, profilu terenu, warunków pogody i czasu działania trucizny. Między innymi typami aparatury opryskującej dano obszerny opis stosowania do opryskiwania samolotów wraz z rozpatrzeniem stosowanej na samolotach aparatury, metod pokrywania terenu, metod pomiaru szerokości opryskiwanego pasa, wielkości kropli i gęstości pokrycia kroplami oraz wyników biologicznych opryskiwania szkodników przy zastosowaniu samolotów. Książka przeznaczona jest dla specjalistów zwalczania szkodników, może być również wykorzystana przez specjalistów projektujących lub dostosowujących samoloty do specjalnych zadań opryskiwania aerosolami. L. S.

Zaroprocnyje spławy, K. Kłark, Gosudarstwiennojie Nauczno-Tiechničeskije Izdatielstwo Litieratury po Cziornoj i Cwietnoj Mielalurgii, 1957 r., stron 340.

Jest to tłumaczenie z języka angielskiego wykonane przez T. S. Gomolicką. W książce rozpatrzone są zagadnienia wytrzymałości stopów metalowych na odkształcenia przy wysokich temperaturach i metody badań mechanicznych. Opisano też mechanizm odkształceń plastycznych, własności eksploatacyjne stopów, skrócone badania określenia żaroodporności, czynniki wpływające na wytrzymałość pełzania, nisko i średniostopowe stę, stę nierdzewne chromowe i austenitowe, stę dla połączeń sworzniowych, stę przeznaczone do pracy w ostrych warunkach eksploatacji przy wysokich temperaturach, typowe przykłady złamań w czasie eksploatacji. fizyczne własności stali żaroodpornych, własności materiałów żaroodpornych przy temperaturze gorącej obróbki tłoczenia oraz specyfikacja i warunki techniczne dla stopów pracujących w wysokich temperaturach. Treść uzupełniona jest 214 fotografiami, wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla inżynierów metalurgów i pracowników instytutów. L. S.

Niemetalliczeskije matieriały i ich primienienje w awiastrojenij, red. I. P. Łosiew i Je. B. Trostianskij, Oborongiz, 1958 r., stron 428.

W książce podane są charakterystyki, własności i technologia wytwarzania materiałów niemetalowych, oraz procesy technologiczne przy wykonywaniu z tych materiałów elementów i zespołów sprzętu. Kolejno opisano materiały niemetalowe wysokocząsteczkowych związków organicznych, masy plastyczne proszkowe, włókniste, warstwowe i piankowe oraz ich składniki, materiały gumowe i ebonitowe oraz metody badania, materiały papiernicze i tibra, metody formowania przedmiotów z mas plastycznych, gum i materiałów papierniczych, drewno i jego własności, sklejkę i inne materiały wykonywane z drewna, obróbka skrawaniem materiałów niemetalowych, materiały tekstylne, ich włókna, przędza, nici, płótna, zasady łączenia elementów konstrukcyjnych z materiałami niemetalowymi za pomocą klejenia, spawania i łączenia mechanicznego, materiały lakiernicze oraz zasady pokrywania metali i niemetalu. Książ-

ka przeznaczona jest dla studentów technicznych szkół lotniczych, mogą z niej korzystać również technolodzy, pracownicy biur konstrukcyjnych i instytutów. L. S.

Elementy awiacjonnych awtomatycznych ustrojstw, S. P. Kolesow, Oborongiz, 1958 r., stron 382.

W książce podane są podstawowe wiadomości o charakterystykach, obliczaniu i projektowaniu elementów konstrukcyjnych (środków automatyki) wchodzących w skład regulatorów lotniczych układów automatycznej regulacji. Treść książki podzielona jest na pięć części. Część pierwsza omawia ogólne charakterystyki elementów, zadania funkcjonalne i przetwarzania, charakterystyki statyczne i dynamiczne. W drugiej części podane są opisy najczęściej stosowanych elementów przetwarzających energię, jak przetworniki ruchu, przetworniki termomechaniczne i termoelektryczne, przetworniki ruchu w energię elektryczną i odwrotnie, przetworniki energii elektrycznej oraz wykorzystujące izotopy radioaktywne. Część trzecia podaje opis zadań specjalnych elementów, jak układy korygujące, stabilizatory, układy sumujące sygnały i rozdzielacze. W części czwartej opisane są zagadnienia obliczania elementów konstrukcyjnych jak kontaktów, mechanizmów elektromagnetycznych, wzmacniaczy, nadajników indukcyjnych, wzmacniaczy elektronowych, półprzewodnikowych i hydraulicznych. Część piąta daje zasady projektowania elementów, omawia warunki techniczne i wpływ warunków eksploatacyjnych na parametry elementów. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych uczelni, inżynierów oraz pracowników instytutów. L. S.

Kamiery sgoranija wozduszno-rieaktiwnych dwigatielej, W. S. Zujew i L. S. Skubacziewskij, Oborongiz, 1958 r., stron 214.

W książce podane są krótkie wiadomości z teorii spalania, elementy kinetyki chemicznych reakcji, charakter ich przebiegu, samozapłon oraz rozprzestrzenianie się płomienia w strumieniu. Przedstawione są zasady termodynamiki komór spalania silników odrzutowych, straty w komorach spalania — cieplne i gazodynamiczne, tworzenie mieszanek palnych w komorach, spalanie paliwa, opis procesu roboczego w komorze spalania, hydrauliczne obliczanie komór spalania, uszkodzenie komór spalania, wymagania techniczne stawiane komorom dociążonym oraz układ i praca elementów komór dociążonych. Rozpatrzone również zagadnienie wpływu strat w komorach spalania na charakterystykę silnika odrzutowego. Treść uzupełniona jest 149 fotografiami, rysunkami, wykresami i tabelami niezbędnymi do obliczeń. Książka opracowana jest na podstawie wykładów w moskiewskim instytucie lotniczym. L. S.

Wozdusznaja moszcz, Eszier Li, Izdatielstwo Inostrannoje Litieratury, 1958 r., stron 268.

Jest to tłumaczenie z oryginału angielskiego wydanej w roku 1955, a napisanego przez Asner Lee. Tłumaczyli: A. Ja. Turow i Ju. B. Fiedorow. W książce przeprowadzono analizę zastosowania lotnictwa, przede wszystkim angielskiego i amerykańskiego w czasie drugiej wojny światowej i wojny w Korei. Rozpatrzone zastosowanie bombardowania strategicznego, działanie lotnictwa przeciw liniom komunikacyjnym, stosowanie obrony przeciwlotniczej, obserwację lotniczą, działanie wojsk spadochronowych i desantowych, lotnictwo transportowe, wspomaganie przez lotnictwo wojsk lądowych, lotnictwo marynarki wojennej, współdziałanie lotnictwa z innymi rodzajami broni, oraz możliwości zastosowania lotnictwa w przyszłości, jak i problemy organizacji sił lotniczych. Książka przeznaczona jest dla personelu wojsk lotniczych, lotnictwa cywilnego oraz szerokiego kręgu czytelników. L. S.

Ekspierimentalnaja aerodinamika, A. K. Martynow, Oborongiz, 1958 r., stron 348.

