

TECHNIKA LOTNICZA

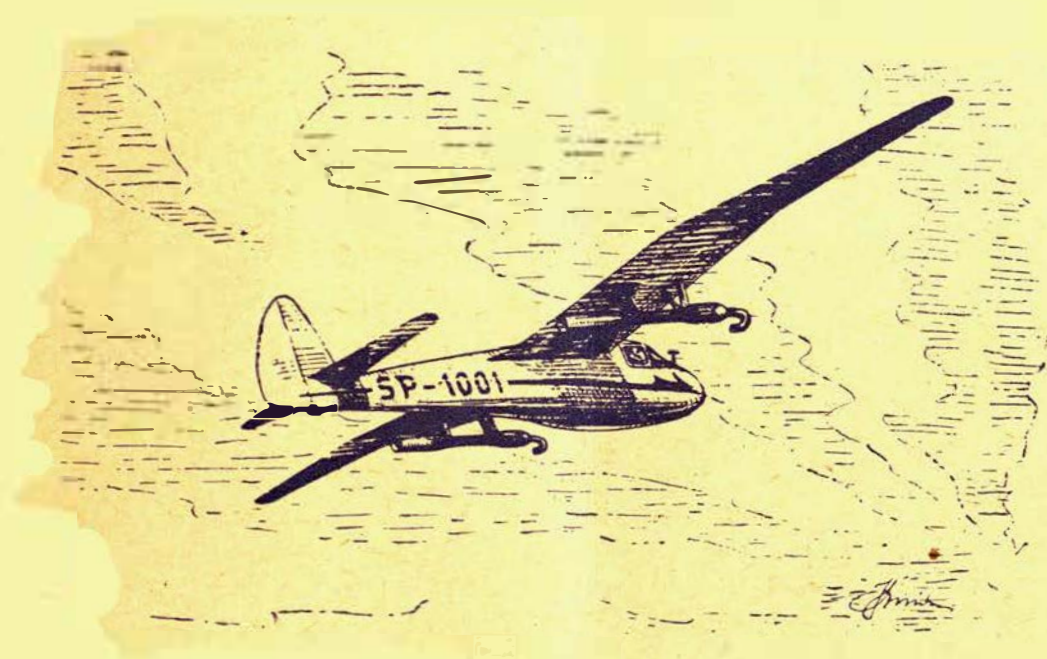
LISTOPAD-GRUDZIEŃ

6

1953 R.

ROK VIII

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(SEKCJA LOTNICZA SIMP)



TREŚĆ ZESZYTU

J. RUSTECKI: Przyjaźń, o której świadczą czyny	157	Lotnicze słownictwo techniczne —	
J. SYDOW: Rozwój nauki lotniczej w Rosji i ZSRR	158	Oznaczenia w mechanice lotu	177
St. WOJCICKI: Możliwości rozwojowe silników pulsacyjnych	160	Przeglądamy usprawnienia — S. M.	181
Produkcja — Z. OSIŃSKI: Metody wytwarzania dużych blaszanych elementów samolotu	165	Na półkach księgarskich	182
Notatnik użytkownika — Transport kolejowy samolotu	173	Biuletyn Instytutu Lotnictwa — Z. BRZOSKA: Nowa metoda realizacji prób statycznych	183
Skrzynka Techniczna — Polemika na temat książki „Meteorologia na usługach lotnictwa”	175	Przegląd dokumentacyjny lotnictwa	186
		Działowy spis rzeczy za rok 1953	187
		Pomoce konstruktorskie — S. LASSOTA: Blachy w konstrukcjach lotniczych część II	okładki

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ

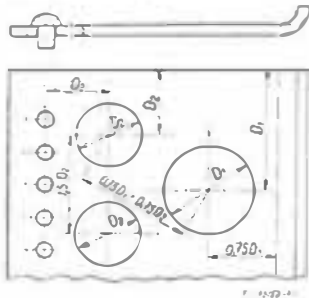
BLACHY W KOSTRUKCJACH LOTNICZYCH CZ. II

Jako dalszy ciąg danych charakterystycznych, dotyczących blach w konstrukcjach lotniczych, podane jest kolejno pięć typów otworów ulgowych, przy czym otwory płaskie stosowane są raczej do blach sztywnych na okuciach, zaś pozostałe z brzegami usztywnionymi — do konstrukcji cienkościennych, wewnętrznych. Podano również w p. VIII minimalne otwory, wycinane gumą. Pozycje IX... XIII podają dane, dotyczące półek. Następne pozycje XIV i XV dają charakterystyczne wymiary rowków usztywniających (tzw. zyg). Wymiary otworów nawierconych w narożach dane są w poz. XVI. Do działu tego należą również dane dotyczące gięcia rur i profili; są one podane w poz. XVII. Osobnym zagadnieniem, na które musi odpowiedzieć konstruktor, jest podanie właściwego wymiaru surowego. W przypadku przedmiotów płaskich wchodzi tu w grę odstępny brzegowy i wewnętrzny przy wycinaniu z taśm i arkuszy (pozycja XVIII), zaś dla elementów tłoczonych wymiar surowy, płaski (poz. XIX). W ostatniej pozycji XX zebrane zostały dane liczbowe, dotyczące zagadnienia technologicznego — sprężynowania przy gięciu. Dane te wskazują na trudności technologiczne wykonania, które niejednokrotnie musi już przewidzieć konstruktor.

Zebrał mgr inż. S. Lassota

III. Otwory ulgowe (nieusztywnione), (typ „A”)

a. Wymiary otworów (D_1 , D_2 , D_3 ...)



D_{mm}	8	10	12	14	16	18	20	25	30	35	40
$0.75 D_{mm}$	6	8	9	10	12	13	15	18	22	26	30

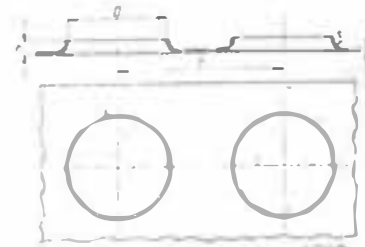
D_{mm}	45	50	55	60	70	80	90	100	110	120	140
$0.75 D_{mm}$	34	38	42	45	52	60	68	75	85	90	105

b. Wymiary otworów w zależności od grubości blach

s_{bl} mm	0.3	0.5	0.8	1	1.2	1.5	1.8	2	2.5	2.8
D_{mm}	8-55	8-60	8-70	8-80	8-90	8-90	8-100	8-100	8-110	8-110
s_{bl} mm	3	3.5	4	4.5	5	6	7	8	10	
D_{mm}	8-120	8-120	8-140	10-140	10-140	12-140	12-140	14-140	14-140	

IV. Otwory ulgowe (usztywnione), (typ „B”)

(dla duralu i stali 0020)



s mm	D mm	t mm	r mm	h mm
0.3	10-30	20-40	2	3
0.5	15-50	25-60	2	3
0.8	30-100	44-118	2-4	3-5
1	30-120	46-142	3-6	4-8
1.2	40-200	60-222	4-6	6-10
1.6	40-200	62-228	4-8	6-12
2	50-200	79-235	5-8	7-12

V. Otwory ulgowe (usztywnione półką na 90°, do łączenia gumą), (typ „C”)

(dla aluminium, pantalu i duralu)



s mm	0.5	0.8		1		12			
D mm	30	35	41	46	51	56	61	66	
d ₀ mm	25	30	35	40	45	50	55	60	
r _{min} mm	13								19
h mm	≈ 3				≈ 3.6				
dla aluminium i pantal r = 2 s									
dla duralu r = 3 s									

dla aluminium i pantalu $r = 2 s$
dla duralu $r = 3 s$

СОДЕРЖАНИЕ

J. RUSTECKI: Дружба, о которой свидетельствуют поступки .	157
J. SYDOW: Успехи авиационной науки в царской России и в СССР	158
ST. WÓJCICKI: Возможности улучшения пульсационных двигателей	160
Производство — Z. OSIŃSKI: Методы изготовления больших жестяных элементов самолета .	165
Заметки по технической эксплуатации — Железнодорожный транспорт самолётов .	173
Технический почтовый ящик — Polemika по поводу книги „Метеорология в услугах авиации” .	175
Авиационный технический словарь — Обозначения в механике полёта .	177
Обзор новаторских предложений — S. M. .	181
На книжных полках .	182
Вюлетень Института Авиации — Z. BRZOSKA: Новый метод испытания прочности авиационных конструкций .	183
Документальный обзор авиаасии	186
Содержание за 1953 год .	187
Конструкторские пособия — S. LASSOTA: Жесть в авиационных конструкциях. Часть II. Обёртки.	

Contents

J. RUSTECKI: Friendship, of which deeds give evidence	157
J. SYDOW: Development of the aeronautical sciences in Russia to 1917 and after	158
ST. WÓJCICKI: Development prospects of pulse - jet engines	160
Production — Z. OSIŃSKI: Manufacturing methods of large metal sheet elements in aircraft production .	165
The User's Note-Book — Railway transport of aircraft .	173
Technical Letter box — Polemic about the book „Meteorology for aviations use”	175
Aeronautical Technical Glossary — Symbols used in the ory of flight	177
Review of Rationalisation Projects — S.M.	181
On Booksellers Shelves	182
The I. L. Bulletin — Z. BRZOSKA: A new set-up for static strenght tests	183
Aviation bibliography	186
Index to 1953 volume	187
Designer's Data Sheets — S. Lassota: Sheet-metal in aircraft construction (Part II)	on cover

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych (Seksja Lotnicza SIMP) Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Jan Paczowski, Redaktorzy Działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski.

Adres Redakcji: Warszawa I, Nowowiejska 24.

Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i piątki godz. 18—19.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Mickiewicza 18, tel. 6-11-51 i 6-08-66.

Prenumeratę normalną przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe oraz listonosze.

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł.

Nakład 1000 egz. Ark. druk. 4. Papier druk. sat. 86X122/16. v kl., 70 g.
Oddano do skład. 26.IX.53. Podpis. do druku 25.XI.53. Druk uk. 3.XII.53
Drukarnia im. Rewolucji Październikowej. W-wa. Zam. 1113/53. 4-B-21715

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(SEKCJA LOTNICZA SIMP)

ROK VIII

LISTOPAD—GRUDZIEŃ 1953 R.

ZESZYT 6 (24)

IAN RUSTECKI
*Minister Transportu Drogowego
i Lotniczego*

Przyjaźń, o której świadczą czyny...

Z każdym rokiem zacieśnia się serdeczna, zrodzona na polu walki ze wspólnym wrogiem, najeżdżącą faszystowskim, braterska przyjaźń i współpraca polsko-radziecka.

Podana w najgroźniejszym okresie historii kraju, przyjaźnielska dłoń radziecka ocaliła naród nasz od zagłady.

Oparta na szczerej przyjaźni, stała pomoc Związku Radzieckiego umożliwiła odbudowę kraju i jest źródłem naszych sukcesów w wykonaniu 3-letniego i realizacji 6-letniego planu gospodarczego.

Wspaniały Pałac Kultury i Nauki im. J. Stalina — dar Związku Radzieckiego, dziesiątki wielkich i setki mniejszych zakładów przemysłowych i usługowych, rozwój transportu są widocznym przykładem olbrzymiego wkładu Związku Radzieckiego w dzieło budowy naszego kraju.

Uruchomienie i stały rozwój komunikacji lotniczej zawdzięczamy również Związkowi Radzieckiemu.

Już w pierwszych tygodniach naszej niepodległości, kiedy Armia Radziecka a u jej boku odrodzone Wojsko Polskie toczą nad Wisłą krwawe boje z hitlerowskim najeżdżcą, otrzymujemy od Związku Radzieckiego samoloty pasażerskie i pocztowe. Dzięki temu uruchamiamy już 23 sierpnia 1944 roku regularną komunikację lotniczą na trasach Lublin — Białystok — Rzeszów — Przemyśl oraz Lublin — Moskwa.

Samoloty pocztowe, wobec zniszczenia naziemnych linii komunikacyjnych rozpoczynają jednocześnie codzienną obsługę wyzwoleń obszarów.

Dalsze dostawy radzieckiego sprzętu lotniczego i środków obsługi naziemnej umożliwiają uruchomienie linii lotniczych wiążących wszystkie ważniejsze ośrodki kraju.

W dniu 1 maja 1945 roku czynne są już regularne linie lotnicze łączące Warszawę z Łodzią, Lublinem, Krakowem, Poznaniem, Stalinogrodem, Olsztynem, Gdańskiem, Bydgoszczą i Białymostkiem.

Poza sprzętem lotniczym, otrzymanym w pierwszych latach powojennych, kupujemy w Związku Radzieckim na bardzo korzystnych dla nas warunkach lotniczy sprzęt komunikacyjny niezbędny dla dalszego rozwoju transportu powietrznego.

Terminy dostaw są zawsze ściśle przestrzegane, a w razie potrzeby otrzymujemy dostawy przed terminem.

Związek Radziecki udostępnia nam wybór typów i ilości sprzętu oraz przeprowadza i pomaga w dokonywaniu modyfikacji tego sprzętu.

Uzyskujemy ze Związku Radzieckiego aparaturę potrzebną do zastosowania samolotów dla obsługi lotnictwa i leśnictwa, a w szczególności specjalne aparaty przeznaczone do walki ze stonką ziemniaczaną i innymi owadami — szkodnikami roślinnymi.

Samoloty wyposażone w nowoczesne urządzenia radzieckie, opylają lasy i wysiewają nawozy sztuczne.

Cywilne lotnictwo radzieckie przekazuje naszemu lotnictwu wszystkie swe doświadczenia oraz osiągnięcia techniczne i eksploatacyjne.

Poważną, nie spotykaną w stosunkach między państwami kapitalistycznymi formą pomocy jest zaopatrywanie naszego lotnictwa cywilnego przez radzieckie lotnictwo komunikacyjne w dokumentację techniczną.

Dokumentacja ta obejmuje całokształt interesujących nas zagadnień, tj. dokumentację opisową, obsługi remontów, zaopatrzenia, eksploatacji, organizacji, oraz dokumentację ogólną i obsługi agregatów pomocniczych.

W oparciu o pomoc i bogate doświadczenia cywilnego lotnictwa radzieckiego rozwija się polska myśl techniczna, rośnie kadra pilotów osiągających ponad milionowe kilometry przelotów, wzrasta również ilość przewiezionych pasażerów i przesyłek towarowych oraz poprawiają się wskaźniki eksploatacyjne P.L.L. „Lot”.

Ilość lotów np. w stosunku do lat przedwojennych wzrosła o 65%, ilość przewiezionych pasażerów o 230%, a wykorzystanie zdolności przewozowej samolotu o 65%.

W 36 rocznicę Wielkiej Socjalistycznej Rewolucji Październikowej przesyłamy braterskie pozdrowienia bohaterstwu narodowi radzieckiemu, jego sławnej Partii i Rządowi.

Wzmacniać będziemy braterski sojusz i przyjaźń, dzięki którym osiągamy coraz lepsze wyniki w pokojowej pracy.

Przyjaźni tej będziemy strzec przed wszelkimi wrogimi zakusami, jest ona bowiem gwarancją naszej niepodległości i podstawą stałego wzrostu gospodarczego i kulturalnego.

Wytrwale będziemy pogłębiać szczerą, opartą na czynach, przyjaźń z bratnimi narodami Związku Socjalistycznych Republik Radzieckich.

Rozwój nauki lotniczej w Rosji i ZSRR

W roku bieżącym mija 36 lat od chwili, gdy rosyjska klasa robotnicza powstała do zwycięskiej walki z przegniętym ustrojem carskiej Rosji, od chwili, gdy na wielkiej ziemi rosyjskiej powstał pod przewodnictwem partii bolszewików lud pracujący, by zrzucić z siebie jarzmo imperializmu i zapoczątkować nową erę w dziejach świata, erę coraz to nowych zwycięstw socjalizmu nad chylącym się do upadku ustrojem kapitalistycznym. Wielka Październikowa Rewolucja Socjalistyczna wyzwoliła miliony ludzi w Europie i w Azji z niewoli narodowej i społecznej, pozwoliła wydobyć i wydobyła ogromne talenty i możliwości, tkwiące w ludziach, którzy przed zmianą ustroju nie mieli możliwości, by tworzyć dzieła mogące przynieść pożytek dla całego narodu. Jest dziś rzeczą ogólnie znaną, że i obecnie w krajach kapitalistycznych bardzo wiele wynalazków marnuje się w kasach pancernych wielkich trustów i koncernów tylko dlatego, że ich zastosowanie zmniejszyłoby dochody kapitalistów; wiadomo, że w krajach kapitalistycznych przepadają talenty wielu, bardzo wielu ludzi, którzy nie mają możliwości kształcenia się i pracy; wiadomo, że w tych krajach wysiłki uczonych kieruje się przede wszystkim w kierunku prac nad nowymi, coraz straszniejszymi środkami masowej zagłady, jednocześnie ograniczając prace nad uczynieniem życia ludzkiego lepszym, piękniejszym i szczęśliwszym. Rewolucja Październikowa zapoczątkowała nowy okres, który pokazał światu, jak wiele dla dobra człowieka można zdziałać, jeśli ustrój socjalistyczny da możliwość nauki i pracy wszystkim, całemu ludowi. W ciągu międzywojennego dwudziestolecia masy pracujące Związku Radzieckiego dokonały dzieła przebudowy kraju, stojącego na nadzwyczaj niskim poziomie technicznym w państwo, w którym technika w rękach ludzi pracy dosłownie działała cuda, w państwo, które potrafiło w latach Wielkiej Wojny Narodowej dać skuteczny odpór hitlerowskim Niemcom, na których pracował przemysł całej prawie Europy. Na zwycięstwo Związku Radzieckiego w ostatniej wojnie, również i na obecne zwycięstwa na froncie pokojowego budownictwa komunistycznego, wpłynęło i wpływa w poważnym stopniu nowoczesne lotnictwo. W trzydziestą szóstą rocznicę Wielkiej Socjalistycznej Rewolucji Październikowej pragniemy na łamach naszego pisma przypomnieć pracownikom polskiego lotnictwa i przemysłu lotniczego olbrzymi wkład, jaki włożyli w rozwój nauki lotniczej uczeni rosyjscy i radzieccy. Jest to tym bardziej potrzebne, że przecież w okresie międzywojennego dwudziestolecia sanacyjna propaganda wmawiała narodowi polskiemu mit o technicznym przodownictwie krajów zachodnich, jednocześnie przemilczając i bagatelizując zdobycze nauki radzieckiej.

Już przed wielu laty, w roku 1731 w Riazaniu chłop Kriakutnoj, który zapewne przy jakiejś okazji zaobserwował zjawisko unoszenia się gorącego powietrza w górę, wykonał wielki, okrągły worek, i jak podają kroniki, „napompował go dymem” po czym chwyciwszy się końca sznura zdołał się unieść na tym pierwszym w świecie balonie na wysokość dzwonnicy kościelnej. Tak więc pierwszy wzlot balonu miał miejsce na 52 lata przed oficjalnie przez Zachód uznanym lotem balonu braci Montgolfier. Żyjący zaś w osiemnastym wieku genialny i nadzwyczaj wszechstronny uczyony rosyjski Lomonosow zaprojektował model śmigłowca do badania wyższych warstw atmosfery, który to projekt został wnet starannie zaprzeczony przez zbiurokratyzowanych urzędników carskich. Temu wielkiemu uczonemu należało hold oddać dopiero władza radziecka, nazywając jego imieniem otworzony 1 września 1953 roku największy na świecie uniwersytet w Moskwie. Jest rzeczą charakterystyczną, że najwięksi uczeni rosyjscy zajmowali się zagadnieniami lotnictwa i stworzyli podwaliny pod nowoczesną naukę lotniczą. Między innymi twórcą określonego układu pierwiastków, Dymitr Mendelejew zajmował się konstrukcją balonu stratosferycznego, a nawet dokonał lotu na tym balonie, celem obserwacji zaćmienia słonecznego. Poza tym ten wybitny chemik pracował nad meteorologią i zasadami żeglugi powietrznej. Jego wielki wkład w rozwój nauki jest dziś ogólnie znany na całym świecie. Jedną z najciekawszych postaci radzieckiej nauki lotniczej był genialny samouk, Konstanty Ciolkowski. W końcu dziewiętnastego stulecia pracował on nad sterowcami i jego prace wyprzedziły o kilka lat prace niemieckiego konstruktora Zeppelina. Jednocześnie uczyony ten zajmował się zagadnieniami aerodynamiki, a nawet skonstruował tunel aerodynamiczny. W latach późniejszych Ciolkowski pracuje nad zagadnieniami raket, lotnictwa odrzutowego

i komunikacji międzyplanetarnej. Z dość dużą dokładnością potrafił określić kierunek dalszego rozwoju lotnictwa, przewidując, że lotnictwo przyszłości czyli lotnictwo odrzutowe w szerokim stopniu będzie wykorzystywać stratosferę. Rozwiązał on teoretycznie wiele problemów komunikacji międzyplanetarnej, stworzył teorię napędu odrzutowego oraz wykorzystywaną już dziś projekt rakiety wielostopniowej. Ciolkowski przez całe swoje życie był niezmiernym poszukiwaczem nowych dróg i rozwiązań w lotnictwie, lecz dopiero w ciągu ostatnich kilkunastu lat życia miał pełne możliwości pracy twórczej, jakie stworzyła mu władza radziecka. Na krótko przed śmiercią kieruje on na ręce Józefa Stalina list, w którym przekazuje dorobek naukowy całego swego życia Wszechzwiązkowej Komunistycznej Partii (bolszewików). W liście tym pisze, że jest spokojny o zastosowanie swoich prac, gdyż przekazuje go partii, która całą swoją działalność służy ludowi. Ten naukowy testament Ciolkowskiego dowodzi jasno, że był on nie tylko genialnym uczonym, ale także człowiekiem, umiejącym docenić i ocenić zdobycze, jakie masom pracującym przyniósł ustrój radziecki. Ciolkowski nie był jedynym Rosjaninem, który w tym okresie pracował nad zagadnieniami ruchu odrzutowego. Skazany na śmierć w związku z zamachem na cara rewolucjonista Kibalczyc, oczekując na wykonanie wyroku opracował w więzieniu projekt rakiety, który zawierał cały szereg oryginalnych i nadających się do zastosowania rozwiązań. Praca jego zaginęła wśród akt sądowych i została dopiero odnaleziona przez historyków radzieckich. Należy wspomnieć również o członku Akademii Nauk, Michale Rykaczewie, który w 1871 r. prowadził badania nad zagadnieniami siły nośnej.

Największym jednak uczonym rosyjskim, który całe swe życie poświęcił stworzeniu podstaw lotnictwa, był Mikołaj Zukowski (1847—1921), twórca klasycznej aerodynamiki, autor stu osiemdziesięciu dzieł naukowych. W swojej działalności naukowej zawsze łączył ściśle teorię z praktyką, dociekania naukowe z praktycznym eksperymentem. Zukowski zbudował pod Moskwą w 1905 r. pierwszy przelotowy tunel aerodynamiczny. Był to tunel o średnicy 1,2 m, długości 14,5 m, z wentylatorem śmigłowym, o regulowanym zakresie prędkości pomiarowych od 1 do 6,5 msek. Przestrzeń pomiarowa ograniczona była szklanymi szybami umożliwiającymi obserwowanie dmuchanego przedmiotu. Warto zaznaczyć, że Zukowski długi okres czasu walczył z władzami uniwersytetu w Moskwie, na którym wykładał, o wybudowanie takiego tunelu na uczelni, jednak rządzący uniwersytelem luminarze „czystej” nauki nie pozwolili na dokonanie czegoś, co naruszałoby tradycyjną atmosferę uczelni, w której nie przeprowadzano przedtem tego rodzaju eksperymentów. Zukowski i jego uczniowie otrzymali pomoc od znanego kupca Riabszyskiego, który postawił do dyspozycji uczonemu Instytut Aerodynamiczny w Kuczino pod Moskwą. Tu między innymi Zukowski ze swymi uczniami zbudował szybowiec, na którym wykonano szereg lotów. Trudno wprost wyliczyć wszelkie zagadnienia, nad którymi pracował ten niestrudzony uczyony. Zajmował się on hydrodynamiką, zjawiskiem opływu, sprawą doboru profili lotniczych, teorią śmigieł i wentylatorów i wielu innymi zagadnieniami, dotyczącymi teorii lotu. Na wiele lat przed powstaniem akrobacji lotniczej udowodnił teoretycznie możliwości pętl, w ostatnich latach życia zajmował się także zagadnieniem lotu z prędkością dźwięku. Od pierwszych chwil rewolucji opowiedział się za władzą radziecką, nie też dziwnego, że w roku 1918 Włodzimierz Iljicz Lenin, powołując do życia Centralny Instytut Hydro-Aerodynamiczny, mianował sędziwego uczonego jego kierownikiem. Zmarł Zukowski w r. 1921, pozostawiając po sobie olbrzymi dorobek naukowy. Niektóre jego prace przez dłuższy czas były jedynymi na dany temat, a jeszcze dziś są cenną pomocą dla naukowców, pracujących w lotnictwie. Mikołaj Zukowski miał wielu uczniów, z których najbardziej znanym był Sergiusz Czapiygin (1869—1942). Wybitny ten uczyony pozostawił kilka fundamentalnych prac z dziedziny teorii lotu, między innymi o wirowej teorii siły nośnej oraz o lotach z prędkością naddźwiękową. Czapiygin był najbliższym i jednym z najczynnějších współpracowników Zukowskiego i razem z nim kierował Centralnym Instytutem Hydro-Aerodynamicznym. Do uczniów Zukowskiego zaliczają się także: B. Juriew, konstruktor jednego z pierwszych na świecie śmigłowców i konstruktorzy Tupolew, Klimow, Mikulin, o których mowa będzie dalej.

Zachodni historycy lotnictwa przez długie lata gloryfikowali wyczyn dwóch amerykańskich mechaników, braci Wright, którzy w roku 1903 dokonali szeregu lotów na wybudowanym przez siebie samolocie. Oficjalna historia lotnictwa twierdziła, że właśnie oni byli pierwszymi ludźmi, którzy potrafili utrzymać się w powietrzu na aparacie cięższym od powietrza. Jednak badania z ostatnich lat wykazały, że pierwszy samolot, który latał z pilotem, samolot, posiadający wszystkie elementy konstrukcyjne współczesnego samolotu, został wybudowany przez Rosjanina, oficera marynarki — Możajskiego. Aleksander Możajski (1825—1890) opatentował w r. 1881 samolot o bardzo (jeśli to można tak nazwać) nowoczesnych kształtach. Był to jednopłat, posiadający usterzenie poziome i pionowe, napędzany maszyną parową, poruszającą trzy śmigła o czteroramiennych, trapezowych łopatach. Kadłub wzorowany był na kadłubach łodzi. Samolot posiadał czterokołowe podwozie i kilka przyrządów pokładowych. Na konstrukcji Możajskiego widać pewien wpływ konstrukcji okrętowych, co wynikało zresztą z długoletniej służby konstruktora w marynarce. Na tym to samolocie w dniu 20 lipca 1882 r. mechanik Iwan Golubiew dokonał pierwszego w historii ludzkości samodzielnego lotu na aparacie cięższym od powietrza. Zasluga Możajskiego jest olbrzymia, tym większa, że pracował sam, przez długie lata dążąc wytrwale do wyznaczonego sobie celu, bez dostatecznych środków materialnych, pomocy naukowych i danych doświadczalnych. Możajski wyprzedził o wiele lat następnych konstruktorów samolotów i potrafił zbudować samolot o wiele bardziej zbliżony do współczesnego samolotu niż pierwsze, bardzo jeszcze niezgrabne samoloty braci Wright, Langleya, Santos-Dumonta i innych. Niestety, wynalazek, który mógł przyspieszyć powstanie lotnictwa o dobre dwadzieścia lat, pozostał przez długi czas zupełnie nieznanym, gdyż rząd carski zupełnie się nim nie zainteresował, a sam wynalazca nie posiadał dostatecznych środków do dalszej pracy nad swoim samolotem.

Mimo bardzo niekorzystnych warunków, jakie reżim carski stworzył dla konstruktorów lotniczych przed pierwszą wojną światową i w czasie jej trwania, powstał w Rosji cały szereg ciekawych konstrukcji lotniczych. I tak na przykład w latach 1909—1911 powstał w Rosji pierwowzór samolotu szturmowego, konstrukcji inżyniera Prochorowszczykowa. Był to jednopłat dwuosobowy, z opancerzoną blachą stalową kabiną, uzbrojony w karabin maszynowy, posiadający silnik o mocy 60 KM. Maksymalna prędkość tego samolotu wynosiła 110 km/godz., co jak na owe czasy było prawdziwą rewelacją. W r. 1913 zbudowano w Rosji największy wówczas samolot świata, Ilija Muromiec. Był to drewniany dwupłat o czterech silnikach po 100 KM. Samolot ten posiadał kabinę ogrzewaną gazami spalinowymi, instalację elektryczną, urządzenia gaśnicowe i cały szereg innych urządzeń. W czasie wojny światowej samoloty Ilija Muromiec brały udział w walce jako bombowce; po zbudowaniu nowych silników o mocy 150 KM samoloty te były wyposażone w 6 karabinów maszynowych i zabierały 400 kg bomb. W r. 1915 został zbudowany inny wielki samolot bombowy — Światogor, który swoimi właściwościami przewyższał inne tego rodzaju samoloty w tym okresie. W r. 1912 zwrócił na siebie uwagę inny konstruktor lotniczy, inżynier Grigorowicz, który zbudował pierwszą na świecie latającą łódź M-1. Grigorowicz zbudował następnie cały szereg ewolucyjnych typów, z których niektóre były tak doskonałe, że były używane jeszcze po zakończeniu wojny.

Również w dziedzinie budowy silników inżynierowie rosyjscy mieli na swoim koncie cały szereg sukcesów. Jeszcze w r. 1889 kapitan Kostowicz zbudował pierwszy na świecie benzynowy silnik do napędu sterowców. W 1910 r. inż. Grizodubow zbudował silnik czterocylindrowy, o mocy 40 KM. W tym samym czasie ukazał się silnik Ułimcewa oraz ośmiocylindrowy silnik Kostowicza o mocy 80 KM.

Wynalazcą spadochronu w dzisiejszej jego formie był Rosjanin — Gleb Kotielnikow. W 1911 r. zbudował pierwszy swój spadochron, typu RK-1. Wynalazek ten został mu brutalnie wykradzony przez francuskiego przemysłowca w chwili, gdy Kotielnikow rozgoryczony całkowitą obojętnością carskich władz wojskowych zwrócił się do niego o pomoc. Kotielnikow pracował później wiele lat w Związku Radzieckim i bardzo udoskonalił konstrukcję swego spadochronu. Drugim wybitnym radzieckim konstruktorem spadochronów jest Łobanow, którego kwadratowe spadochrony są dobrze znane u nas w Polsce, a które nie mają równych sobie na całym świecie pod względem wytrzymałości i skuteczności.

O ile położenie konstruktora lotniczego w Rosji carskiej było bardzo ciężkie, gdyż rząd wolał zamawiać samoloty za granicą niż popierać rodzimych twórców, to sytuacja ta radykalnie się zmieniła od chwili, gdy władzę w Rosji objął lud pracujący. Kierownicy państwa radzieckiego zdawali sobie doskonale sprawę

z konieczności posiadania własnego silnego lotnictwa i przemysłu lotniczego. Pierwsza pięciolatka stworzyła radziecki przemysł lotniczy, a następnie wielokrotnie go rozbudowała. Dowodem wielkiego nacisku na posiadanie niezależnego lotnictwa jest wyżej wspomniany fakt powołania już w 1918 r., a więc w najcięższym dla rewolucji okresie, Centralnego Instytutu HydroAerodynamicznego.

Najstarszym i najbardziej płodnym konstruktorem lotniczym w Związku Radzieckim jest Andrzej Tupolew. Jest on twórcą ponad siedemdziesięciu samolotów, w tym całego szeregu samolotów ANT, z których najbardziej znane są ANT-2, pierwszy radziecki samolot ze stopu lekkiego, dalej samoloty wielosilnikowe ANT-6, ANT-14 i ANT-20, znany na całym świecie jako „Maksym Gorki”. O tym ostatnim, olbrzymim ośmiocylindrowym samolocie nawet przedwojenna „Skrzydła Polska” pisała, że jest to prawdziwy latający pałac. Był to przez długi czas największy samolot świata. Na samolocie Tupolewa ANT-25 lotnicy Czkałow i Gromow dokonali szeregu rekordowych lotów długodystansowych. Był to jednosilnikowy dolnopłat z chowanym podwoziem, o niezwykle dużym — jak na samolot — wydłużeniu, wynoszącym 13,5. Posiadał on silnik M-34 konstrukcji Mikulina, o mocy 860 KM. W czasie drugiej wojny światowej Tupolew stworzył bombowiec nurkujący Tu-2, a pod koniec wojny czterosilnikową maszynę Tu-70, budowaną w wersjach bombowej i pasażerskiej. Jednymi z ostatnich samolotów Tupolewa są bombowce odrzutowe oraz śmigłowo-odrzutowe.