Jest to drugie wydanie książki, w której przedstawione są podstawowe zagadnienia eksperymentalnej aerodynamiki. Kolejno rozpatrzone fizyczne własności powietrza, podstawy teorii przepływu powietrza, zasady podobieństwa w aerodynamice, metody pomiaru sił aerodynamicznych, momentów, ciśnienia i prędkości przepływu, tunele i wagi aerodynamiczne, zagadnienia warstwy przyściennej i przepływu burzliwego, skrzydło o rozpiętości nieskończonej, aerodynamiczne charakterystyki skrzydła, oraz aerodynamiczne charakterystyki całego samolotu. W większości rozdziałów uwzględniono zagadnienia aerodynamiki dużych prędkości oraz charakterystyki skrzydeł z dużym skosem i skrzydeł układu delta. Treść uzupełniona jest 339 wykresami, rysunkami, fotografiami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół technicznych lotniczych oraz pracowników technicznych zakładów produkcyjnych, biur konstrukcyjnych i instytutów. L. S.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK IX

WARSZAWA, MARZEC – KWIECIEŃ 1959 r.

Z E S Z Y T 1

Gwiazdkami obok liczb porządkowych oznaczone są publikacje znajdujące się w Bibliotece Instytutu Lotnictwa.

PRZYRZĄDY POKŁADOWE

1* 629.13.05:666.764.3 ILot
Calikowski R.: Sztuczny korund jako tworzywo na panewki lotniczych przyrządów pokładowych. Techn. Lotn., 1958, r. 13, nr 2, A4, s. 34–37, rys. 7, poz. bibl. 6.

Sztuczny korund jest tworzywem do wykonywania panewek lotniczych przyrządów pokładowych. Artykuł omawia sposób wytwarzania sztucznego korundu w piecach Verneuil, jego własności oraz podział na rodzaje i gatunki, przedstawiając je na fotografiach zrobionych w czasie badania własności korundu.

2* 629.13.054.7 ILot
Morawski J.: Dynamika układów korekcyjnych lotniczych horyzontów giroskopowych. Prace Inst. Lotn., 1958, nr 7, s. 31–40, rys. 8, poz. bibl. 5.

Artykuł jest próbą zastosowania do rozważania dynamiki układów korekcyjnych przyrządów giroskopowych teorii serwomechanizmów. Układ korekcyjny rozpatrywany jest jako zamknięty obwód regulacji. Wprowadzone wzory pozostają w zgodności z wzorami opartymi o teorię klasyczną. Nowe podejście do zagadnienia pozwala na wyciągnięcie wniosków odnośnie warunków stabilności układów korekcyjnych.

3* 629.13.05 ILot
Mrugalski Z.: Projektowanie skal przyrządów pomiarowych. Techn. Lotn., 1958, r. 13, nr 5, A4, s. 138–143, rys. 18, poz. bibl. 16.

Krajowe wytwórnie produkują wiele przyrządów pomiarowych, których skale nie zawsze są zaprojektowane właściwie. Artykuł podaje określenia podstawowe elementów skal i omawia zasady konstrukcji skal ze szczególnym uwzględnieniem lotniczych przyrządów pokładowych. Ponadto podano niektóre nowości w konstrukcji wskaźników przyrządów pokładowych.

WYPOSAŻENIE AERODYN

4* 629.13.061 ILot
Hoss R.: Feinstfilter für die Flugehydraulik und Pneumatik. Mikrofiltry dla układów hydraulicznych i powietrznych samolotu. Oelhydraulik u. Pneumatik, 1958, r. 2, nr 3, A4, s. 92–93, rys. 8.

Krótki opis oraz zdjęcia fotograficzne mikrofiltrów przeznaczonych do dokładnego oczyszczania cieczy oraz powietrza. Są to przede wszystkim filtry z elementami filtrującymi papierowymi odpornymi na wilgoć i wstrząsy oraz filtry przeznaczone do pracy w wysokich temperaturach i ciśnieniach z elementami filtrującymi metalowymi spiekami z nierdzewnej stali.

5* 629.13.061 ILot
Schumacher E.: Die Flugehydraulik und ihre Bedeutung. Układ hydrauliczny samolotu i jego znaczenie. Oelhydraulik und Pneumatik, 1958, r. 2, nr 3, s. 89–92, A4, rys. 3.

Ogólne dane i wymagania dotyczące układów hydraulicznych nowoczesnych samolotów, oraz krótko są uwzględnione rozmiary i koszt takich układów. Ponadto autor rozważa możliwości rozwoju lotniczego przemysłu pomocniczego w NRF. Dodatkowo podany jest podział układu hydraulicznego samolotu wg obwodów roboczych i zakresów zastosowania oraz wg grup urządzeń.

6* 621.783.47:629.13.015.12 ILot
Toe-tonch shid warning. Ostrzeżenie o poślizgu kół przez uderzenia w stopę. Flight, 1958, t. 73, nr 2556, A4, s. 73–74, rys. 6.

Opisane jest nowe urządzenie zabezpieczające poślizg kół samolotu. W przypadku wystąpienia poślizgu kół urządzenie to alarmuje pilota przez delikatne uderzenia o częstotliwość 50 c/sek w podeszwę buta. Proces hamowania jest pod bezpośrednią kontrolą pilota. Artykuł zawiera uproszczony schemat elektryczny urządzenia.

7* 629.13.06:621-762 ILot
Vorbrott T.: O uszczelnianiu złącz gwintowych w lotniczych instalacjach energetycznych i paliwowych. Techn. Lotn., 1958, nr 1, A4, s. 16–22, rys. 19, poz. bibl. 3.

Technologia wykonywania płaszczyn kołnierzowych łączników agregatów i gniazd łączników, które bezpośrednio zaciskają uszczelniają. Prostota tych płaszczyn do gwintu złączonego decyduje o pewności uszczelnienia, co ma znaczenie przede wszystkim przy większych ciśnieniach oraz w przypadkach, gdy zacisk wstępny uszczelki maleje pod działaniem ciśnienia. W sposób uproszczony przedstawiono stosunek naprężeń w gwintowym złączeniu uszczelnianym przed i w czasie działania ciśnienia, uzasadniając tym przykładem wady uszczelnień za pomocą podkładek ze wstępnym zaciskiem. Podkreślono wysoki koszt prawidłowego wykonania dwu płaszczyn (prostopadłych do gwintu) gniazda i łącznika, przytaczając przykłady koniecznych narzędzi i sprawdzianów. Wady te uzasadniają konieczność nowych rozwiązań uszczelnień, które spełniałyby warunki samouszczelniania. Podano kilka takich przykładowych uszczelkami samouszczelniającymi.

HAMOWNIE, BADANIA SILNIKÓW

8* 621.45.001.5 ILot
Flight testing gas turbines on the ground. Badanie naziemne turbin spaliniowych w warunkach lotu na wysokości. Engineering, październik 1958, t. 186, nr 4830 i 4831, s. 443–444, 476–478, rys. 12.

W artykule podano opis laboratorium do badań wysokościowych silników turbinowo-odrzutowych i turbinowo-śmigłowych firmy Rolls-Royce. Silniki mogą być badane w warunkach odpowiadających wysokości do 21 tys. m. przy liczbie Macha Ma = 2,5 począwszy od 11 tys. m. Laboratorium zostało obecnie oddane do użytku; koszt

jego budowy wyniósł 5,8 mln funtów ang. Artykuł podaje poglądowy, dokładny schemat laboratorium i jest ilustrowany zdjęciami obiektów. A. Kowalewicz

9* 621.45.001.5 ILot
Greenberg R.: Techniques of flight simulation for ramjet engines. Technika wytwarzania warunków lotu na wysokości dla badań silników strumieniowych. Jet Propulsion, 1958, t. 28, nr 5, s. 308–314, rys. 12.

Artykuł opisuje urządzenia firmy Curtis-Wright Corp. w Wood-Ridge USA, służące do badań silników strumieniowych w warunkach lotu na wysokości do 25 km i liczby Macha do 3,25. Artykuł omawia kolejno układy: zasilania powietrzem, odprowadzający gazy wylotowe, obieg wody chłodzącej, układ paliwowy, oraz podaje dosyć szczegółowe schematy tych układów. Ponadto podano najistotniejsze trudności spotykane przy naziemnym badaniu silników strumieniowych. A. Kowalewicz

10* 621.455 ILot
Sarrat, P.: La mesure du délai d'allumage en altitude simulée de moteurs fusées à hypergols liquides. Pomiar opóźnienia zapłonu w silnikach raketowych na paliwo ciekłe, w warunkach wysokościowych. Recherche Aeronautique, 1958, nr 62, A4, s. 15–25, rys. 21, poz. bibl. 3.

Pomiar opóźnienia zapłonu w warunkach wysokościowych został przeprowadzony sposobem „skrzynkowym” (méthode du caisson). Artykuł zawiera opis aparatury i metody badań oraz omówienie wyników w porównaniu z wynikami otrzymanymi metodą laboratoryjną. Maksymalne ciśnienia w chwili zapłonu zostały określone w zależności od opóźnienia zapłonu, a także od składu chemicznego paliwa ciekłego. M. Rabenda

11* 621.45.001.5 ILot
Sears, G. A.; Bajek, J. J.: Testing air-breathing supersonic powerplants. Urządzenia do badań naziemnych odrzutowych silników przepływowych. Jet Propulsion, 1958, t. 28, nr 5, s. 303–308, rys. 12, poz. bibl. 6.

Artykuł omawia metodę badania wysokościowego silników przepływowych w niezaburzoną przepływ, t. zw. „free jet method”. Stosowaną w laboratorium firmy Marquardt Aircraft Co. Podano podstawowe zależności wymiarowe zachodzące między dyszami nadźwiękowymi i wlotami silników oraz charakterystyki stoisk. Omówiono również sposoby otrzymywania warunków lotu na wysokości odpowiadającej maksymalnym wysokościami przy najniższych kosztach. A. Kowalewicz

METALE I STOPY, WŁASNOŚCI I BADANIA

12* 669.018.45:621.78:620.178.3 ILot
Chodorowski J.: Wpływ dodatku azotu, boru i ceru oraz obróbki cieplnej na wytrzymałość trwałą stopu C-O (Fe-Cr-Ni/30-30-30). Prace Inst. Lotn., 1958, nr 8, s. 3–15, rys. 14, tabl. 9, poz. bibl. 5.

Omówiono wyniki otrzymane z badania wpływu azotu w ilości ok. 0,4% oraz małych ilości dodatków boru, ceru i boru + ceru na własności zarowytrzymałe stopu żelazowo-chromowo-niklowego typu 30-30-30. Poza tym podano wyniki z badania wpływu jedno- i dwuzbiegowej obróbki cieplnej na własności mechaniczne i strukturę badanych stopów.

13* 545.82:544.6:535.33.072 ILot
Fijałkowski, J.: Zastosowanie łuku prądu zmiennego do ilościowej analizy spektrograficznej stopu AE-4. Prace Inst. Lotn., 1958, nr 5, s. 3–11, rys. 15, tabl. 3, poz. bibl. 8.

Praca niniejsza zawiera opis zmian układu elektrycznego wprowadzonych przez Instytut Lotnictwa w radzieckim generatorze łuku prądu zmiennego PS-39. Zwiększenie oporu w obwodzie łuku oraz włączenie równoległe do kondensatora blokującego, oporu i kondensatora o pojemności kilkunastu mikrofaradów pozwala na obniżenie natężenia prądu w łuku do 0,5 A. Uzyskany łuk prądu zmiennego nie topli elektrod, pali się bardzo stabilnie i może być stosowany w analizie ilościowej. Opisano również jego zastosowanie do analizy stopu AE-4. Omówiono kształt elektrod, dobór par analitycznych i warunki analizy. Dokładność oznaczeń Fe, Mg, Cu, Mn waha się w granicach 3,5–10%.

14* 545.3:669.15-194.3 ILot
Jurczak K., Körner K., Wójcicka J., Suszczyńska A.: Oznaczenie wanadu i tytanu w stalach wysokostopowych przy zastosowaniu elektrolizy z katodą rtęciową. Prace Inst. Lotn., 1958, nr 6, s. 11–19, rys. 9, tabl. 9, poz. bibl. 25.

Rozszerzono metodę B. Bagshawe i in. na stale wysokostopowe i nadstopy, stosując oddzielenie żelaza oraz wielu składników stopowych od V i Ti przez elektrolizę z katodą rtęciową. Metoda ta umożliwiła oznaczenie V i Ti w stopach o dużej zawartości Cr, Ni, Co, Mo i Nb. Zaprojektowano i wykonano udoskonalony typ elektrolizera. Przeprowadzone doświadczenia wykazały przydatność elektrolizy z katodą rtęciową do oznaczenia V i Ti w stalach wysokostopowych i nadstopach. Opracowano przepis na wykonanie elektrolizy oraz podano metodę potencjometrycznego oznaczenia V i kolorymetrycznego oznaczenia Ti.

15* 544.6:669.018.45 ILot
Molenda K.: Identyfikowanie na staloskopie niektórych stopów żaroodpornych w postaci gotowych wyrobów. Prace Inst. Lotn., 1958, nr 5, s. 12–20, rys. 8, tabl. 12, poz. bibl. 14.

Identyfikowanie na staloskopie gotowych wyrobów z żaroodpornego stopu kobaltowo-chromowego. Identyfikowanie to przeprowadza się na staloskopie SP-2, produkcji polskiej, przy wzbudzeniu

generatorem łuku prądu zmiennego o układzie dostosowanym do pracy w zakresie niskich napiężeń prądu. Uszkodzenie badanych części w czasie działania takiego łuku jest niewielkie w porównaniu z uszkodzeniem spowodowanym przez typowy generator łuku prądu zmiennego i nie wpływa na zmianę własności stopu. Omówione jest także półilościowe oznaczenie niklu i żelaza w wymienionym stopie metodą par homologicznych. Jako linii porównawczych użyto linii kobaltu do oznaczania niklu oraz linii chromu do oznaczania żelaza.

16* 620.179.152:669.721.5 ILot
Prądziński A.: **Rentgenograficzne wykrywanie mikroporowatości w stopach magnezowych.** Prace Inst. Lotn., 1958, nr 6, s. 3—8, rys. 15, tabl. 2, poz. bibl. 5.

Radiograficzna metoda wykrywania mikroporowatości w odlewach ze stopów magnezowych. Ustalono zostały warunki wykrywania mikroporowatości za pomocą aparatury rentgenowskiej dostępnej w kraju i przy użyciu krajowych materiałów fotograficznych oraz okładek wzmacniających. Opracowano krzywe napromieniowania dla stopów magnezowych, przy użyciu błon rentgenowskich krajowej produkcji.

17* 669.715.018.5 ILot
Sawisz J.: **Wpływ parametrów technologicznych na własności elektryczne stopu AIMn 2.5.** Prace Inst. Lotn., 1958, nr 8, s. 33—40, rys. 9, tabl. 6, poz. bibl. 3.

Omówiono wyniki badań nad zagadnieniem doboru odpowiednich warunków topienia i odlewania stopów aluminowo-manganowych o zawartości manganu w granicach 2 do 3% na wielkość oporności właściwej ρ i cieplnego współczynnika zmiany oporu elektrycznego α . Częściowo przeprowadzono również analizę wpływu niektórych zanieczyszczeń. Otrzymane wyniki wskazują na konieczność użycia składników wsadowych o możliwie największej czystości i zastosowaniu dużych szybkości chłodzenia celem uzyskania możliwie najmniejszych wartości współczynnika.