Bardzo utalentowanym konstruktorem był Polikarpow, twórca znanych przed wojną samolotów myśliwskich I-15, I-153, I-16. Były to samoloty nie mające sobie równych pod względem zwrotności. Najbardziej wsławił się jednak Polikarpow samolotem Po-2, który, choć zbudowany w r. 1926, do dziś dnia jest użytecznym w wielu odcinkach pracy. Nie ma prawie zadania, do którego ta niewielka, uniwersalna maszyna nie byłaby używana. Posiada ona silnik M11D o mocy 125 KM, którego twórcą jest jeden z najzdolniejszych radzieckich konstruktorów silnikowych. Arkady Szewcow, konstruktor silników M11, Asz-22, Asz-82 i innych. Jednym z jego ostatnich silników jest silnik o mocy około 3000 KM.

Twórcą jedyne go pełnowartościowego samolotu szturmowego ostatniej wojny jest Sergiusz Iliuszyn, który karierę swoją rozpoczął jako zwykły mechanik na lotnisku. Jego samolot szturmowy Il-2 nie miał sobie równego pod względem niewrażliwości na ogień. Prawie cały samolot jest bardzo silnie opancerzony, a wyposażenie go w działka, pociski rakietowe i bomby stworzyły z niego niezwykle groźną broń przeciw wszelkim celom naziemnym. Jego następna wersja, znana jako Il-10 dorównywała osiągnięciom myśliwcom z końca ubiegłej wojny. Po wojnie Iliuszyn stworzył samoloty komunikacyjne Il-12 i Il-18 oraz kilka samolotów odrzutowych.

Budową myśliwców wsławił się w czasie ostatniej wojny Siemion Ławoczin i Aleksander Jakowlew. Pierwszy z nich specjalizował się w projektowaniu samolotów z silnikiem gwiazdowym. Na jego samolotach Ła-5 i Ła-7 latał trzykrotnie Bohater Związku Radzieckiego Iwan Kożedub. Inżynier Jakowlew zbudował znany samolot szkolny Ut-2 oraz całą serię samolotów myśliwskich, a mianowicie: Jak-1, Jak-3, Jak-7 i Jak-9. Myśliwce Jakowlewa odznaczają się małymi wymiarami, doskonałą zwrotnością i małym ciężarem. Po wojnie Jakowlew stworzył szereg samolotów sportowych i komunikacyjnych, a ostatnio także kilka samolotów odrzutowych. Bardzo zdolnym konstruktorem jest Mikojan, twórca samolotów myśliwskich, w szczególności zaś doskonałego myśliwca odrzutowego Mig-15.

W dziedzinie śmigłowców ma Związek Radziecki również poważny dorobek. Maszyny dawniejsze to śmigłowiec Juriewa, małe, zgrabne maszyny Kamowa czy „Omega” Bratuchina o bardzo dobrej prędkości 180 km/godz., co jest dużym osiągnięciem przy dwóch silnikach po 145 KM. Niedawno był w Związku Radzieckim demonstrowany śmigłowiec dr Milla, napędzany silnikiem o mocy 650 KM.

Nauka radziecka ma do zanotowania szereg sukcesów w dziedzinie badania stratosfery za pomocą balonów stratosferycznych. W latach 1931—33 i 35 dokonano w Związku Radzieckim na stratosfatach krajowej produkcji całego szeregu rekordowych wzlotów o wielkim znaczeniu dla nauki światowej. W jednym z tych wzlotów osiągnięto rekordową wysokość 22000 m. W czasie lotów do stratosfery przeprowadzono badania nad promieniami kosmicznymi, budową atmosfery i innymi ważnymi zagadnieniami. Należy zaznaczyć, że już wtedy (był to okres drugiej pięciolatki) zarówno balony, jak i precyzyjne urządzenia i aparaty pomiarowe o bardzo małym ciężarze były produkcji radzieckiej. Jak wielkie było znaczenie radzieckich wzlotów do stratosfery, może o tym świadczyć fakt, że nawet w sanacyjnej

Polsce z uznaniem pisano o nich, przyznając nauce radzieckiej prymat w tej dziedzinie.*)

Na przykładzie ZSRR widzimy, jak dzięki opiece partii i rządu prawie z niczego stworzono silne, nowoczesne lotnictwo, potężny przemysł lotniczy i przodującą naukę lotniczą. Zostały wyzwolone wielkie talenty i ogromne możliwości, które pozostały w ukryciu tak długo, póki władza znajdowała się w rękach wyzyskiwaczy. I my w Polsce mamy dziś olbrzymie możliwości, które nam daje władza ludowa. I dlatego obowiązkiem nas wszystkich, pracowników polskiego przemysłu lotniczego i nauki, jest jeszcze lepsza walka o szkolenie nowych kadr, o wykonanie

planów produkcyjnych, o polską naukę lotniczą. Dlatego też, radośnie witając 36 rocznicę Wielkiej Październikowej Rewolucji Socjalistycznej, pamiętajmy o tym, że przyjaźń, przykład i pomoc Związku Radzieckiego to fundament wszystkich naszych zwycięstw i osiągnięć.

Radziecka nauka lotnicza wskazuje nam, pracownikom polskiego lotnictwa, właściwą drogę naszej pracy. Korzystając z doświadczeń radzieckich uczonych, bezustannie łącząc teorię z eksperymentem i praktyką, odłajając wszystkie swoje twórcze wysiłki dla dobra ludu pracującego, dojdziemy do tego, aby polskie lotnictwo, tak jak przodujące lotnictwo Kraju Rad. spełniało wszystkie zadania postawione przed nim w szczytnej pracy dla Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej.

*) St. Mazurek — Balonem do stratosfery. Wyd. LOPP, W-wa.

Mgr inż. STANISŁAW WOJCICKI

621 45.001.1

Możliwości rozwojowe silników pulsacyjnych*)

W artykule omówiona została zasada działania silnika pulsacyjnego oraz wpływ wielkości fizycznych i form konstrukcyjnych na jego charakterystykę. Na tle charakterystycznych wad tego silnika przeanalizowano jego możliwości rozwojowe. Na zakończenie rozpatrzone dziedziny, w których silnik pulsacyjny znajduje i mógłby znaleźć zastosowanie.

WSTĘP

Myśl wykorzystania w konstrukcjach silnikowych odkrytego przez Huygensa zjawiska powstawania depresji w naczyniu pod wpływem nagłego oswoobodzenia sprężonego w nim gazu

powracała na przestrzeni ostatniego półwiecza kilkakrotnie. Prace szły głównie w dwu kierunkach: w kierunku bezsprężarkowej turbiny gazowej o spalaniu przy stałej objętości oraz w kierunku odrzutowego silnika pulsacyjnego.

Bezsprężarkowa turbina gazowa nie została do chwili obecnej jeszcze praktycznie zrealizowana. Pulsacyjny silnik odrzutowy, opracowany przez P. Schmidta w 1930 r. na podstawie starszych pomysłów i doskonałony przy współudziale Busemana i innych, znalazł zastosowanie po raz pierwszy w 1944 r. do napędu bomb latających V1. Od tego czasu podlega on stalemu rozwojowi, jednak choć nadal spełnia na tle innych typów silników odrzutowych poślednią rolę, zasługuje na uwagę chociażby ze względu na fakt, że jest najprostszą ze wszystkich znanych, a pewnie i wszystkich możliwych, wytwornicą ciągu w mieiscu.

W artykule zostaną omówione dotychczasowe osiągnięcia w dziedzinie konstrukcji silników pulsacyjnych oraz przeanalizowane perspektywy rozwojowe tego silnika.

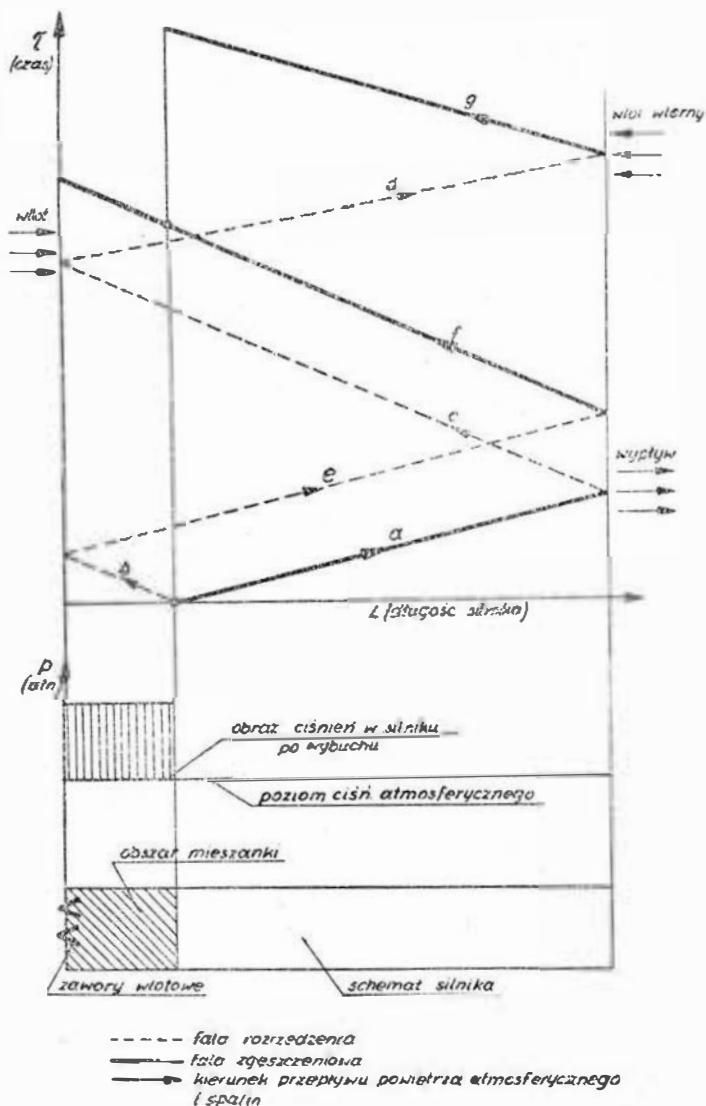
ZASADA DZIAŁANIA SILNIKA PULSACYJNEGO

Jeśli przyjąć następujące założenia upraszczające: cylindryczny kształt silnika, natychmiastowy zapłon całej objętości mieszanki, a więc izochoryczne sprężanie czynnika w obszarze wypełnionym mieszanką, oraz izentropowe rozprężanie się gazu po wybuchu, to obraz zjawisk zachodzących podczas jednego cyklu w silniku pulsacyjnym jest taki, jak to zostało przedstawione na rys. 1. W chwili zapłonu w silniku na granicy obszarów ciśnienia podwyższonego i atmosferycznego zostają zainicjowane dwie fale: zgęszczeniowa (a) zmierzająca do wylotu i rozrzedzeniowa (b) posuwająca się w kierunku zamkniętego zaworu wlotu. Jednocześnie rozpoczyna się wypływ, dający ciąg w związku z przyrostem ilości ruchu.

Fala zgęszczeniowa (a) odbija się od otwartego końca rury jako rozrzedzeniowa (c). W międzyczasie na skutek wypływu, ciśnienie w przestrzeni spalania silnika spada do poziomu ciśnienia atmosferycznego tak, że nadbiegająca fala rozrzedzeniowa (c) wywołuje już podciśnienie. Podciśnienie to jest zwiększone bezwładnością słupa wypływających spalin. Na skutek depresji zostają otwarte zawory wlotowe i do silnika napływa świeża mieszanka. Fala rozrzedzeniowa (c) odbija się od otwierających się zaworów jako rozrzedzeniowa (d) i w otwartym końcu rury wywołuje podciśnienie.

W wyniku tego ma miejsce wtórny napływ powietrza atmosferycznego do silnika od strony jego wylotu. Powietrze to zostaje wyrzucone przy następnym cyklu podnosząc sprawność silnika. Następny cykl rozpoczyna zapłon zassanej świeżo mieszanki, podgrzanej przez resztki spalin do temperatury bliskiej samozapłonu. Inicjuje go zgęszczeniowa fala (f) powstała z odbicia rozrzedzeniowej fali (b) za pośrednictwem fali (e).

*) Według normy PN/L-02520 „Silniki lotnicze. Podział na zasadnicze typy konstrukcyjne”. Silniki tego typu są nazwane „pulsującymi”. — Autor jednak uważa, że nazwa „pulsacyjne” jest słuszniejsza, gdyż silnik taki „nie pulsuje”, lecz w nim zachodzą „pulsacje”. Ponieważ zespół redakcyjny podziela zdanie Autora, oryginalne brzmienie użyte w rękopisie zostało zachowane.



TŁ-50/53-A1

Rys. 1 — Zasada działania silnika pulsacyjnego

Spadek ciągu przy rosnącej prędkości lotu powoduje wzrost jednostkowego zużycia paliwa (rys. 4b) i jednocześnie staje się przyczyną istnienia optimum sprawności ogólnej silnika (zależnej od iloczynu: ciąg $\times$ prędkość lotu — rys. 4c). Sprawność optymalna o wartości rzędu 3,5–6% ma miejsce przy prędkości lotu około 600–900 km/h.

Ogólne dane charakterystyczne

Do omówionych wyżej cech silników pulsacyjnych należy dodać jeszcze szereg bardzo istotnych wad i zalet. Ważniejsze wady: duże jednostkowe zużycie paliwa, mała żywotność, problematyczna praca na dużej wysokości (powyżej 10 000 m n.p.m.), zły pod względem aerodynamicznym kształt, przeraźliwy hałas oraz mały stosunkowo ciąg przypadający na jednostkę przekroju poprzecznego silnika ($0.1 \div 0.15$ kg/cm² powierzchni maksymalnej). Do zalet zaliczyć można: prostą konstrukcję, tanie produkcję, pracę na każdym paliwie od benzyny do pyłu węglowego, wytwarzanie w możliwie najprostszym sposobie ciągu w miejscu, mały ciężar silnika na kg ciągu (zależnie od wielkości silnika: 0,15–0,5 kg/kg) oraz prosta i nie wymagająca wysoko wykwalifikowanych pracowników obsługa. Największa jednostka dotychczas zbudowana miała 750 kg ciągu. Najmniejsze uzyskane zużycie paliwa było 1,4 kg/kg. Najdłuższe życie silnika ograniczone trwałością zaworów wynosiło 50 godz. Częstotliwość pulsacji tych silników zależnie od ich długości i kształtu waha się w granicach od 40–200 Hz.

Wniosek

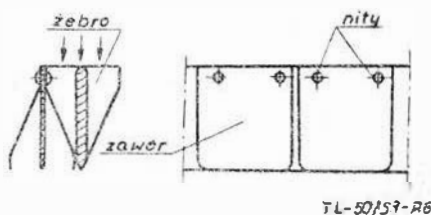
Przeprowadzona analiza pracy silnika pulsacyjnego pozwala stwierdzić, że silnik ten posiada szereg wad, z których takie jak: krótkie życie zaworów, niska sprawność ogólna, spadek ciągu wraz ze wzrostem prędkości, ograniczają zakres jego stosowalności. O poszerzeniu tego zakresu w przyszłości zdecydować może usunięcie tych niedomagań.

ROZWÓJ ZAWORÓW

Zawory mechaniczne

Stosowane jeszcze powszechnie do chwili obecnej w silnikach pulsacyjnych zawory sprężynowe (rys. 6) posiadają szereg wad, z których najważniejsze są:

1) Dobra praca jedynie przy częstotliwości silnika odpowiadającej częstotliwości własnej zaworów. Poniżej częstotliwości



TL-50/53-A6

Rys. 6 — Zawory sprężynowe

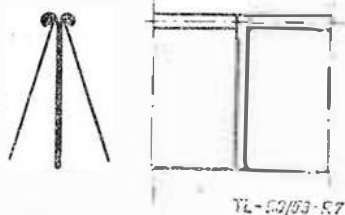
silnika zmienia się wraz z obciążeniem, wywołuje to „zaostrenie się” charakterystyki silnika (jednostkowe zużycie paliwa w funkcji ciągu — rys. 3).

2) Krótki żywot, wynoszący obecnie do 50 godz.