18* 620.18:620.178.3:669.018.45 ILot
Sobociński E.: **Badanie wpływu niejednorodnej struktury na wytrzymałość trwałą materiału EI437B (NIMONIC 80).** Prace Inst. Lotn., 1958, nr 8, s. 16—25, rys. 14, tabl. 3, poz. bibl. 1.

Omówiono badanie niejednorodnej struktury materiału EI437B ujawniającej się w postaci miejscowych skupisk dużych ziaren na tle drobnoziarnistym. Wyniki wskazują, iż jedna z podstawowych cech materiałów żarowytrzymałych, t. zw. wytrzymałość trwała (w danym przypadku mierzona ilością godzin do zerwania próbki) obniża się przeciętnie w znacznym stopniu wraz z pojawieniem się niejednorodnej struktury w materiale.

19* 620.183 ILot
Tereszowska A., Konarski J.: **Nowa metoda określania ziarna w stali.** Prace Inst. Lotn., 1958, nr 8, s. 26—32, rys. 10, poz. bibl. 4.

Krytyczny przegląd dotyczący stosowanych metod ujawniania ziarna w stali. Opisano pracę Bécheta i Beaujardera oraz podano przebieg własnych prób i badań nad metodą trawienia z zastosowaniem zwilżaczy krajowej produkcji. Wyniki badań są zadowalające i świadczą o możliwości zastosowania tej metody w praktyce laboratoryjnej.

PRODUKCJA LOTNICZA

20* 621.753:629.13.002 ILot
Szczepiński W.: **O analizie dokładności ustawienia przyrządów do montażu płatowców.** Prace Inst. Lotn., 1958, nr 7, s. 9—30, rys. 36, poz. bibl. 3.

Praca zajmuje się analizą wymiarową przestrzennych siatek wymiarowych spotykanych przy budowie oprzyrządowania do montażu płatowców. Zastosowano tu metodę analogii statycznej, której zasadę omówiono w części pierwszej niniejszej pracy. Część druga, trzecia i czwarta pracy poświęcono praktycznym zastosowaniom przy analizie błędów oprzyrządowania płatowcowego budowanego trzema różnymi metodami, t. zn. metodą płyt wzorcowych, metodą ruszowań ustawczych i doków ustawczych.

21* 621.751:629.13.002 ILot
Kwiatkowski M.: **Analiza tablic współrzędnych za pomocą różnic czwartego stopnia.** Prace Inst. Lotn., 1958, nr 7, s. 1—7, rys. 14, tabl. 7.

Autor podaje proponowany przez siebie sposób wykrywania niepłynności linii zadanych tablicami współrzędnych za pomocą różnic czwartego stopnia. Sposób ten charakteryzuje się prostotą i bardzo małą pracochłonnością obliczeń. W drugiej części pracy podane są sugestie na temat sposobów usuwania niepłynności krzywych zadanych tablicami współrzędnych, przy czym sprawa ta pozostaje nadal otwarta.

22* 621.9:629.13.002.5 ILot
Toolroom de luxe. **Wzorowa narzędziownia.** Aircr. Prod., 1958, t. 20, nr 4, A4, s. 162—168, rys. 10.

W artykule omówiono organizację narzędziowni, podział na pododdziały. Podano wyposażenie poszczególnych oddziałów w obrabiarki i oprzyrządowanie oraz omówiono wymagania dla poszczególnych oddziałów. Podano również organizację wypożyczalni narzędzi.

23* 621.923:629.13.002 ILot
Barrelling. **Bębnowanie.** Aircr. Prod., 1958, t. 20, nr 6, s. 210—214, rys. 10.

W artykule podano środki bębnowane. Wyrób ich i rodzaje środków specjalnie produkowanych dla procesu bębnowania. Omówiono zalety nowoczesnego bębnowania. Podano też opis linii bębnowania „na mokro”, możliwej do zastosowania w produkcji potokowej. Omówiono również niektóre zastosowania bębnowania w produkcji lotniczej.

24* 678.029.42:621.88.085:629.13.002:629.137.5 ILot
Schliekelmann R. J.: **Metallklebverbindungen im Flugzeugbau. Klejenie metali w budowie samolotów.** Luftfahrttechnik, 1957, t. 3, nr 3, A4, s. 57—63, rys. 23.

W obszernym artykule omówione są na przykładzie produkcji nowoczesnego samolotu pasażerskiego Fokker „Friendship” zagadnienia

związane z zastosowaniem połączeń klejonych. Na wstępie poruszono zagadnienia ogólne dotyczące technicznej i ekonomicznej analizy tej nowej metody łączenia. Następnie omawia autor niektóre zagadnienia wytrzymałościowe popierając opis szeregiem zdjęć i rysunków. W oddzielnych rozdziałach znajdujemy szczegółowy opis poszczególnych etapów procesu klejenia z danymi technicznymi na warunki ogrzewania i zacisku. Artykuł uwzględnia również zagadnienia kontroli procesów klejenia. Uzupełnieniem części opisowej jest bogaty materiał ilustracyjny w postaci 23 rysunków i 2 wykresów.

25* 629.13.002:678.029.42:621.88.085 ILot
Rebeski H.: **Metalltragflügel mit vorgespannter und geklebter Haut. Skrzydło metalowe klejone z napięciem pokrycia.** Luftfahrttechnik, 1957, t. 3, nr 3, A4, s. 67—72, rys. 16.

Artykuł poświęcony jest omówieniu pracy doświadczalnej nad klejeniem skrzydła metalowego małego samolotu. Na wstępie opisana została próba statyczna wykonanego zespołu. Po krótkiej analizie konstrukcji skrzydła, z uwagi na jej przydatność do zastosowania techniki klejenia, dokonuje autor szczegółowego omówienia procesu technologicznego przyjętego w omawianej pracy. Do klejenia zastosowano klej typu „Redux” oraz specjalne urządzenie do naciągu pokrycia, które zostało tu szczegółowo opisane. Artykuł zawiera 16 pozycji ilustracji.

26* 629.13.002 ILot
Big billets. **Duże płyty.** Aircr. Prod., 1958, t. 20, nr 5, A4, s. 186—191, rys. 8.

W artykule scharakteryzowano krótko metody przygotowania półwrobów dla integralnych konstrukcji (albo kucie albo frezowanie z pełnych płyt). Dla większych integralnych konstrukcji frezowanie z płyt mimo pozornych strat materiału jest tańsze. Do przygotowywania takich płyt firma Loewy zbudowała urządzenie składające się z pieca, przeciągarki do kalibrowania, płyty do obcinania płyt i przyrządu ultradźwiękowego do badania ciągłości płyty. Piec posiada pojemność 20 ton dla temperatury 220°C, a 5 ton dla temperatury 550°C z możliwością hartowania płyty. Przeciagarka kalibruje płyty o wymiarach 50 × 10 × 6 stóp (15,2 × 3 × 1,8 m) ze zgniotem od 1+5%. Napęd przeciągarki hydrauliczny. Podano bliższą charakterystykę pieca, przeciągarki i pły oraz posuwu, prędkości i moce.

27* 629.13.012.11:629.13.002 ILot
Lewis W. J., Faulkner G. E., Rieppel P. J.: **Fabrication of stainless steel honeycomb sandwich structures. Technologia wykonania przekładkowych płyt pokrywowych ze stali nierdzewnej.** Tooling Prod., 1958, t. 23, nr 10, A4, s. 73—77, rys. 3.

Opisano technologię wykonania płyt przekładkowych stosowanych na pokrycia w konstrukcjach lotniczych. Stosuje się trzy rodzaje płyt: płyty o konstrukcji „ulowej”, „falistej” i waflovej (rys. 1). Konstrukcje falista i wafłowa są bardziej technologiczne w produkcji masowej. Konstrukcje „ulowe” wykonuje się dwoma sposobami: przez lutowanie pasów w pakiet i ich rozciągnięcie lub przez tłoczenie pasów o półkomórkach i następne ich lutowanie. Do lutowania stosuje się lutowie twarde, a na konstrukcje folię stalową nierdzewną o granicy plastyczności nie wyższej niż 46,5 kg/mm². Opisano sposób lutowania pokryć przy pomocy grafitowych elektrod.

28* 629.13.012.11 ILot
Nägele H., Eppler R., Langer H.: **Sandwichbauweise aus glasfaserverstärktem Kunstharz und Balsahol. Konstrukcja przekładkowa z sztucznej żywicy wzmocnionej włóknami szklanymi i balsy.** Luftfahrttechnik, 1958, t. 4, nr 9, s. 258—262, rys. 8, poz. bibl. 5.

Trudności technologiczne występujące przy konstrukcjach przekładkowych metalowych mogą być stosunkowo łatwo ominięte przez zastosowanie laminatów z włókien szklanych. Przykładem tego jest szybowiec FS-24 „Phönix”, w którym, dzięki zastosowaniu konstrukcji przekładkowej o okładzinach z laminatu szklanego i wypełniaczu z balsy, uzyskano 30% oszczędności ciężaru oraz wysoką aerodynamiczną jakość powierzchni zewnętrznych. Powiązanie okładzin laminatowych z balsą jako wypełniaczem jest korzystne zarówno ze względów technologicznych (łatwość klejenia i obróbki), jak i wytrzymałościowych, ponieważ oba tworzywa wykazują jednakowe wydłużenia względne przy zerwaniu, co warunkuje pełne wykorzystanie wytrzymałości balsy. W próbach wytrzymałościowych, którym poddano połowę skrzydła, stwierdzono wyraźną histerezę odkształceń; wyniki pomiarów wykazały dużą zgodność z wynikami obliczeń.

29* 678.029.42:621.88.085:629.13.002 ILot
Powis C. N.: **High — temperature adhesives. Klejenie metali w pokryciach nadźwiękowych płatowców.** Aircr. Prod., 1958, t. 20, nr 3, A4, s. 88—92, tabl. 2, rys. 12.

W artykule opisano technologię sklejaną pokryć płatowcowych z belkami usztywniającymi „omegówkami” za pomocą kleju „Hidux-967” składającego się z biony nylonowej i żywicy fenolowej. Sklejony profil jest odporny na działanie temperatury do 150°C. Zachowuje w tej temperaturze 70% wytrzymałości na ścinanie, a na wyoboczenie ma wytrzymałość wyższą od analogicznego zespołu nitowanego. Klej Hidux-967 stosuje się również do klejenia chłodnic ulowych wykonanych z lekkich stopów. Tak wykonane chłodnice odpowiadają amerykańskiemu warunkom technicznemu dla chłodnic ulowych.

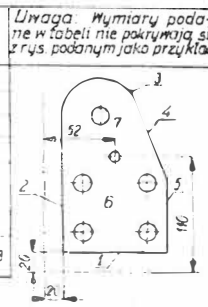
30* 621.923:629.13.002 ILot
Edwards R. D.: **Skin-Polishing. Polerowanie pokrycia.** Aircr. Prod., 1958, t. 20, nr 5, A4, s. 192—197, rys. 5.

W artykule opisano nową technologię i urządzenie do polerowania elementów integralnych lotniczych w sposób przypominający bębnowanie małych części. Nowa metoda jest bardzo wydajna i pozwala zaoszczędzić 1200 godzin roboczych na jednym płatowcu, a koszt budowy urządzenia odpowiada sumie kosztów 10 elementów integralnych.

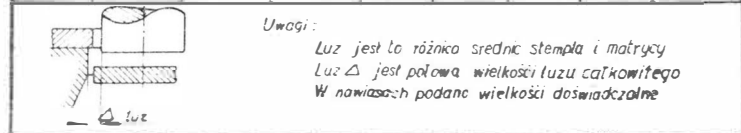
A7 Wielkość luzu Δ mm pomiędzy stępem i matrycą

Grubość blachy g mm	Blacha stalowa twarde	Blacha stalowa twardość	Blacha mosiężna		Miedz		Alumi-nium	Dural-miękki
			mięka	połtwarda	mięka	twarda		
0,25	0,02	0,05	0,01	0,015	0,015	0,02	0,008	0,02
0,50	0,035	0,03	0,025	0,03	0,03	0,025	0,01	0,04 (0,50)
0,75	0,05	0,045	0,03	0,04	0,04	0,05	0,015	0,06 (0,07)
1,00	0,07	0,05-0,06	0,04	0,05	0,05	0,07	0,02	0,08 (0,10)
1,25	0,09	0,06-0,075	0,05	0,06	0,06	0,09	0,03	0,10 (0,12)
1,50	0,10	0,075-0,09	0,06	0,075	0,075	0,11	0,04	0,12 (0,15)
1,75	0,12	0,09-0,10	0,07	0,09	0,09	0,13	0,05	0,14 (0,17)
2,00	0,13-0,14	0,105-0,12	0,08	0,105	0,105	0,15	0,06	0,16 (0,20)
2,25	0,16	0,14	—	0,11	—	—	—	0,22
2,50	0,16-0,18	0,13-0,15	0,11	0,13	0,13	0,17	0,08	0,19 (0,25)
2,80	0,20	0,17	—	0,14	—	—	—	0,28
3,00	0,21	0,18	0,14	0,16	0,16	0,20	0,10	0,22 (0,30)
3,30	0,23	0,20	0,17	—	—	—	—	—
3,50	0,25	0,25	0,18	0,20	0,22	0,25	—	0,35
3,80	0,27	0,23	0,19	—	—	—	—	0,38
4,00	0,30 (0,28) (0,24)	0,235	0,21 (0,20)	0,24	0,28	0,30	—	0,40
4,30	0,30	0,26	0,22	—	—	—	—	0,43
4,50	0,37 (0,32)	0,41 (0,27)	0,27 (0,23)	0,30	0,34	0,37	—	0,45
4,80	0,34	0,29	0,24	—	—	—	—	0,48
5,00	0,45 (0,36)	0,50 (0,30)	0,325 (0,25)	0,36	0,42	0,45	—	0,50
5,50	0,53	0,62	0,40	0,43	0,50	0,53	—	—
6,00	0,62	0,75	0,48	0,51	0,60	0,62	—	—

A10 Zasada znajdowania współrzędnych środka ciężkości części wykrawanej

Nr linii	Długość l mm	Odległość x mm	x-l mm ²	Odległość y mm	y-l mm ²	Uwaga
1	75	57,5	4312,5	20	1500	
2	196	20	3920	118	23128	
3	515	36	1854	228	11743	
4	147	75	11025	151	22197	
5	60	95	5700	50	3000	
6	126	57,5	7222	54	6782,4	
7	314	38	11934	216	6782,4	
Σl=696,9			Σlx=35267,9		Σly=75132,9	

$x = \frac{35267,9}{696,9} = 50,48 \text{ mm}$ $y = \frac{75132,9}{696,9} = 107,81 \text{ mm}$