3) Niemożność przystosowywania się do dużych zmian wysokości ze względu na znaczne zmiany gęstości powietrza.

Otwarcie zaworów wywołane jest bezwzględna różnicą ciśnienia przed i za zaworem, ponieważ wartość ta małe wraz z wysokością lotu, więc spada też i szerokość otworu, co z kolei zmniejsza dawkę zasysanego świeżego powietrza. Wywołuje to, poza szeregiem innych objawów, jak spadek sprawności spalania na skutek spadku ciśnienia bezwzględnego i temperatury mieszanki w komorze spalania, ograniczenie pulapu silników pulsacyjnych (rys. 8).

4) Przy otwarciu zaworu należy pokonywać opór wywołany jego sprężystością. Ma to znaczenie szczególnie przy krótkich silnikach (używanych do napędu łopát



TL-50/53-B7

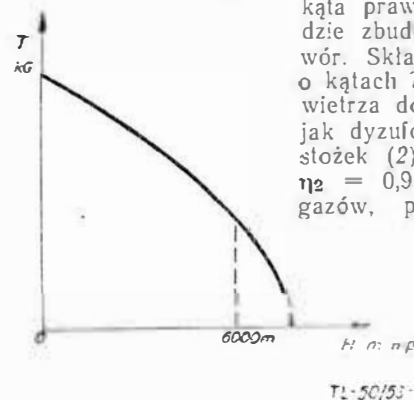
Rys. 7 — Zawory zawiasowe

śmigłowców), pracujących przy dużych częstotliwościach (~ 150 Hz). Stosowanie zbyt cienkich zaworów celem zmniejszenia ich sztywności nie prowadzi w tym przypadku do celu, gdyż skraca życie zaworu. Rozwiązaniem tego zagadnienia było wprowadzenie zaworów zawiasowych (rys. 7). Próby z zaworami talerzowymi z regulowanym czasem otwarcia nie dały jak dotąd spodziewanych wyników. Rozwój zaworów poszedł w kierunku całkowitego wyeliminowania części ruchomych.

Zawory hydrauliczne

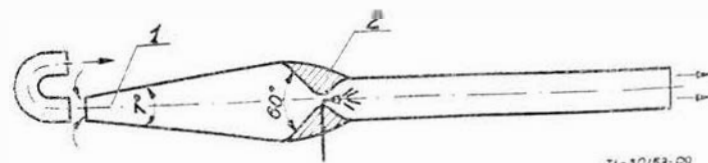
Pierwszą rzeczą, która się narzuca w konstrukcji zaworów silnika pulsacyjnego, to zastosowanie „zapadki hydraulicznej” o schemacie działania np. takim, jaki przedstawia rys. 9.

Wiadome jest, że sprawność dyfuzora zależy od jego kąta, przy czym wartość maksymalną osiąga on przy kącie 70° zaś minimalną przy 60°. Sprawność dyszy poddźwiękowej od kąta prawie nie zależy. Na tej zasadzie zbudowany jest właśnie ten zawór. Składa się on z dwu stożków o kątach 70° i 60°. Przy zasysaniu powietrza do silnika stożek (1) pracuje jak dyfuzor o sprawności $\eta_1 = 0.92$, stożek (2) jak dysza o sprawności $\eta_2 = 0.95$. Po wybuchu, gdy część gazów, przepływa otworem wlotowym



Rys. 8 — Zależność ciągu silnika pulsacyjnego od wysokości lotu

wym (przekrój wlotowy wynosi 20–40% powierzchni przekroju wylotowego) przez stożki w kierunku przeciwnym stożek (2) pracuje już jako dyfuzor o sprawności $\eta_2' = 0.6$, stożek (1) zaś jako dysza o sprawności $\eta_1' = 0.95$. Sprawność prze-



TL-50/53-B9

Rys. 9 — Silnik pulsacyjny z zaworem hydraulicznym

plywu przez zawór przy zasysaniu wynosi więc $\eta_2 = 0.875$, zaś przy wypływie po wybuchu $\eta_{2a} = 0.55$. Tak więc układ opisanych wyżej dwu stożków jest pewnego rodzaju zapadką, dającą w obu kierunkach różne opory przepływu.

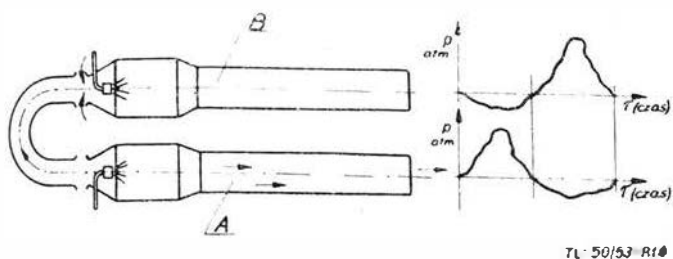
Ten typ zaworów posiada szereg zalet. Przede wszystkim nie jest on czuły na zmiany częstotliwości pulsacji silnika. Jego największą wadą jest przepuszczanie pewnej ilości spalin po wybuchu do przodu, co obniża ciąg silnika. Celem zmniejszenia strat należy stosować na wlocie zakrzywiony do tyłu (rys. 9) przewód, który pozwala odzyskać część straconego ciągu. Zwiększa to jednak i tak już duże aerodynamiczne opory silnika.

Możliwość zastosowania zaworów hydraulicznych była analizowana niemal od początku istnienia silnika pulsacyjnego. Już pierwsze próby Schmidta podczas ubiegłej wojny dały w zasadzie wyniki pozytywne.

Zawory dynamiczne

Zasadę działania zaworów dynamicznych przedstawia rys. 10. Gdy w korpusie dolnym (A) ma miejsce wypływ, w korpusie górnym (B) następuje napełnianie świeżą mieszanką. Część gazów spalinowych, które przedostały się do przewodu łączącego otwory wlotowe obu korpusów, „korkuje” wlot górnego korpusu (B) w momencie, gdy w nim następuje wybuch i dla-

tego większość spalin kieruje się ku wylotowi. Silniki pulsacyjne z tego typu zaworami osiągają największą sprawność, a ich jednostkowe zużycie paliwa wynosi 1,4 kg/kgH. Rzucając

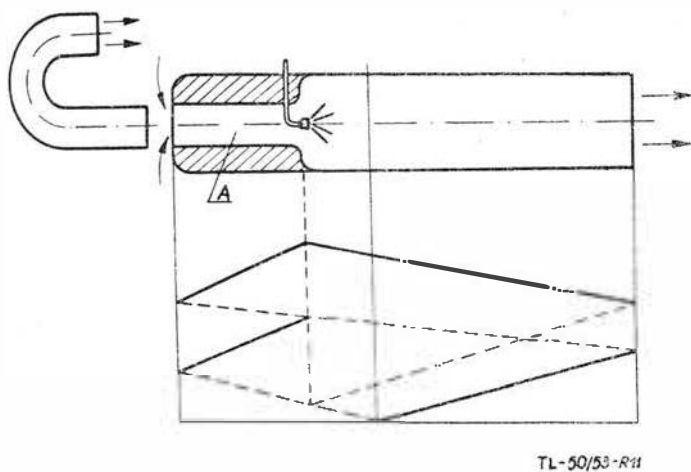


Rys. 10 — Silnik pulsacyjny z zaworem dynamicznym

ca się w oczy wadą silników z zaworami dynamicznymi jest zły pod względem aerodynamicznym kształt silnika.

Zawory „akustyczne“

Schematów działania zaworu akustycznego można sobie wyobrazić niezliczoną ilość. Jeden z nich, najprostsz, a może i najlepszy, przedstawia rys. 11. Przewód wlotowy (A) jest tak



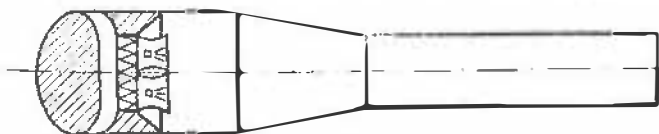
Rys. 11 — Silnik pulsacyjny z zaworem „akustycznym“

dobrany, żeby w momencie wybuchu wlot do komory spalania silnika pulsacyjnego został „zakorkowany“ falą zgęszczeniową, powstałą po szeregu odbić z poprzedniego wybuchu. Wydaje się, że ten typ zaworu ma największą przyszłość. Zasada jego działania jest najistotniej związana z charakterem pracy silników pulsacyjnych. Z jego rozwojem łączą się nasze nadzieje na podwyższenie sprawności i zmniejszenie wymiarów silnika pulsacyjnego.

O MOŻLIWOŚCIACH POPRAWY SPRAWNOŚCI OGÓLNEJ SILNIKA PULSACYJNEGO

Likwidacja szkodliwego wpływu prędkości na ciąg

Omówiona już poprzednio przyczyna spadku ciągu wraz ze wzrostem prędkości lotu, polegająca na zbyt dużym przepłukaniu silnika świeżą dawką powietrza, oraz na powstaniu z poprzedniego wybuchu przez szereg kolejnych odbić fali rozrzedzeniowej, osłabiającej wybuch inicjujący nowy cykl, może być usunięta przez zastosowanie osłony na wlocie silnika (rys. 12).



Rys. 12 — Silnik pulsacyjny z osłoną na wlocie

Oslona powinna być tak ukształtowana, by w pierścieniowej szczelinie, przez którą wchodzi świeży ładunek, utrzymywane było stałe niezależnie od prędkości lotu ciśnienie atmosferyczne. Tę cechę rodzaju osłony poprawia poza tym własności aerodynamiczne silnika.

Podwyższenie sprawności odrzutu silnika pulsacyjnego

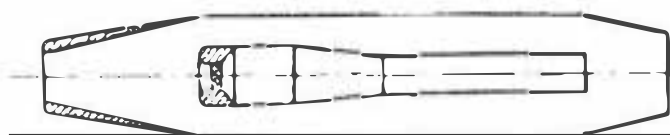
Powiedziane zostało już przy omawianiu zasady działania silnika pulsacyjnego, że czynnikiem poważnie podwyższającym sprawność odrzutu tego silnika jest wyrzucanie wraz ze spalinami wtórnie zasanej podczas poprzedniego cyklu przez otwór wylotowy dawki powietrza atmosferycznego.

Celem zwiększenia tego efektu zastosowano w kilku rozwiązaniach powiększenie średnicy wylotu (rys. 13). Dalo to nadspodziewanie dobre wyniki. Zużycie paliwa spadło z 3 do



Rys. 13 — Silnik pulsacyjny z rozszerzonym wylotem TL-50/53-R13

1,8 kg/kgH. Niestety, wpływ prędkości na ten typ silnika jest niezwykle wyraźny. Już przy prędkości 50 m/sec efekt poszerzenia rury wylotowej zostaje całkowicie zniweczony. To zjawisko

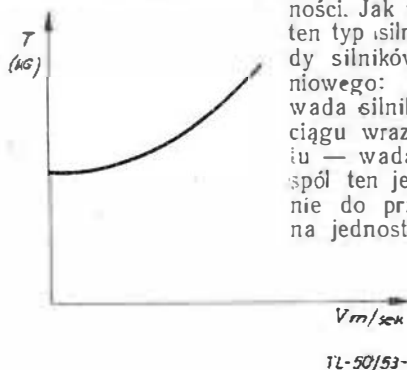


Rys. 14 — Silnik pulsacyjno-strumieniowy

ogranicza zakres stosowalności takich silników do używania ich jedynie jako napędu pomocniczego przy starcie.

Silnik pulsacyjno-strumieniowy

Umieszczenie silnika pulsacyjnego w osłonie ukształtowanej na wzór silnika strumieniowego, poszerza zakres jego stosowalności. Jak widać na wykresie (rys. 15) ten typ silnika usuwa podstawowe wady silników pulsacyjnych i strumieniowych: brak ciągu w miejscu — wada silnika strumieniowego, spadek ciągu wraz ze wzrostem prędkości lotu — wada silnika pulsacyjnego. Zespół ten jednak posiada mały, niemal nie do przyjęcia, ciąg, przypadający na jednostkę powierzchni maksymal-



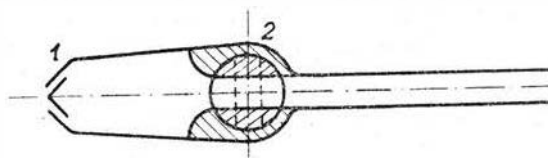
Rys. 15 — Zależność ciągu silnika pulsacyjno-strumieniowego od prędkości

nej. Dodatkowymi zaletami układu jest podwyższenie pulapu silnika pulsacyjnego oraz podwyższenie jego sprawności odrzutu. Ustawienie wlotu silnika pulsacyjnego w strefie zmniejszonej prędkości przepływu powietrza w stosunku do prędkości lotu, przesuwa granicę prędkości, przy której ciąg tego silnika zaczyna spadać, w strefę prędkości naddźwiękowych.

Podwyższenie teoretycznej sprawności obiegu

Teoretyczną sprawność silnika pulsacyjnego można by podnieść przez zrealizowanie w tym silniku izentropowego sprężania przed zapłonem. Wydaje się nienaturalne, że efekt dynamicznego spiętrzania czynnika na skutek prędkości lotu, zamiast poprawić, jak dotąd pogarsza jedynie wyczyn silnika.

Najprostszą realizacją silnika, w którym można by było wykorzystać ciśnienie prędkości do podwyższenia sprawności teoretycznej silnika pulsacyjnego, jest pulsacyjny silnik dwuzaworowy, przedstawiony na schemacie rys. 16.



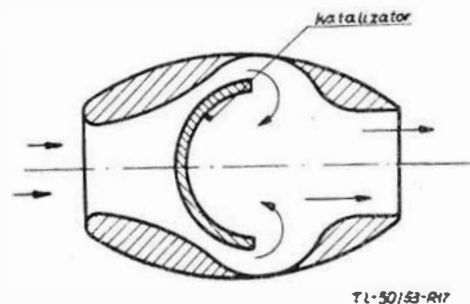
Rys. 16 — Schemat silnika pulsacyjnego dwuzaworowego

Z chwilą, gdy kończy się wypływ, zawór wylotowy (2) zostaje zamknięty, zawór wlotowy zaś otwarty. Dzięki temu powietrze atmosferyczne napelnia komorę, zostając przy tym sprężone do wysokości ciśnienia spiętrzenia. Wtedy następuje zapión i otwarcie zaworu wylotowego. Słabą stroną tego rozwiązania jest zaburzenie regulacji zjawisk falowych przez ustawienie zaworu oraz trudności z jego chłodzeniem i sterowaniem.

Wydaje się jednak możliwe zastąpienie i w tym przypadku zaworu mechanicznego przez zawór dynamiczny lub „akustyczny”.

MOŻLIWOŚCI SKRÓCENIA SILNIKA PULSACYJNEGO

Jak było już wspomniane wyżej, zbyt wielka długość i hałas ograniczają zastosowanie silnika pulsacyjnego. Są to wady, z którymi walka pójdzie najprawdopodobniej wspólną drogą.



Rys. 17 — „Ultra-dźwiękowy” silnik pulsacyjny

TL-50/53-R17

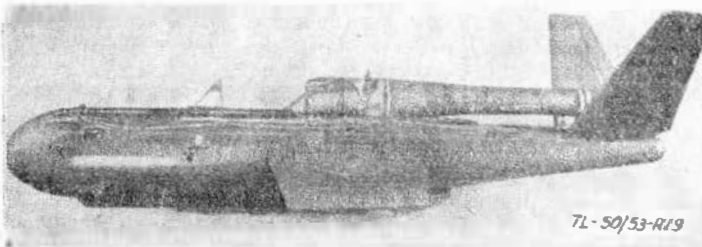
Skrócenie silnika związane jest z podwyższeniem jego częstotliwości ($\nu = \frac{c}{4L}$; ν — częstotliwość, c — prędkość dźwięku w strumieniu, L — długość silnika). Przy 17 tysiącach Hz silnik byłby już niesłyszalny. Daloby się to uzyskać jedynie przez detonacyjne spalanie odpowiednio przygotowanej przed tym



TL-50/53-R18

Rys. 18 — Pocisk latający z silnikiem pulsacyjnym. Materiał niszczący wypełnia przykadłubową część skrzydeł

mieszanki. Przygotowanie mieszanki następowałoby przez aktywizację cząstek paliwa i tlenu, wywołaną wysoką częstotliwością drgań mieszanki na skutek pracy silnika. Spalanie odbywałoby się na sferycznie ukształtowanej powierzchni (dodat-



TL-50/53-R19

Rys. 19 — Samolot-cel z silnikiem pulsacyjnym

kowe wykorzystanie efektu kumulacyjnego, podwyższającego temperaturę i prędkość strumienia gazów), pokrytej katalizatorem (rys. 17).