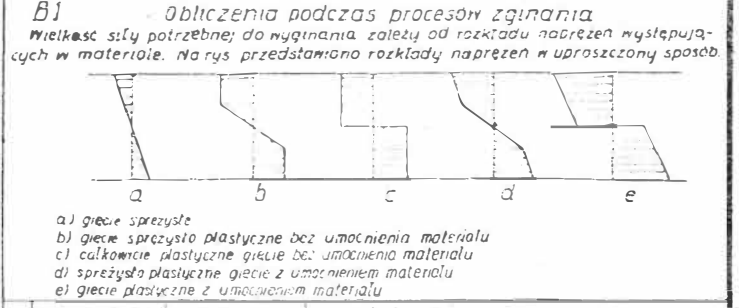
A11 Wybór urządzenia wykrawającego w zależności od liczby sztuk i rodzaju pracy



Przyliczbie sztuk do	Rodzaj pracy	Urządzenia
100	Praca ręczna. W użyciu urządzeń na stołach wykrawalniczych	a) Szablony do rysowania obręsu, uchwyty z drewna. b) Wycinarki, dławarki, wycinarki uniwersalne
500	Praca ręczna	Jak wyżej. W niektórych przypadkach używać uproszczonych wycinarek z płytą tnącą ze stopu cynkowego.
1000	Przeważa praca ręczna	Pojedyncze przyrządy pomocnicze - wycinarki jak wyżej. Prawie do wszystkich elem. wycinarki z płytą tnącą ze stopu cynkowego.
3000	Tęszcze dużo pracy ręcznej	Jak wyżej a) proste wycinarki b) wycinanie i obrabianie dużych elem. na nożach krzątkowych lub dokazywarki
5000	Przy elem. o dużych wymiarach, jeszcze dużo pr. ręcznej	Jak wyżej. Można stosować wycinarki na zestawach stopionych dla elem. mniejszej i średniej wielkości
15000	Bardzo mało pracy ręcznej	Jak wyżej; wycinarki na większe elementy
25000	Tylko praca maszynowa	Obrotowe na nożach krzątkowych tylko dużych elementów

A8 Odstęp b między wykrójami i od krawędzi taśmy, w zależności od grubości taśmy i dla metali

Grubość taśmy g mm	b mm przy długości odcinania B lub szerokości taśmy B							
	10	50	100	150	250	350	500	1000
0,10	1,2	1,5	—	—	—	—	—	—
0,18	1,2	1,5	1,8	—	—	—	—	—
0,2	1,2	1,5	1,8	—	—	—	—	—
0,22	1,2	1,6	1,9	—	—	—	—	—
0,24	1,3	1,6	2,0	2,5	—	—	—	—
0,28	1,3	1,6	2,0	2,7	—	—	—	—
0,32	1,3	1,7	2,4	2,9	3,3	—	—	—
0,38	1,4	1,8	2,6	3,1	3,5	—	—	—
0,44	1,4	1,9	2,8	3,3	3,7	4,0	—	—
0,50	1,5	2,0	3,0	3,5	4,0	4,5	—	—
0,56	1,4	1,9	2,8	3,3	3,8	4,3	5,0	—
0,63	1,3	1,8	2,6	3,1	3,6	4,1	4,6	—
0,75	1,2	1,7	2,4	2,9	3,4	3,9	4,4	—
0,88	1,1	1,6	2,2	2,7	3,2	3,7	4,2	—
1,00	1,0	1,5	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	6,0
1,13	1,2	1,7	2,2	2,7	3,2	3,7	4,2	6,0
1,25	1,4	1,9	2,4	2,9	3,4	3,9	4,3	6,0
1,38	1,5	1,9	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5	6,2
1,50	1,6	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5	6,5
1,75	1,8	2,2	2,7	3,2	3,7	4,2	4,7	6,7
2,00	2,0	2,5	3,0	3,5	4,0	4,5	5,0	7,0
2,25	2,0	2,8	3,2	3,7	4,2	4,7	5,2	7,2
2,50	2,0	3,0	3,5	4,0	4,5	5,0	5,5	7,5
2,75	2,0	3,2	3,7	4,2	4,7	5,2	5,7	7,7
3,00	2,0	3,5	4,0	4,5	5,0	5,5	6,0	8,0
3,50	2,5	3,7	4,2	4,7	5,2	5,7	6,2	8,0
4,00	2,8	4,0	4,5	5,0	5,5	6,0	6,5	8,0
4,50	3,0	4,2	4,7	5,2	5,7	6,2	6,7	8,5
4,75	3,0	4,4	4,9	5,4	5,9	6,4	6,9	8,5

- ### A12 Zasady pracy cięcia i wykrawania na prasach
- Element powinien być wytrasowany, względnie wykrawanie wykonuje się wg szablonu.
 - Wzajemne położenie i zamocowanie wycinarki na prasie dokonuje wyłącznie „ustawiacz”.
 - Nie należy oszczędzać czasu podczas ustawiania wycinarki. Należy być pewnym dobrego ustawienia narzędzia. Wycinarka jest bardzo drogą.
 - Nie wolno ciąć brudnej i skorodowanej blachy. W takim przypadku ostrze się ściera, a na wykrawanym elemencie powstaje grać.
 - Smarować stempel ławolem lub zwilżać olejem równomiernie i niezbyt obficie, co zwiększa żywotność narzędzia.
 - Przedłużać żywotność narzędzia przez staranną konserwację: a) po każdorazowym użyciu narzędzie czyścić, - jeśli konieczne - szlifować b) uszkodzone części natychmiast wymienić
 - Prasy należy do niebezpiecznych maszyn, dawa możliwość uszkodzenia rąk.
 - Użytkownik prasy posiadający wyłączanie duża kontakty włączające (obrotowe) należy
 - Pracować w rekawkach ochronnych ze względu na ostrze grać krawędzi sekcji płach.



Rodzaj gięcia	Wzór	Uwagi
1 	$R = \frac{0,33g^2 R_p}{l}$	b - szerokość gięcia [cm] g - grubość blachy [cm] R _p - wytrzymałość materiału na zginanie [kg/cm ²] l - rozwarcie kształtu V [cm] L - długość zginanych krawędzi kształtu U [cm]
2 	$P = 0,22g^4 R_p$	

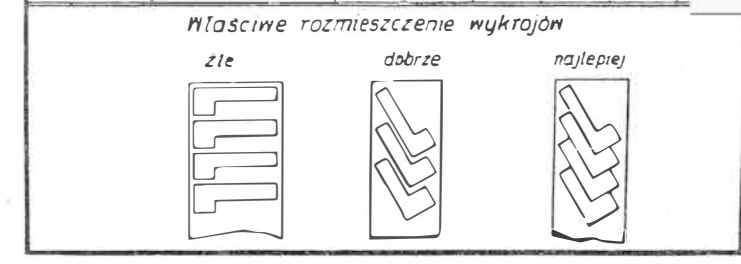
A9 Najmniejsze wymiary otworów wykrawanych w zależności od grubości blachy

Kształt otworu	Minimalny wymiar otworu	Materiał						
		Stal		Mosiądz	Alumi-nium	Tekstolit	Karton	
Okrągły	średnica	15g	12	10	0,8	0,7	0,5	0,4
		14g	11	0,9	0,7	0,6	0,45	0,35
Kwadratowy	bok	14g	11	0,9	0,7	0,6	0,45	0,35
Prostokątny	mniejszy bok	1,2	0,9	0,7	0,6	0,5	0,35	0,30
Owalny	mniejsza os	1,3g	1,0	0,8	0,65	0,55	0,4	0,3