ZASTOSOWANIE SILNIKÓW PULSACYJNYCH

W chwili obecnej silnik pulsacyjny, poza napędem pocisków latających (rys. 18), samolotów-celi (rys. 19) oraz kilku samolotów doświadczalnych (rys. 20) i użytkowych śmigłowców (rys. 21), nie znalazł szerszego zastosowania. Wpłynęły na to omówione poprzednio wady tego silnika. Wydaje się jednak, że możliwości silnika pulsacyjnego, nawet w obecnej fazie jego rozwoju, nie są należycie wykorzystane.

Silnik pulsacyjny jako silnik startowy

Jedną z podstawowych zalet silnika pulsacyjnego, a mianowicie wytwarzanie ciągu w miejscu przy stosunkowo niskim zapotrzebowaniu paliwa (szczególnie w przypadku zastosowania poszerzonego wylotu), daje możliwość użycia go jako silnika startowego, w pierwszym rzędzie do startu szybowców (co się już powoli realizuje) oraz do startu samolotów napędzanych przy pomocy nie posiadających ciągu w miejscu silników strumieniowych.



TL-50/53-R20

Rys. 20 — Samolot doświadczalny z silnikami pulsacyjnymi

Jego wyższość w stosunku do rakiety, poza 6--10 razy mniejszym zużyciem paliwa, polega na tym, że pracować może prawie na dowolnym paliwie, nie wymagającym specjalnego przechowywania, jak np. utleniacze używane w rakietach.

Silnik pulsacyjny jako napęd śmigła

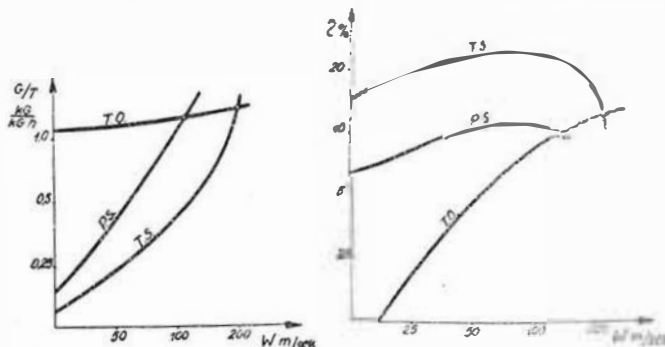
W razie zrealizowania dostatecznie krótkiego silnika pulsacyjnego o częstotliwości ultradźwiękowej można go będzie



TL-50/53-R21

Rys. 21 — Śmigłowiec z napędem silnikami pulsacyjnymi

umieścić w płaszczyźnie lub na końcu łopatek śmigła. Uzyska się w ten sposób bardzo prosty i wysokosprawny napęd, mogący mieć szerokie zastosowanie przy małych prędkościach lotu. Takie rozwiązanie spełniłoby prawdopodobnie wreszcie marzenie o takim i prostym napędzie popularnych „samolotów ludowych”.



GR53 R22

Rys. 22 — Zależność jednostkowego zużycia paliwa (G/T) i sprawności ogólnej (η) od prędkości lotu dla napędów: turbinowo-odrzutowego (T.O.) pulsacyjno-śmigłowego (O.S.) i tłokowo-śmigłowego (T.S.)

Wielkości charakterystyczne napędu pulsacyjno-śmigłowego w porównaniu z innymi napędami przedstawiają wykresy (rys. 22).

Jest to dziedzina, gdzie silnik pulsacyjny, który tak nieśmiało rozpoczął swą karierę, może się zrehabilitować.

Silnik pulsacyjny jako napęd główny

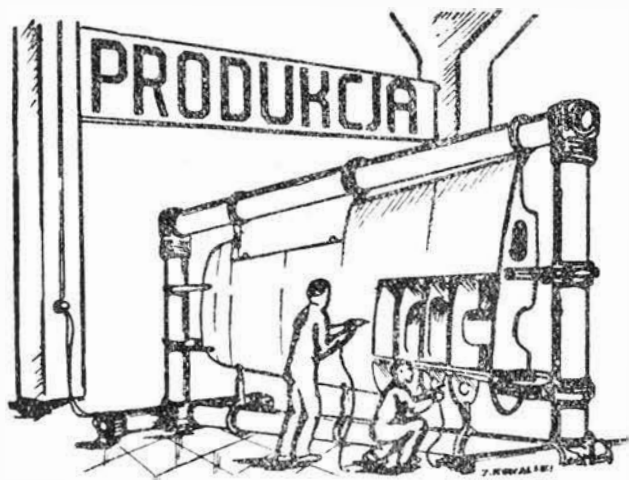
Silnik pulsacyjny w przypadku zlikwidowania jednej z jego podstawowych wad, a mianowicie spadku ciągu wraz ze wzrostem prędkości lotu, mógłby przy większych prędkościach konkurować z silnikiem strumieniowym, a przy mniejszych już nawet w swej obecnej postaci (z osłoną na wlocie) w pewnych okolicznościach nawet z silnikiem turbinowym. Będą to przypadki, gdzie o przydatności silnika zadecyduje jego cena, a nie koszt eksploatacji.

Spota lotniczych zastosowań duże możliwości znajdzie zapewne silnik pulsacyjny jako wytwornica gazu, przerabiająca pył węglowy (węgla kamiennego lub brunatnego) na gaz do napędu przemysłowych lub trakcyjnych silników spalinowych.

ZAKOŃCZENIE

Silnik pulsacyjny pozostaje nadal silnikiem przyszłości. O jego szerszym zastosowaniu w najbliższym czasie zadecyduje to, czy konstruktorzy tego silnika potrafią przeprowadzić jego rozwój w kierunku przeanalizowanych ulepszeń i czy w ogóle wszystkie te ulepszenia dadzą się wprowadzić w życie.

Artykuł wpłynął dnia 19 maja 1953 r.



Mgr inż. ZBIGNIEW OSIŃSKI

629.135.002.2:621.97-4

Metody wytwarzania dużych blaszanych elementów samolotu

Artykuł omawia metody wytwarzania dużych blaszanych elementów samolotu takich, jak np. żebra skrzydłowe, przegrody i płaszczyce zbiorników itp. Omówione są tylko metody stosowane przy produkcji dużej liczby samolotów. Szczególna uwaga zwrócona została na koszty produkcji związane z omawianymi metodami. Artykuł zawiera przykładowe opracowanie wykonania nosku żebra skrzydłowego. Dla trzech wariantów wykonania noska przeprowadzono analizę bezpośrednich kosztów produkcji.

cją jego czas. Dokładność wykonania części wpływa na ich wytrzymałość, czas trwania, a także na aerodynamiczne własności samolotu.

4. Osiągnięcie niskiego kosztu wytwarzania. Mówiąc o koszcie wytwarzania mamy na myśli koszt bezpośredni, na który składają się: koszt materiału bezpośredniego, koszt robocizny bezpośredniej i koszt oprzyrządowania. Są to te koszty, na które największy wpływ ma opracowanie procesów technologicznych. Koszty ogólne mniej zależą od obioru metody wytwarzania.

Omawiane elementy blaszane podlegają następującym procesom technologicznym:

1. Cięcie na nożycach.
2. Wiercenie otworów.
3. Wycinanie na frezarkach.
4. Cięcie na prasach przy użyciu gumy.
5. Tłoczenie na prasach przy użyciu gumy.
6. Tłoczenie na młotach opadowych.
7. Obciążanie.
8. Wykańczająca obróbka ślusarska.
9. Wykańczająca obróbka blacharska.
10. Obróbka cieplna.
11. Zabezpieczenie przed korozją.

Dokładniej omówimy w dalszym ciągu procesy od 3 do 7, a więc wycinanie na frezarkach, cięcie na prasach przy użyciu gumy, tłoczenie na prasach przy użyciu gumy, tłoczenie na młotach opadowych oraz obciążanie. Są to bowiem procesy typowe dla dużych elementów blaszanych. Zaznaczamy, że omawiamy tylko metody służące do produkowania dużej liczby samolotów, a więc przy produkcji wielkoseryjnej i masowej. Pomijamy natomiast ręczne sposoby wykonania takich części, stosowane przy produkcji prototypów i niewielkiej liczby samolotów.

Do obcinania blach stosujemy różne systemy nożyc, a więc nożyce gilotynowe, rolkowe i wibracyjne. Nożyce gilotynowe służą do cięcia materiału na części dające się łatwo ograniczyć liniami prostymi. Materiał cięty przyjmuje kształt wieloboku. Przy cięciu posługujemy się szablonami, wg których ustawia się opory umieszczone na stole gilotyny. Nożyce rolkowe i wibracyjne używa się do materiału ciętego po liniach krzywych. Cięcie odbywa się wg trasy, trasowanie zaś wykonuje się wg szablonów. Nożyce wibracyjne umożliwiają cięcie krzywych o promieniu powyżej 15 mm.

Wiercenie stosuje się przede wszystkim w celu wykonania otworów przyrządowych i ustalających. Wiercenie odbywa się na wiertarkach stołowych, czasem wiertarkami ręcznymi (elektrycznymi lub pneumatycznymi), ale najczęściej na wiertarkach promieniowych. Wiercenie odbywa się wyłącznie przy użyciu szablonów wiertniczych i przyrządów wiertniczych.

1. Wstęp

W konstrukcji nowoczesnych samolotów metalowych spotykamy się z dużą liczbą części wykonanych z blach. Zajmiemy się częściami blaszanymi o dużych wymiarach, a małej grubości blachy. Części takie posiadają wspólne cechy konstrukcyjne i wspólne metody produkcji. Do części takich zaliczymy: żebra skrzydłowe, żebra usterzeń, ścianki dźwigarów, ścianki wręg, przegrody i płaszczyce zbiorników, osłony, owiewki, części pokrycia itp. Widzimy, że części te są to ważne elementy samolotu. Toteż metody ich wytwarzania stanowią ważny problem w produkcji samolotu. Mówiąc o metodach wytwarzania, bierzemy pod uwagę procesy technologiczne występujące przy produkcji. Procesy technologiczne są częścią procesów produkcyjnych. Za procesy technologiczne uważamy takie procesy, przy których zachodzi zmiana stanu elementu produkowanego. Procesami takimi są np. tłoczenie, wycinanie, frezowanie, obróbka cieplna itp.

Opracowanie procesów technologicznych jest zadaniem technologa. Warunki, jakie ma do spełnienia technolog przy opracowaniu procesów technologicznych, są następujące:

1. Zabezpieczenie ekonomii materiału. Materiałami, z których wykonuje się omawiane elementy blaszane, są przede wszystkim stopy lekkie, a więc dural, pantal, aluminium i elektron. W mniejszych ilościach używa się także miękką stal 0012, 0016 i 0020. Stopy lekkie są to materiały drogie. Przy produkcji samolotów metalowych koszt materiału wynosi około 2/3 kosztów bezpośrednich. Fakt ten zmusza do obierania metod umożliwiających stosowanie małych nadatków technologicznych. Ma to znaczenie szczególnie wtedy, gdy liczba produkowanych samolotów jest bardzo duża (np. w okresach, kiedy względu obronności zmuszają do zwiększenia produkcji samolotów). Wówczas produkcja pochłania duże ilości drogiego i trudnego w wytwarzaniu metali lekkich. Drobne na pozór korzyści w oszczędności materiału na jednej sztuce dają duże ilości zaoszczędzonego materiału, gdy liczba samolotów produkowanych jest duża.

2. Osiągnięcie możliwie najkrótszego czasu wytwarzania części (norma czasu na sztukę). Wpływa to na obniżenie kosztów produkcji. Jednocześnie umożliwia zatrudnienie mniejszej ilości robotników lub wykonanie większej liczby sztuk przy tej samej liczbie robotników, co skraca okres produkcyjny samolotu.

3. Zapewnienie wymaganej jakości wykonania. Konieczność tego wynika ze względów technologicznych, konstrukcyjnych i eksploatacyjnych. Dokładnie wykonane części (szczególnie wykonane jako wymienne) upraszczają montaż zespołów i skra-

Wykańczająca obróbka ślusarska polega przede wszystkim na usunięciu zadziórów czyli gradowaniu po cięciu, wierceniu, frezowaniu itp. Gradowanie wykonuje się pilnikiem lub skrobakiem. Poza tym możliwe są drobne uzupełnienia obrysu zewnętrznego i wewnętrznego drogą pilowania.

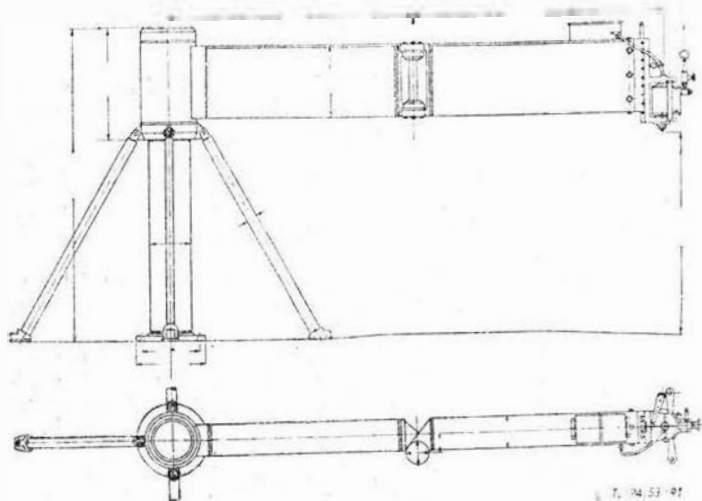
Wykańczająca obróbka blacharska polega w szczególności na usunięciu fałd powstałych po tłoczeniu. Czasem trzeba wykonać drobne uzupełnienia kształtu części, szczególnie po tłoczeniu na gumie, gdy guma nie dognie miejscowo blachy. Wykańczanie odbywa się bądź ręcznie młotkiem gumowym lub drewnianym, bądź na maszynach blacharskich, np. na maszynie do doginania systemu „Ercó”.

Obróbka cieplna sprowadza się przede wszystkim do hartowania duralu. W przypadku głębokiego tłoczenia stali stosuje się wyżarzanie. Przy większej ilości ciągów wyżarza się także między operacjami.

Jako zabezpieczenie przed korozją stosuje się anodowanie dla duralu oraz cynkowanie dla stali.

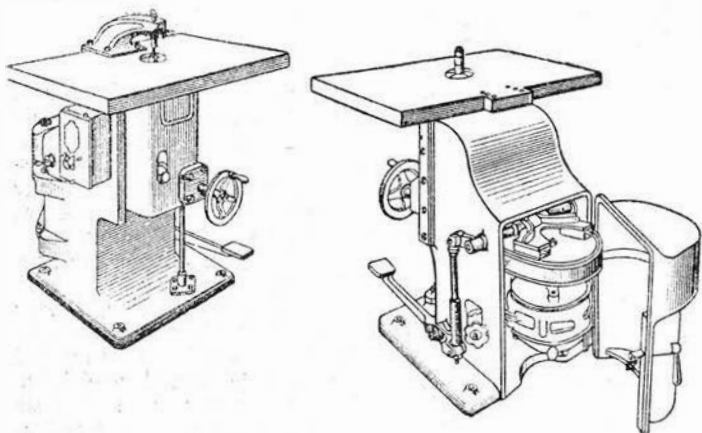
2. Wycinanie na frezarkach

Do tego celu używa się frezarek promieniowych i stołowych. Konstrukcja frezarki promieniowej jest prosta (rys. 1). Na kolumnie umieszczony jest wysięgnik, który może się obracać dookoła niej. Wysięgnik składa się z dwóch przegubowo połączonych członów.



Rys. 1 — Frezarka promieniowa

Na końcu wysięgnika znajduje się wrzeciono napędzane zwykle za pomocą turbinki pneumatycznej. Liczba obrotów wrzeciona wynosi wtedy 22 000 obr./min. Konstrukcja umożliwia poruszanie głowicy w płaszczyźnie poziomej w dowolnym kierunku w polu wysięgnika. W analogiczny sposób skonstruowane są wiertarki promieniowe współpracujące zwykle z frezarkami.

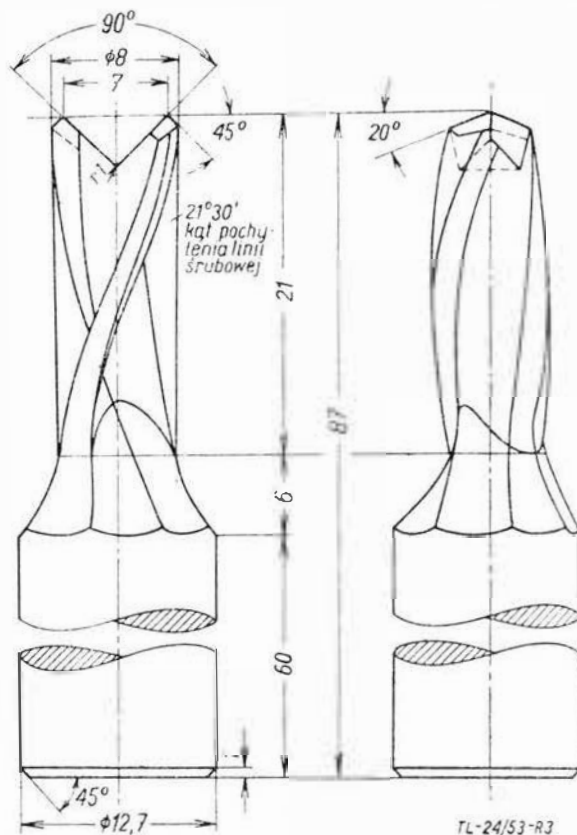


Rys. 2 — Frezarki pionowe stołowe

Frezarka pionowa stołowa przedstawiona jest na rys. 2. Pod stołem umieszczony jest silnik elektryczny, napędzający wrzeciono frezarki, które może posiadać do 16 000 obr./min. Umieszczony na stole wysięgnik służy do zamocowania oporu. Stosuje się także wiertarki stołowe z górnym położeniem wrzeciona. Korpus takiej frezarki ma kształt litery G. Wrzeciono umieszczone ponad stołem napędzane jest zazwyczaj przez turbinkę pneumatyczną (22 000 obr./min.).

Do wycinania blach stosuje się frez palcowy. Średnica freza wynosi 8 mm. Jego konstrukcja jest przedstawiona na rys. 3.

Frezowanie odbywa się przy użyciu szablonów. Szablony wykonane są ze szkłki grubości 18 do 20 mm. Obrys szablonu jest mniejszy od obrysu części o połowę różnicy średnic: trzpienia freza i części skrawającej freza (dla freza z rys. 3 będzie: $\frac{1}{2} (12,7 - 8) = 2,35$). Frezuje się blachy w paczkach

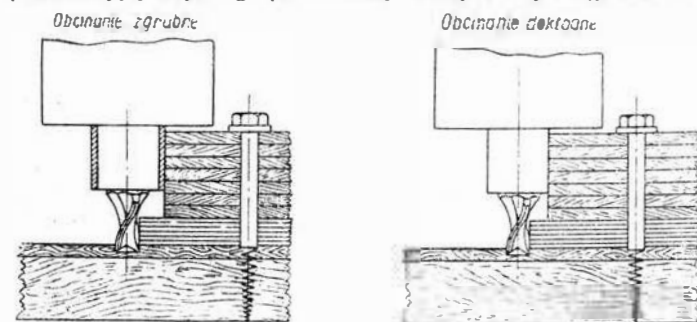


Rys. 3 — Frez palcowy (do cięcia blach)

o grubości 10 do 12 mm. Szablon z paczką blach jest przymocowany do stołu za pomocą śrub. Robotnik, trzymając obręcz głowicy frezarki, obwodzi nią obrys części dociskając trzpieniem freza do szablonu. Frezowanie obrysu przeprowadza się dwukrotnie. Pierwsze frezowanie jest zgrubne. Nadmiar materiału pozostający do usunięcia przez obróbkę wykańczającą wynosi 0,8 mm.

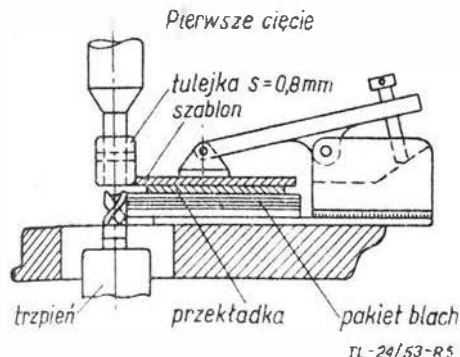
Uzyskuje się go przez nałożenie na trzpień freza o grubości ścianki równej 0,8 mm. Obróbka wykańczająca odbywa się w drugim przejściu po zdjęciu tej tulejki (patrz rys. 4).

Posuw przy pierwszym zgrubnym przejściu wynosi 300 do 400 mm/min, przy drugim wykańczającym 1,5 do 2 mm/min. Plan obróbki przy wycinaniu paczki blach na frezarce wygląda zwykle następująco: 1. Ułożyć paczkę arkuszy blach na stole. 2. Nałożyć i zamocować zaciskami szablon cięcia arkusza (wstępny szablon wierniczy) i wiercić otwory służące do skręcenia paczki blach z wiertniczymi szablonami. Często jest to szablon cięcia, przewidujący cięcie grupowe różnych części z jednego arkusza,



Rys. 4 — Frezowanie pakietu blach zgrubne i wykańczające

stosowane w celu większego wyzyskania materialu. 3. Nalożyć właściwe szablony wiertnicze, zamocować śrubami z paczką i wiercić wszystkie otwory technologiczne. 4. Zdjąć szablony wiertnicze a nalożyć frezarskie i zamocować paczkę z szablonami na stole. 5. Frezować z grubą obrzeży części wg szablonu (szablonów). 6. Zdjąć tulejkę dystansową i frezować dokładnie. 7. Zdjąć szablony i części, usunąć odpadki. 8. Ogradować.



Rys. 5 — Frezowanie paczki blach na frezarce stołowej

Na frezarce stołowej praca wygląda nieco inaczej. Blachy układamy na specjalnej podstawie. Na wierzch kładziemy szablony i przyciskamy specjalnym przyciskiem. Frezowanie prowadzimy przesuwając podstawę z blachami po stole (rys. 5). Obrzeży szablonu dociskamy do trzciny, umieszczonego w górnym wysięgniku, współosiowo z frezem. Ponieważ trzcina ten ma średnicę równą średnicy freza, więc szablony posiadają w tym przypadku obrzeży zgodny z obrzeży części. Dzięki temu stosujemy czasem do frezowania te same szablony co i do wiercenia.

Poza wycinaniem blach stosuje się frezarki do obróbki wykończającej po cięciu i tłoczeniu na prasach. Tak więc po cięciu na gumie wykańcza się obrzeży części przez frezowanie (naddatek 0,8 mm). Po tłoczeniu na prasach i młotach opadowych obcina się nadmiar materialu przy użyciu frezów tarczowych.

Metoda wycinania frezowaniem posiada następujące zalety:

1. Daje możliwość dużej ekonomii materialu. Nadmiar materialu na obróbkę jest równy około połowy średnicy freza (4 mm).

2. Nie wymaga skomplikowanych przyrządów.

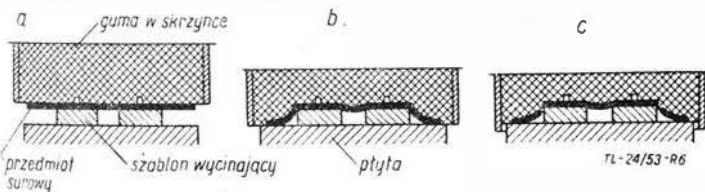
3. Zapewnia dokładną obróbkę i dobry stan powierzchni obrabianej.

Wadą jego w stosunku do wycinania na prasach jest większy koszt roboczy, gdyż frezowanie pochłania więcej czasu niż cięcie na prasach.

3. Cięcie na prasach przy użyciu gumy

Użycie pras do cięcia dużych elementów z blachy jest możliwe tylko przy zastosowaniu gumy. Najważniejszym czynnikiem decydującym o tej możliwości jest prostota wykrojnika. Wykrojnik do cięcia na gumie jest to bowiem zwykła płyta z ostrymi brzegami. Jeżeli płytę tę będziemy uważali za stempel, to matrycą będzie blok gumy o kształcie prostokątnym, jednakowy dla różnych części. Stempel posiada obrzeży zgodny z obrzeży części wycinanej.

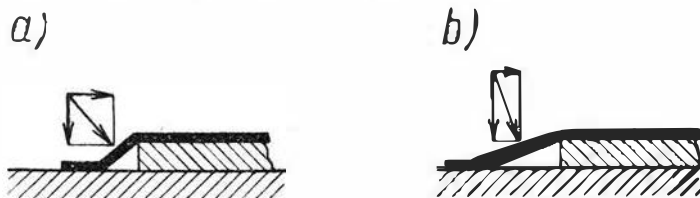
Sposób cięcia jest następujący: stempel układamy na stole prasy. Na stempel zakładamy material z odpowiednim nadmiarem. Material ustala się przy pomocy kółków umieszczonych w stemple. Blok gumy umieszczony jest na tłoku prasy. Gdy tłok idzie na dół, guma naciska na blachę. Brzozy blachy zostają dogięte i opierają się o płytę prasy (rys. 6). Guma,



Rys. 6 — Przebieg cięcia na gumie

dociskając dalej, powoduje zerwanie się blachy na ostrej krawędzi stempla. Nacisk potrzebny do zerwania blachy jest uzyskiwany przez wytworzenie w gumie ciśnienia. Blok gumowy może być swobodny lub zamknięty w skrzyni. Guma swobodna pracuje gorzej, gdyż ciśnienie w tym kierunku jest nieduże. Guma bowiem ma możność rozszerzania się w tym kierunku. Lepiej pracuje guma zamknięta w skrzyni. Ciśnienia w tej gumie rozchodzą się w przybliżeniu jak w cieczy. Ciśnienie jest

więc mniej więcej jednakowe we wszystkich kierunkach. Przeważnie używa się gumy zamkniętej w skrzyni.

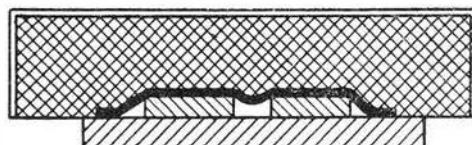


TL-24/53-R7

Rys. 7 — Wpływ wielkości obrzeży blachy na rozkład nacisku gumy

Dla prawidłowego wycinania ważne znaczenie posiada grubość stempla. Przy małej grubości blacha nie zostanie zerwana. Minimalna grubość stempla wynosi 4- do 5-krotną grubość blachy. Wielkość nacisku potrzebna do obcięcia zależy od grubości szablonu. Im większa grubość tym mniejszy nacisk jest potrzebny. Zwiększenie grubości stempla powiększa jednak wymiary obrzeży materialu, a co za tym idzie — zwiększa straty w materiale. Optymalne warunki daje pod tym względem stosowana zwykle grubość 10 mm.

Prawidłowe cięcie zależy od wielkości obrzeży. Jak widać z rys. 7, przy małym obrzeży duża jest pozioma składowa nacisku. Składowa ta nie pomaga w obcięciu, a powoduje dociskanie blachy do stempla. Składowa pionowa, która powoduje



TL-24/53-R8

Rys. 8 — Cięcie blachy między dwoma stemplami

obcinanie blachy, jest mała. Jeżeli zwiększymy nadmiar, to składowa pionowa powiększa się i ułatwia obcinanie blachy. Oczywiście, nadmiar materialu nie jest korzystny ze względów ekonomicznych. Minimalny wymiar obrzeży wynosi półtorę grubości stempla. Zwykle stosuje się nadmiar nieco większy, równy 20 do 35 mm (przy grubości stempla 10 mm). Łatwiej zachodzi obcięcie blachy pomiędzy dwoma stemplami (rys. 8).



Rys. 9 — Stempel oporowy

Uzyskuje się tu nacisk zupełnie pionowy. Wielkość obrzeży (rozstawienie stempli) może być mniejsza i wynosi 10 do 15 mm. W celu zmniejszenia obrzeży stosuje się dodatkowe stemple oporowe. Jak działa taki stempel, widać na rys. 9.

Trzecim wreszcie czynnikiem wpływającym na cięcie jest wielkość siły tnącej. Siła ta jest zależna od powierzchni ściśniętej gumy i od ciśnienia w gumie.

$$P = F \cdot q$$

Wielkość ciśnienia q koniecznego do wycięcia blachy zależy od jej rodzaju i grubości. Wielkość ta jest wyznaczana doświadczalnie. Na przykład dla duralu wyzarzonego wynosi ona wg poniższej tabeli:

Grubość materialu mm	0,5	0,6	0,8	1,0	1,3
Ciśnienie q kG/cm ²	54,5	70	82	104	130

Zwykle nie obliczamy siły tnącej, ale sprawdzamy ciśnienie, jakie może nam dać prasa

$$q = \frac{P}{F}$$

P oznacza nacisk prasy. Przeważnie stosuje się ciśnienie około 100 kG/cm². Podajemy w następującej tabelce minimalne wielkości otworów, jakie można wyciąć przy zastosowaniu tego ciśnienia.

Stemple do cięcia są wykonywane z blachy stalowej o grubości 10 mm. Stosujemy na ogół zwykłą stal handlową (M34). Jeżeli mamy wyciąć bardzo dużą ilość sztuk i chodzi o długą

trwałość stempla, wtedy stosujemy także twardsze stale stopowe lub węglowe. Np. stal chromowo-manganową i chromowo-manganowo-krzemową, a czasem stal narzędziową. Wykonanie stempli odbywa się następująco: Wycinamy blachę palnikiem, a następnie wykonujemy obrys przez frezowanie i pilowanie.

Grubość materiału mm	Minimalny wymiar otworu D mm	Minimalna długość boku trójkąta a mm	Minimalny promień zaokrąglenia r mm	Minimalny bok kwadratu a mm	Minimalny promień zaokrąglenia r mm
0,5	20	28	3	30	3
0,8	30	38	4	40	4
1,0	40	52	5	50	5
1,2	50	76	6	75	6

Duże stemple dla zmniejszenia ciężaru wykonuje się składane. Płyta duralowa lub z drewna utwardzonego znitowana jest z blachą stalową o grubości 2 mm.

Tnąca krawędź szablonu ma zaostrenie o kącie 84° do 90° . Zwykle stosujemy 90° , gdyż zaostrenie w małym stopniu wpływa na wielkość siły tnącej, a wykonanie krawędzi z kątem 90° jest tańsze. Stempel zaopatrzonej jest w dwa kołki ustalające (zwykle $\Phi 2,5$ mm). Przy cięciu często wybijamy na blasze punkty pod wiercenie otworów. Służą do tego zaostrene kolki (patrz rys. 10). Guma stosowana do cięcia posiada wytrzymałość na rozierwanie 60 do 80 kg/cm^2 i twardość 65 do 70° Szora. Waniwa gumy wynosić powinna 4 do 5 grubości stempla. Jeżeli chodzi o proces technologiczny, to składa się on z wycięcia materiału na gilotynie, wiercenia otworów ustalających, cięcia na prasie i frezowania wykańczającego.



Rys. 10 — Ustawienie kolków na stemplu

TL-24/53-R10

Cięcie na gumie stosuje się do blach ze stopów aluminiowych o grubości do 1,5 mm i do blach stalowych o grubości do 0,8 mm. Blach elektronowych nie tnę się gumą, ponieważ się rwą. Można także stosować cięcie do blach grubszych od półtora mm. Da się to osiągnąć przez zastosowanie wyższego ciśnienia gumy, a mianowicie 200 do 300 kg/cm^2 .

Cięcie na gumie ma następujące zalety:

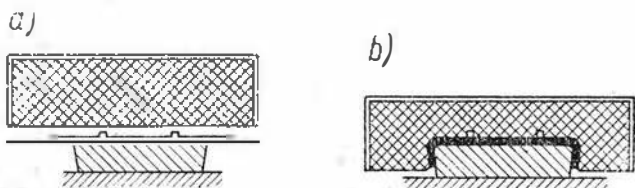
1. prostota procesu technologicznego,
2. łatwość i szybkość wykonania,
3. prostota i taniość przyrządów.

Wadami natomiast są:

1. konieczność stosowania dużego nadmiaru materiałów,
2. niezbyt czysta powierzchnia cięcia zmuszająca do obróbki wykańczającej przez frezowanie.

4. Tłoczenie przy użyciu gumy

Proces tłoczenia na gumie podobny jest do procesu cięcia. Stempel stanowi tu płyta o obrysie zgodnym z obrysem części.