B2 Najmniejsze dopuszczalne promienie gięcia r części zagiętych z blach

Grubość blachy g (mm)	Blacha stalowa	Mosiądz		Aluminium		Stopy aluminium		Stopy magnezu			
		mięka	twarda	wstanie twarde	wstanie miękkie	miękkie	twardość	na zimno	na gorąco (300°)		
0,3	0,2 (0,6)	0,2 (0,6)	0,10	0,6	0,12	0,12	0,6	0,32	0,8 (1,0)	1,5	0,6
0,5	0,28 (0,6)	0,25 (0,6)	0,15	0,6	0,20	0,15	0,6	0,40	1,0 (1,0)	2,5	1,0
0,6	0,35 (0,6)	0,3 (0,6)	0,20	0,6	0,24	0,18	0,6	0,48	1,2 (1,6)	2,5	1,2
0,8	0,4 (0,8)	0,4 (0,8)	0,25	0,6	0,32	0,24	0,6	0,64	1,6 (1,6)	4,0	1,6
1,0	0,5 (0,6)	0,5 (0,6)	0,30	0,6	0,40	0,30	0,6	0,80	2,0 (2,5)	4,0	2,0
1,2	0,7 (1,0)	0,8 (0,6)	0,35	0,6	0,50	0,36	0,6	0,96	2,4 (2,5)	4,0	2,4
1,5	0,8 (1,0)	0,75 (1,0)	0,45	0,6	0,6	0,45	0,6	1,20	3,0 (4)	6,0	3,0
2,0	1,2 (1,6)	1,0 (1,0)	0,6	0,6	0,8	0,60	0,6	1,60	4,0 (4)	10	4,0
2,5	1,5 (1,6)	1,25 (1,6)	0,8	1,0	1,0	0,75	1,0	2,00	5,0 (6)	—	5,0
3,0	1,8 (2,5)	1,5 (1,6)	0,9	1,0	1,2	0,9	1,0	2,40	6,0 (16)	—	6,0
3,5	2,1 (2,5)	1,75 (2,5)	1,0	1,0	1,4	1,0	1,0	2,8	7,0 (10)	—	7,0
4,0	2,6 (4,0)	2,0 (2,5)	1,2	1,6	1,6	1,2	1,6	3,2	8,0 (10)	—	8,0
4,5	3,0 (4,0)	2,25 (4,0)	1,3	1,6	1,8	1,5	1,6	3,6	9,0 (10)	—	9,0

1) Dla stali o wytrzymałości R_r = 100 kg/mm² r = 3-5g
Uwaga: wielkości podane w nawiasach są znorm.
Wszystkie pozostałe wielkości są obliczone.
Należy stosować wielkości znormalizowane.



B3 Współczynnik c dla stóp lekkich podczas gięcia na zimno
 $c = r/g = r/d = r/h$; skąd $r = c \cdot g = c \cdot d = c \cdot h$

Materiał	Stan	C				
		Blachy, taśmy wg GOST 4784-49		Rury GOST 4484-48	Pręty	Profile
		diag < 3mm	diag > 3mm			
Aluminium czyste	miekkie półtwarde twarde	03-08 06-01 08-02	08-10 10-15 >20	10-15 20-25 30-35	10-15 20-25 20-50	
AW	miekkie półtwarde twarde	05 10-15 20-30	>10 15-20 30-45	15-20 20-30 40-50	15-25 15-25 40-50	
AMg5p	miekkie	10-15	15-25	15-25	15-25	
AMg	półtwarde	20-25	25-30	30-35	20-30	
AK	twarde	40-60	60-100	100	30-40	
AMg4p	miekkie półtwarde	15-20 ~25	~2 ~30	15-20 25-35	15-20 25-35	
AMg7p	miekkie półtwarde	~2 25-30	~25 30-35	20-25 30-40	25-30 25-30	
AMg7p	miekkie półtwarde	~30 -	~35 -	30-35 (30)	30-35 (30)	
AK9	miekkie utwardzony wyżarzony zimny wyżarzony gorący	10-15 15 15-20 20-30	15-20 ~25 20 25-35	15-20 15-20 20-25 25-30	15-20 15-25 20-25 25-30	
DIAT	miekkie zmiekkony zmiekkony zmiekkony	10-15 -	15-20 -	15-20 -	15-20 -	
MgMn (niem)	Formowany na zimno Formowany na gorąco (260-320°)	50-60 ~20	- -	- -	- -	
MgAl6 (niem)	Formowany na zimno Formowany na gorąco	50-10 ~20	- -	- -	- -	

Uwagi: 1) Podczas powolnego zginania można giąć stosując mniejsze promienie, w tym przypadku konieczne malowanie i kąta gięcia mniejszy od 90°.
 2) Blachy o grubościach poniżej 0,8mm można giąć stosując mniejsze promienie gięcia, jednak dla blach powyżej 10mm należy stosować większe promienie.
 3) Dla cienkościennych rur i profili (r/d lub r/h < 10) należy stosować promienie większe od podanych.

B4 Kąt odskoku sprężystego α° przy gięciu na kąt prosty

Grubość blachy g (mm)	Promień gięcia r (mm)	Kąt odskoku sprężystego α° dla:		
		Stal miękka Masażad miękki (R _s = 22 kG/mm ²) Aluminium Cynk	Stal średniej twardości R _s = 40 kG/mm ² Masażad twardy (R _s = 35 kG/mm ²) brąz twardy	Stal twarda (R _s = 60 kG/mm ²)
0,8, 0,8	< 5 5-55 > 55	4-3 5-4 6-5	5-4 6-5 6-7	1-6 9-7 10-10
0,8-2	< 5 5-55 > 55	2 4-3 5-4	3-2 5-3 7-5	5-3 7-5 9-7
2-5	< 5 5-55 > 55	1-0 2-1 4-2	2-0 3-1 5-3	3-2 5-3 7-5
ponad 5	< 5 5-55 > 55	0 1 2	0 1 2	2 3 4

Blachy cienkie po gięciu mają większy odskok sprężysty. Matryca do gięcia elementów przy gięciu na kąt 90° winna mieć kąt β = 90°-α.

B5 Rozwinięcie geometryczne długości giętych elementów (wielkości teoretyczne)

Przykład	Rysunek	Rozwinięcie geometryczne L	Liczba operacji potrzebna dla zjęcia
I		$a + b + \frac{1}{2}g$ dla kąta 45° $a + b + \frac{1}{4}g$ dla kąta 90°	1
II		$a + b + \frac{1}{2}g$ dla kąta 90°	1
III		$a + b + \frac{1}{2}g$	1
IV		$a + 2b + \frac{1}{2}g$ dla $r > 10g$ $a + 2b + g$ dla $r \leq 10g$	1
V		$a + 2b + 2c + g$ dla $r > 10g$ $a + 2b + 2c + 2g$ dla $r \leq 10g$	1 lub 2
VI		$a + 2d + b + c + n \cdot r + g$	1 lub 2
VII		$a + b + c + d + \frac{1}{2}g$ dla $r > 10g$ $a + b + c + d + 1,5g$ dla $r \leq 10g$	2
VIII		$a + b + c + 2d + e + f + 1,5g$ dla $r > 10g$ $a + b + c + 2d + e + f + 3g$ dla $r \leq 10g$	2

B6 Najmniejsze wielkości promieni gięcia dla rur

Średnica rury d mm	Promień gięcia r mm					
	Stopy Al-CuMg dural		Aluminium	Stal	Miedź	Mosiądz
	Podgrzone miejsce zginania					
8	15	15	15	10	10	15
10	15	15	15	10	10	15
12	25	20	20	15	10	20
14	30	25	25	15	15	20
15	35	30	30	15	15	20
16	40	30	30	15	15	20
18	50	35	35	15	15	25
20	60	40	40	20	15	25
22	70	40	45	20	20	30
25	80	55	55	25	20	35
28	100	65	65	30	30	40
30	110	75	75	35	30	40
35	135	90	90	45		
40	160	110	110	60		
45				75		
50				90		