Rys. 11 — Tłoczenie przy użyciu gumy

Krawędzie płyty nie są ostre, ale posiadają zaokrąglenia o promieniu równym promieniowi gięcia blachy. Przebieg tłoczenia obrazuje rysunek 11. Guma, naciskając na blachę, dogina ją do

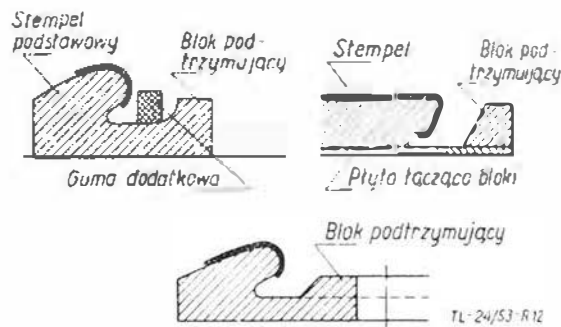
powierzchni stempla. Widzimy więc, że system ten nadaje się do zginania blachy i niegłębiego tłoczenia. Przykłady prac wykonywanych w ten sposób: usztywnianie otworów uleniowych, rowki usztywniające (zygi), półki na krzywoliniowych obrysach części itp.

Stemple wykonuje się ze stali, drewna utwardzonego, tekstu litu lub stopów cynkowych. Mniejsze stemple wykonuje się z blachy stalowej. Blachę wycina się palnikiem i obrabia następnie przez frezowanie i pilowanie. Więk. ze stemple wykonuje się z drewna utwardzonego lub tekstolitu. Są one tańsze i lżejsze. Stemple o kształcie bardziej złożonym odlewa się ze stopów cynku. Do odlewania stosuje się modele gipsowe. Stemple takie są jednak ciężkie i odznaczają się małą trwałością. O wysokości stempla decyduje wysokość zginanych półek. Zwykle dla półek o wysokości do 20 mm stosujemy wysokość stempla większą od 3 do 6,5 mm od wysokości półki. Dla półek wyższych od 20 mm stosujemy stemple o wysokości o 12 do 15 mm większej. Zginane półki odprężają się po zagięciu. Należy więc zaginać o kąt większy od nominalnego. Toteż bocznym powierzchniom stempli nadaje się pochylenie większe odżądanego pochylenia półki o kąt odprężenia blachy. Dla duralu wyżarzonego wielkość tego kąta podaje poniższa tabelka.

Grubość materiału mm	0,6	0,8	1,0	1,3
Kąt odprężenia ϕ°	1-1,5	1,5-2,0	2,0-3,0	3,0-4,0

Kąt pochylenia półki sprawdza się na pierwszej próbnej sztuce i odpowiednio koryguje.

Pewną trudność sprawia zagięcie blachy pod kątem większym od 90° . Takie zagięcia wykonuje się przy pomocy dodat-

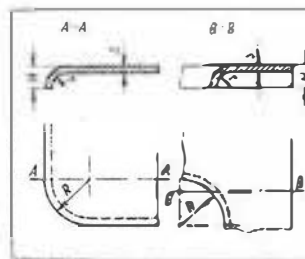


Rys. 12 — Zastosowanie stempli oporowych

kowych stempli oporowych. Stemple takie, jak widać z rys. 12, utrzymują gumę i nie pozwalają rozejść się jej na bok. Dzięki temu zwiększają one ciśnienie w miejscu większego zagięcia. Czasem dla zwiększenia ciśnienia układamy w takich miejscach dodatkowe kawałki gumy.

Jednocześnie z tłoczeniem można wykonać wycinanie otworów. W tym celu stosujemy stemple kombinowane, które umożli-

Grubość materiału S mm	Najmniejszy promień R mm	Uwaga
0,5	8	$H \leq \frac{1}{4} B$
0,6	10	
0,8	12	$C \geq 2 B$
1,0	12	$r \geq 2 S$

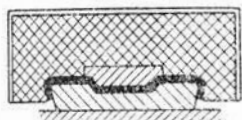


Promień zaokrąglenia R mm	Wysokość półki H
20 ÷ 50	$r + S$
> 50	0,1 R

wiają cięcie i tłoczenie. Konstrukcję takich stempli poznamy z rys. 13. W miejscach wycięcia otworów wstawiamy stalowy nóż, który może mieć formę tulejki lub płytki z ostrymi krawędziami.

Przy tłoczeniu głębokim lub przy tłoczeniu blach grubych istnieje trudność dościsnięcia blachy gumą do stempla, a więc i uzyskania dokładnego kształtu części. W takich przypadkach stosujemy dodatkowe stemple miejscowe. Są one odlane z ołowiu. Układają się one na blasze w miejscach większych wgłębień blachy. Pod naciskiem gumy stemple te dociskają blachę do właściwego siempla, nadając jej prawidłowy kształt. Do tłoczenia używa się tej samej gumy co do cięcia. Grubość gumy powinna wynosić od 4 do 5 grubości stempla.

Graniczne wartości głębokości tłoczenia, wysokości półek i promieni gięcia, uzyskiwanych metodą tłoczenia na gumie, są określone doświadczalnie. W tabelkach zamieszczonych na str. 168 podajemy dane dla rowków usztywniających („zyg”), oraz dla półek odginanych na krzywoliniowych obrysach blach.



TL-24/53-R16

Rys. 14 — Zastosowanie stempla miejscowego

Jeżeli część tłoczona będzie posiadała półkę o wymiarach większych jak podane w tabeli, to gumą nie wytłoczy jej dokładnie. W przypadku krzywizny wypukłej na półce powstaną faldy. Możemy taką część wytłoczyć gumą, ale po tłoczeniu konieczna jest jeszcze ręczna obróbka wykańczająca. W przypadku krzywizny wklęsłej materiał półki ulegnie rozerwaniu. Można taką półkę wykonać dwoma sposobami. Pierwszy to tłoczenie dwukrotne, przy czym za pierwszym tłoczeniem półkę zagina się nie całkowicie. Pomiędzy pierwszym a drugim tłoczeniem materiał należy wyżarzać. Drugi sposób polega na tłoczeniu niepełnym i dogięciu półki ręcznie.

Reasumując, tłoczenie na gumie ma następujące zalety:

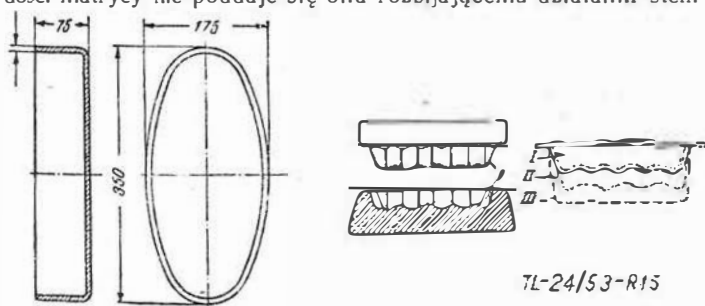
1. prostota oprzyrządowania,
2. prostota procesu technologicznego,
3. krótki czas wykonania części.

Może ona być zastosowana jedynie do niegłębokiego tłoczenia i zaginania niewysokich półek.

Do cięcia i tłoczenia na gumie stosuje się prasy hydrauliczne lub ciernie gwintowe. Nie można stosować pras mimośrodowych, gdyż odbiór gumy mógłby doprowadzić do uszkodzenia prasy. Stosowane są prasy o wysokim nacisku od 500 do 5000 t. Duże prasy są zwykle zaopatrzone w kilka podajników. Na podajnikach umieszcza się stemple. Podajniki podsuwają się pod prasę kolejno. W ten sposób w czasie tłoczenia jednej części na innych podajnikach zdejmują się części gotowe i zakłada materiał.

5. Tłoczenie na młotach opadowych

Duże blaszane części tłoczy się na młotach opadowych pneumatycznych i linowych. Najczęściej stosuje się do tłoczenia cynkowe matryce i ołowiane stemple. Metale te stosuje się przede wszystkim dzięki łatwości odlania i niskiej temperaturze lania. Różnica tych temperatur (cynk 419,4°C, a 326°C ołów) umożliwia odlanie stempla ołowianego wprost na cynkowej matrycy. Łatwa obrabialność tych metali upraszcza wykończenie matrycy i stempla. Metale te nie podlegają korozji. Dzięki większej twardości matrycy nie poddaje się ona rozbijającemu działaniu stempla.



TL-24/53-R15

Rys. 15 — Tłoczenie w wytlocznikach pośrednich

pla i zachowuje dokładność wymiarów. Zużyte wytloczniki można stopić i odlać ponownie.

Cynkowo-olwiane wytloczniki mają szereg wad, ograniczających ich zastosowanie, a mianowicie:

1. Mała trwałość stempli. Znoszą one przy tłoczeniu duralu 400 do 800 części, przy tłoczeniu stali 100 do 200 części.
2. Wysoka cena ołowiu i cynku.
3. Szkodliwość ołowiu dla zdrowia (przy odlewaniu i obróbce).

4. Duży ciężar wytlocznika dochodzący do 1 tony.

Jeżeli chodzi o metody tłoczenia, rozróżniamy:

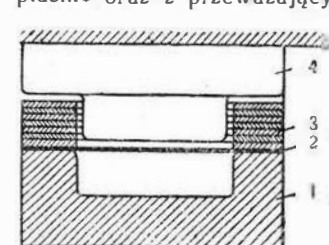
1. Wytłaczanie, tzn. tłoczenie części wypukłością do dołu. Tak tłoczmy części duże, głęboko tłoczone.
2. Obciąganie — to znaczy tłoczenie części wypukłością do góry. W ten sposób tłoczy się części bardziej płaskie, z przewagą zaginania nad tłoczeniem.

Tłoczenie można przeprowadzić w jednym wytloczniku albo w kilku wytlocznikach pośrednich. Wytloczniki pośrednie stosuje się do części głęboko tłoczonych i o skomplikowanym kształcie (rys. 15).

Zastosowanie wytloczników pośrednich skraca czas wykonania części dzięki zmniejszeniu ilości uderzeń. Można użyć do pracy pracowników o niższych kwalifikacjach. Znacznie zmniejsza się czas na wykończenie części. Wytloczniki mniej się zużywają, a części wykonane są dokładniejsze.

Tłoczeniem w jednym wytloczniku można wykonać także nawet bardzo złożone części. Wymaga to jednak użycia do pracy wyżej kwalifikowanego pracownika i większej straty czasu.

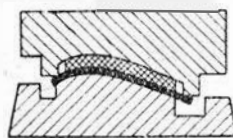
Tłoczenie w jednym wytloczniku przeprowadza się trzema metodami. Można tłoczyć z przekładkami gumowymi, sklejkowymi i bez przekładek. Bez przekładek tłoczy się części bardziej płaskie oraz z przeważającym zaginaniem.



TL-24/53-R16

Rys. 16 — Tłoczenie z podkładkami sklejkowymi
1 — matryca, 2 — arkusz przycięty, 3 — ramki sklejkowe, 4 — stempel

Jeżeli część posiada górne obrzeża w jednej płaszczyźnie, to stosujemy tłoczenie z przekładkami sklejkowymi. Na matryce układa się przekładki w kształcie pierścienia o obrysie zewnętrznym, zgodnym z obrysem materiału, a wewnętrznym — zgodnym z obrysem części (rys. 16). Podkładki uniemożliwiają głębokie wsunięcie się stempla do matrycy. Uderzając powoduje się lekkie zagłębienie materiału. Następnie zdejmujemy kolejno podkładki i uderza za każdym razem, powodując oraz większe wytłoczenie. Podkładki spełniają jeszcze drugą rolę, a mianowicie dociskają brzeg materiału, utrudniając tworzenie się fald. Co pewien czas trzeba zdjąć wszystkie podkładki i ręcznie, drewnianym lub gumowym młotkiem, rozprowadzić tworzące się faldy. Po wytłoczeniu stosuje się jedno lub dwa uderzenia kalibrujące, bez podkładek.



TL-24/53-R17

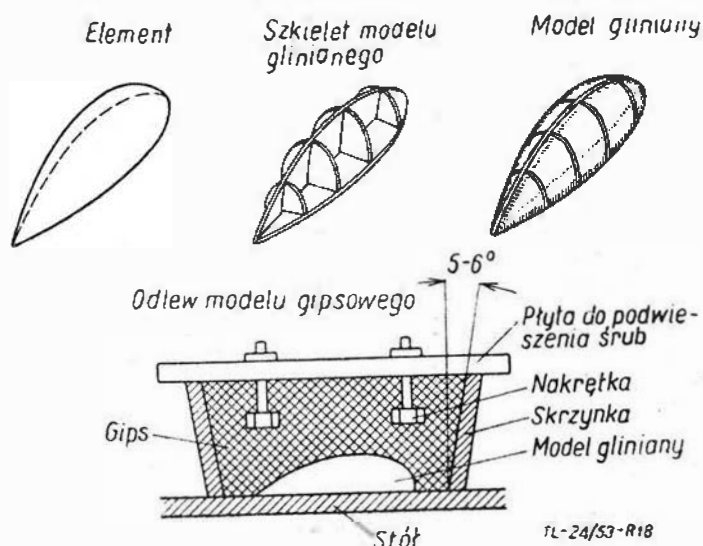
Rys. 17 — Zastosowanie podkładki gumowej dla uniknięcia powstawania fald

W podobnym celu jak podkładki sklejkowe stosuje się podkładki gumowe. Jeżeli podkładkę położymy wewnątrz matrycy, to ogranicza ona ruch stempla, umożliwiając tłoczenie przez szereg kolejnych uderzeń. Guma położona na krawędziach blachy zapobiega utworzeniu się fald i także ogranicza ruch stempla. Przy tłoczeniu wypukłych części (tłoczenie przez obciąganie) guma położona na wypukłej części zapobiega tworzeniu się na niej fald (rys. 17). Guma umożliwia także zwiększenie nacisków w miejscach, które trudniej się tłoczą i ułatwia w ten sposób nadanie im pożądanego kształtu.

Na podkładki stosuje się gumę różnej twardości, zależnie od potrzeby.

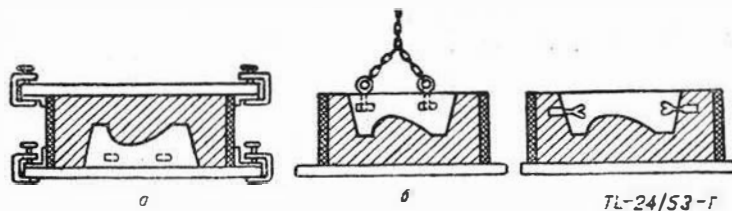
Tłoczenie na młotach jest na ogół procesem trudnym i wymaga wykwalifikowanych pracowników. Konieczna jest uzupełniająca ręczna obróbka. Polega ona przede wszystkim na usuwaniu fald przy pomocy gumowego lub drewnianego młotka. Przy głębokich tłoczeniach konieczne jest międzyoperacyjne żarzenie lub hartowanie duralu. Zwykle ostatnie hartowanie stosujemy przed ostatnimi kalibrującymi uderzeniami młota. W ten sposób usuwa się powstające przy hartowaniu zniekształcenia kształtu blachy.

Sposób wykonywania wytloczników jest następujący: Do odlania matrycy trzeba wykonać model. Modele takie są gipsowe



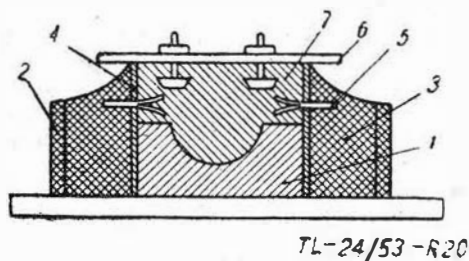
Rys. 18 — Wykonanie modelu glinianego i odlanie modelu gipsowego

lub drewniane. Drewniane używane są rzadko, gdyż są droższe. Modele gipsowe wykonuje się przez odlanie w ziemi. Do formowania używa się z kolei modelu z gliny. Sposób wykonania modelu z gliny i odlania modelu gipsowego widoczny jest na rys. 18. Wykonuje się szkielet modelu z drewna i zapenia się



Rys. 19 — Przygotowanie formy do odlania matrycy

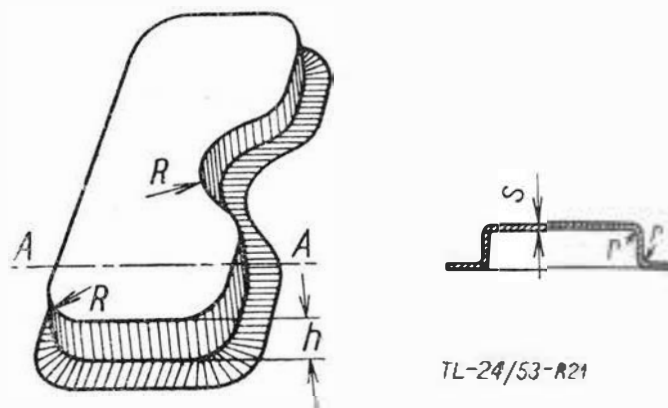
go gliną. Model gliniany ustawia się w skrzyni i zalewa gipsem. Odlany model gipsowy poddaje się obróbce wykańczającej. Przy obróbce sprawdza się kształt modelu szablonami. Dla uwzględnienia skurczu metalu wykonuje się model o wymiarach o 1 do 1,5% większych od nominalnych. Model gipsowy formuje się w ziemi w celu odlania matrycy (rys. 19). Po zaformowaniu, odwróceniu skrzyni, wyjęciu modelu i ustawieniu w formie kółków do podnoszenia matrycy, odlewa się matrycę z cynku. Matrycę wykańcza się obróbką ręczną, po czym formuje się, jak pokazano na rys. 20 w celu odlania stempła. W stempel zalewa się kolki do podnoszenia oraz śruby do mocowania na młocie. Odlany stempel poddaje się obróbce wykańczającej.