B7 Najmniejsze promienie krzywizn wywijanych elementów z blach (wielkości mm)

Materiał	Stan	Grubość blachy g	Promień krzywizny r przy wys. wywijania		
			10	15	20
Aluminium	czyste		45	90	110
	miekkie	0,25	45	80	110
Stopy aluminium			75	125	180
	twarde		75	125	180

B8 Uszkodzenia i ich przyczyny podczas gięcia

Uszkodzenie	Rysunek	Przyczyna
1 Rysa		a Twardy i kruchy materiał b W stosunku do grubości materiału, za mały promień gięcia c Powolne gięcie już zagiętego metalu d Wykonano zginanie na zimno; -należy giąć na gorąco
2 Pęknięcie		a Twardy i kruchy materiał b Uszkodzenia na powierzchni materiału giętego, na głębokie rysy c Równoległe gięcie do kierunku włókien włókania materiału d Za duża zawartość fosforu przy gięciu elementów stalowych
3 Zmiana przekroju		a Nierównomierne i silne uderzenie w miejsce gięcia b Zbyt mały promień gięcia, lub materiał posiadający dobre własności wydłużenia plastycznego
4 Zwichrzenie		a Ułamek zamocowania blachy lub płaskownika b Nierównomierne lub jednostronne uderzenie w miejsce gięcia c Końiec zagiętego pręta o przekroju kwadratowym lub okrągłym nie został zagięty w płaszczyźnie

C Ciągnięcie jest to kształtowanie przedmiotów w postaci naczyń za pomocą przetłaczania materiału przez otwór w matrycy. W zakresie ciągnięcia wchodzi:
 a Wyciąganie (lub między otw. matrycy a stemplem większy niż grubość materiału)
 b Wyciąganie - zmniejszenie grubości ścianki
 c Doładowanie - nadanie ostatecznego kształtu
 d Tłoczenie na młotach spadkowych itp.

Rozciąganie
 a Obciążenie i łobzenie blachy stemplem bez matrycy a z zacienieniem obrzeży blachy.
 b Wymiarowanie - przebieganie otw. z wymiarem obrzeża, lub wymiarowa obrzeża uprzednio wyciętego otw.
 c Zawijanie obwodowe - kształtowanie obrzeża przedm. w kształcie naczyńca nadłuż osłon pom. narzędzia.
 d Wydrążanie - rozciąganie części cylindrycznych lub stożkowych

Wyoblanie - kształtowanie blachy na obracających się walcach z pomocą wygniatania narzędziami o zaokrąglonych głowkach lub zakończonych wyoblonymi rolkami
 Maszyny i narzędzia: Młoty spadkowe, prasły szrubowe, mimośrodowe, kołanowe, korbowe i hydrauliczne. Obciążarki i wyoblarki. Tłoczarki, balwonki, dociągarki i narzędzia do wyoblania.

C1 Unikanie i zapobieganie brakom podczas ciągnięcia

Unikanie braków bez zmiany narzędzia przez: 1) Zapobieganie brakom przez sprawowanie:
 a - czyszczenie narzędzia, b - przeprobowanie pierśc. ciągnącego, c - współczynnika ciągnięcia (miękk.), d - promienia c - młot (miękk. broda smolej), d - młot (miękk. broda smolej), e - wysokość pierścienia ciągnącego, c - luzu ciągn. e - właściwe kształtowanie obrzeża matrycy, f - zmianę prędk. ciągnięcia, d - właściwości materiału, e - smarowanie.

C2 Wzory i dane dla głębokiego ciągnięcia

Nazwa	Wzory	Uwagi
1 Określenie wykroju:	$V = F \cdot g = F \cdot g$ $F = \frac{1}{2} \cdot g$ lub $F = F \cdot x$ $a = g$ (i w praktyce ≈ 1) $F = \frac{1}{2} \cdot g$ skąd $D = \sqrt{\frac{4F}{\pi}}$ $F = \frac{1}{2} \cdot g \cdot n \cdot h = \frac{1}{2} \cdot (d^2 - d_0^2) \cdot h$ $D = \sqrt{\frac{4F}{\pi}}$	F - pow. krążka; F - opora na części ciągniętej; g - grub. blachy krążka; g ₀ - średnia grubość blachy ciągniętego metalu; D - średnica części ciągniętej; h - wysokość części ciągniętej. (Przykłady praktyczne patrz tabela C9; C10)
2 Współczynnik ciągu przy pierwszym ciągu przy następnym przejściu	$m = d/D$ (cylindryczne naczynie) $m = r/R$ $m_1 = m_1 \cdot d_1/d_1 = d_1/d_1$ $m_2 = m_2 \cdot r_2/r_2 = r_2/r_2$ $y = m_1 \cdot m_2 = r_2 \cdot d_1$ $h = h_0 \cdot q \cdot d_1$	d - średnica stempla lub miseczki D - średnica krążka r - najmniejszy promień zaokrąglenia miseczki czołowej R - największy promień rozciągania geometrycznego blachy czworokątnej; d ₁ - lub r ₁ - średnica lub promień pierwszego przejścia d ₂ - lub r ₂ - jak wyżej dla następnego przejścia h ₀ - średnica pierścienia ciągnącego q - grubość blachy z - dodatek w zależności od grubości blachy.
3 Liczba ciągn. 4 Luz przy ciągnięciu 5 Luz stempla	$\Delta c = f \cdot (d - d_0) = g \cdot z$ $T_g = d - d_0 = 2 \Delta c$	
6. Promień pierścienia ciągnącego Pierwsze przejście Kolejne przejście	$r_1 = 0,8 \sqrt{D \cdot g_0}$ $r_n = f \cdot (D_0 - D_k)$	Według nomogramu r = 2,0 · d ₀ D ₀ - większa średnica miseczki D _k - mniejsza średnica miseczki
7 Siła ciągnięcia (na stemplu)	$P_2 = n \cdot d_0 \cdot g \cdot C_2 \cdot R \cdot k_0$	- wytrzymałość na rozciąganie C ₀ - współczynnik korygujący w zależności od m P ₂ - musi być minimum h - głębokość ciągnięcia C ₂ - współczynnik (tabela C3 nadodpny zeszyt)
8 Praca ciągnięcia	$A_2 = P_2 \cdot h \cdot C_2 \cdot k_0 \text{ kJm}$	D - prasowanie plastyczne lub odkształcenie naciski w miejscu przytrzymywania F ₂ - rzeczywista powierzchnia nacisku. Mniejsze wielkości dla blach cienkich Głębokość prasowania blachy, wyjątkowo narzędzie smarowanie pasywną siłą t ₀ i t ₁ na d ₀ .
9 Siła nacisku przytrzymywania z elastycznym sterowaniem Wzór „Fousta”	$P_2 = P_2 \cdot (D^2 - d^2) / p \cdot k_6$ $P_2 = 0,8 P_2 - 0,8 P_2$	
10 Praca ciągu łącznej z siłą przytrzymywania	$A_g = h \cdot (P_2 \cdot C_2 + P_2) \cdot k_6 \cdot m = \frac{h \cdot (P_2 \cdot C_2 + P_2)}{3} \cdot k_6 \cdot m$	$P_2 = P_2 \cdot A_2$ - całkowita siła uchwytowa z maszyną