Rys. 20 — Sposób odlania stempła
1 — matryca, 2 — skrzynka, 3 — ziemia formierska, 4 — skleпка, 5 — uchwyty do transportu, 6 — szablony do ustawiania śrub, 7 — ołów

Wytloczniki cynkowo-olowane są ciężkie i mocowanie ich na młocie jest trudne. Zakłada się je na młot zwykle przy użyciu dźwignów. Stempel mocuje się do baby młota przy pomocy śrub. Jeżeli powierzchnia nie przylega do powierzchni „baby”, to na stempel nalewa się roztopiony ołów w celu wypełnienia szczeliny między stemplem a „babą”. Matryce ustawia się na płycie młota i unieruchamia zwykle przez zalanie ołowiem. (Naokoło matrycy warstwa ołowiu o grubości 20 do 25 mm). Bardzo ciężkie matryce nie wymagają mocowania.

Metoda tłoczenia na młotach jest stosowana w produkcji samolotów szczególnie dzięki łatwości wykonania głębszego tłoczenia i zaginania w kilku kierunkach. Umożliwia to sposób przebiegu procesu tłoczenia, w którym, jak wiemy, zależnie od potrzeby można uzyskać uderzenia o różnej szybkości i różnej sile. W porównaniu z tłoczeniem na prasach metoda ta ma poważną przewagę, którą jest mniejszy koszt wytlocznika. Następną zaletą jest mniejszy koszt młota i jego eksploatacji. Wadą natomiast jest konieczność użycia bardziej wykwalifikowanych

robotników niż na prasach. Czas wykonania części jest kilka razy (czasem kilkunastokrotnie) większy na młocie opadu niż na prasie.

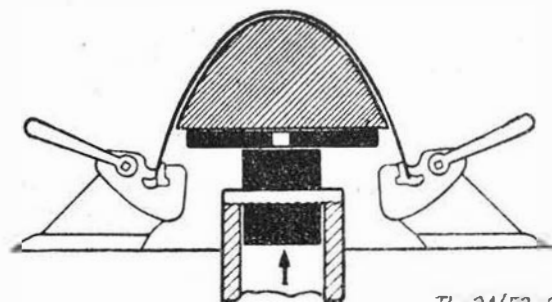


Rys. 21 — Minimalne wymiary promieni dla części tłoczonych na młocie

Aby daną część można było wytłoczyć na młocie, muszą być zachowane określone wartości promieni zaokrągleń w stosunku do grubości blachy. I tak promień zagięcia blachy powinien być nie mniejszy od 5 — 6 grubości blachy. Promień krzywizny obrysu części nie może być mniejszy od 10 grubości blachy. Wysokość półki na zakrzywionym obrysie nie może być większa od 10 promieni krzywizny obrysu (rys. 21).

6. Obciąganie

Sposób uzyskiwania przestrzennych kształtów dużych części przez obciąganie wskazany jest na rys. 22. Arkusz blachy jest zaciśnięty brzegami w zaciskach maszyny. Ustawiony w maszynie model drewniany lub odlany ze stopów cynkowych jest wypychany tłokiem prasy hydraulicznej. Naciąga on blachę, która przy tym wytłacza się i przyjmuje kształt modelu. Praca może być też prowadzona przy nieruchomym modelu. Wtedy prasa ciągnie za brzegi blachy. W czasie obciągania, dla ułatwienia płynięcia materiału, klepie się materiał drewnianym młotkiem.



Rys. 22 — Obciąganie

Obciąganie jest metodą nadającą się do wykonywania części bardzo dużych. Wymaga ono, dużych nadmiarów na chwycenie blachy, opłaca się to więc przy dużych częściach, gdzie nadatek stanowi nieduży procent materiału. Dobrze obciągają się części wydłużone, które zginają się w dwóch kierunkach. Promień gięcia w płaszczyźnie podłużnej jest duży, a w płaszczyźnie krótszego boku — mały. Do takich części należą owiewki skrzydła, noski stateczników, części pokrycia kadłuba, części pierścienia NACA, połówki zawieszonych zbiorników skrzydłowych itp.

7. Przykład

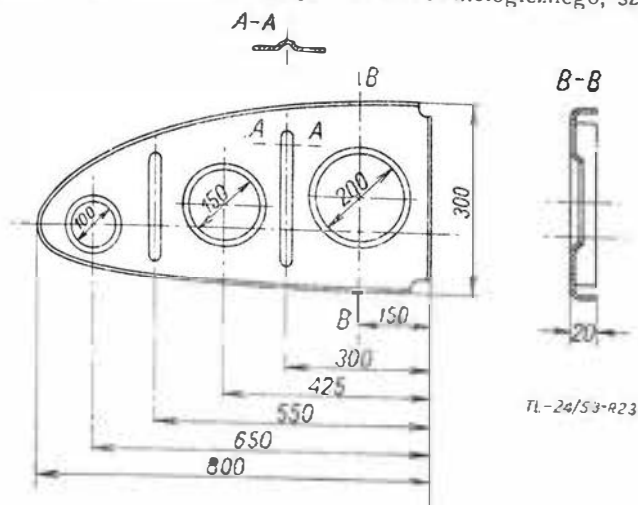
Opracowując technologię wytwarzania części, technolog dąży do spełnienia warunków wymienionych we wstępie, a prowadzących się do uzyskania najniższego kosztu wytwarzania. Przebieg pracy jest następujący:

1. Ustalenie planu obróbki;
2. Ustalenie wymiarów i kształtów materiału (naddatków na obróbkę) w kolejnych operacjach;
3. Określenie rodzajów przyrządów i narzędzi;
4. Ustalenie norm czasowych;
5. Analiza kosztów wytwarzania.

Opracowanie technologiczne ułatwione jest przez przygotowanie typowych procesów technologicznych. Na podstawie doświadczeń fabryki biuro głównego technologa opracowuje typowe procesy technologiczne. Opracowania te dotyczą elementar-

nych procesów technologicznych. Technolog dobiera opracowania pasujące do jego planu obróbki i przystosowuje je do danej części.

Każdą część można wykonać różnymi metodami. Opierając się na doświadczeniu oraz danych biura technologicznego, szcze-



Rys. 23 — Nosek żeberka skrzydłowego

gólnie przy pomocy opracowań typowych, technolog obiera metodę, zapewniającą najniższy koszt wytwarzania. Wybór metody poza innymi czynnikami zależy od ilościowego planu produkcji. Im większa liczba sztuk ma być wyprodukowana, tym kwe-

Tabela VI. Plan obróbki noska żebra skrzydłowego. Wariant I.

Nr oper.	Szkic	Treść	Stano- wisko	Przy- rządy	Narzę- dzia	Czas przyg.	Czas rob. na szt.
1		Trasować obrys części wg szablonu	Stół traserski	szablon	rysik	0,5	0,05
2		Wyciąć ma- teriał wg trasy	nożyce rolkowe			0,5	0,20
3		Ogradować			piłnik	0,5	0,10
4		Hartować	wanna saletro- wa				
5		Tłoczyć	młot opado- wy	wytłocz- nik cyn- kowo- ołowiowy	młotek gumowy	0,5	0,30
6		Obciąć nad- miar materiału	frezarka pionowa		frez tarczowy	1,0	0,15
7		Ogradować			piłnik	0,5	0,10
8		Wyciąć otwory ulżeniowe	prasa minio- środowa	wykroi- niko- wytłocz- niki Ø 200, Ø 150 i Ø 100		6,0	0,06
9		Ogradować			piłnik	0,5	0,10
Razem:						25,5	1,06

Tabela VII. Plan obróbki noska żebra skrzydłowego. Wariant II.

Nr oper.	Szkic	Treść	Stano- wisko	Przy- rządy	Narzę- dzia	Czas przyg.	Czas rob. na szt.
1		Ciąć na no- życach gilo- tynowych.	Nożyce giloty- nowe	szablon		0,5	0,04
2		Wiercić ot- wory przy- rządowe po 10 blach wspólnie	Wiertar- ka pro- mienio- wa	szablon wiertni- czy	wiertło Ø 2,5	0,5	0,01
3		Ogradować	warsztat ślusarki		piłnik	0,5	0,15
4		Wyciąć ob- rys i otwory ulżeniowe na prase przy użyciu gumy	prasa hydrau- liczna 5000 T	wykroi- nik do cięcia na gumie		4,0	0,02
5		Obrobić nad- miar 0,8 mm przez frezowanie w paczach po 10 części	frezarka pionowa		frez Ø 50 z dwoma podkład- kami przewo- dzącymi	1,0	0,03
6		Hartować	wanna saletro- wa				
7		Tłoczyć pół- ki i rowki u- szywniające i obrzeża otworów	prasa hydrau- liczna 5000 T	wytłocz- nik do tłocze- nia na gumie		4,0	0,02
8		Wykończyć półkę na no- sku na ma- szynie Erco	maszyna Erco		młotek gumowy	0,5	0,15
Razem:						11,0	0,42

stia wyboru metody staje się ważniejsza. Przy bardzo dużej ilości sztuk będzie celowe opracowanie kilku wariantów. Wstępna analiza kosztów pozwoli na wybór najcelowszej metody.

Dla przykładu zanalizujemy proces wykonania noska żeberka. Nosek przedstawiony jest na rys. 23. Wykonany ma być z blachy duralowej grubości 1 mm. Tabela VI przedstawia plan obróbki w wariantie pierwszym. Wariant ten przewiduje wykonanie głównej pracy tłoczenia na młocie opadowym. Cięcie materiału następuje przy pomocy nożyc rolkowych wg trasy. Tłoczenie na młocie opadowym odbywa się w wytłoczniku cynkowo-olowiowym. Po wytłoczeniu trzeba obciąć nadmiar materiału, co wykonuje się przy pomocy frezarki pionowej stołowej, frezem tarczowym. Po ogradowaniu wycina się trzy otwory ulżeniowe przy pomocy wytłoczników-wykrojników. Cięcie odbywa się stemplem, a dogięcie przy pomocy gumy.

Plan podaje od razu szacunkowo normy czasowe. Czas przygotowawczy liczymy jako czas przygotowania przed przystąpieniem do wykonania całej partii sztuk. Czas na sztukę odnosi się do jednej sztuki i obejmuje czas podstawowy, czas pomocniczy i czasy dodatkowe.

Normy te mają charakter przykładowy, gdyż lokalne warunki wytwórni mogą powodować duże różnice tych norm przy wykonywaniu tej samej części. Wpływa na to przede wszystkim rodzaj, jakość i stan maszyny, przyrządów i narzędzi oraz kwalifikacje pracowników, a także organizacja pracy w danym zakładzie. W sumie norma na jedną sztukę wynosi 1,06 godziny, koszt robocizny bezpośredniej wynosić będzie około 3,2 zł.

Na wykonanie jednej sztuki zużywamy w tym wariantie około 1,27 kg duralu. Koszt materiału bezpośredniego wynosi w przybliżeniu 13,3 zł na sztukę.

Koszt wykonania przyrządów wynosi około 10 300 zł. Wytłocznik cynkowo-olowiowy zużywa się przy tłoczeniu duralu po 400 — 800 sztukach. Zakładamy trwałość jego na 600 sztuk. Musimy po każdych 600 sztukach wytłocznik przetopić i odlać

Tabela VIII. Plan obróbki noska zebra skrzydłowego
Wariant III

Nr opcz.	Szkic	Treść	Stano- wisko	Przy- rządy	Narzę- dzu	Czas przy- got.	Czas rob. na szt.
1		Wiercić otwory przyrządowe wg szablonów w paczkach po 10 arkuszy	wiertarka promieniowa	szablony wiertnicze	wiertła Ø 2,5 i Ø 6	1,0	0,08
2		Frezować obrys i otwory ułżeńiowe w paczkach po 10 ark. Dwa przejścia: zgrubne i wykańczające	frezarka	szablon frezerski	frez 18	1,0	0,15
3		Ogradować	warsztat ślusarski		piłnik	0,5	0,20
4		Hartować	wanna saletrowa				
5		Tłoczyć na gumie półki, rowki usztywniające i obrzeża otworów ułżeńiowych	prasa hydrauliczna 5000T	wytłocznik do tłoczenia na gumie		4,0	0,02
6		Wykończyć półkę na nosku na maszynie Erco	maszyna Erco		młotek gumowy	0,5	0,15
Razem:						0,7	0,6

Wariant I.

Plan w sztukach	500	1 000	5 000	10 000
Koszt materiału bezpośredniego	36%	45%	60,8%	63%
Koszt robocizny bezpośredniej	8,7%	11%	14,6%	15,2%
Koszt oprzyrządowania	55,3%	44%	24,6%	21,8%

Wariant II.

Plan w sztukach	500	1 000	5 000	10 000
Koszt materiału bezpośredniego	40,8%	55,5%	78%	82%
Koszt robocizny bezpośredniej	6,2%	8,4	11,8	12,4%
Koszt oprzyrządowania	53%	36,1%	10,2	5,6%

Wariant III.

Plan w sztukach	500	1 000	5 000	10 000
Koszt materiału bezpośredniego	42%	55%	72,5%	75,3%
Koszt robocizny bezpośredniej	11,3%	14,6%	17,5%	20,5%
Koszt oprzyrządowania	46,7%	30,4%	10%	4,2%

ponownie. To powoduje, że po każdych 600 sztukach koszt przyrządów wzrasta o około 2000 zł.

Te dane służyły za podstawę wykresu (rys. 24), który przedstawia zmianę ceny jednostkowej wraz ze zmianą ilości sztuk. Wykres wskazuje, że dla uniknięcia komplikacji nie wprowadzamy do obliczeń kosztów ogólnych, kosztu maszynowego, kosztu materiałów pomocniczych itp. Koszty analizowane przez nas są tymi, na które największy wpływ ma technolog, opracowując proces wykonania części.

Plan obróbki w wariantcie II ujęty jest w tabeli VII. W tym przypadku wycinanie kształtów i tłoczenie odbywa się na prasie przy użyciu gumy. Materiał tnie się wstępnie na giętynie na kawałki trapezowe. Następnie nawierca się niezbędne otwory przyrządowe, służące do ustalenia części na wykrojniku i wytłoczniku. W następnej operacji wycina się kształt i otwory ułżeńiowe. Po obcięciu wykańcza się powierzchnię obrabianą przez frezowanie (naciadek 0,8 mm). Tłoczenie półek, obrzeży otworów i rowków usztywniających wykonuje się na prasie w następnej operacji.

Ponieważ tłoczenie gumą nie zapewnia dokładnego wytłoczenia kształtu noska, stosujemy jeszcze obróbkę wykańczającą. Polega ona na wygładzaniu przy pomocy maszyny Erco fald, powstałych na nosku.

Norma czasu na jedną sztukę wynosi w tym przypadku 0,42 godz. Koszt robocizny bezpośredniej wynosi więc około 1,3 zł (sztuka). Zużycie materiału wynosi 0,815 kg. Koszt materiału bezpośredniego zatem — około 8,6 zł (sztuka). Koszt oprzyrządowania około 5 600 zł.

Wariant trzeci przewiduje wycięcie obrysu przy pomocy frezarki i tłoczenie na gumie. Przygotowaniem pracy jest wiercenie otworów pod szablony frezarskie. Następnie wycina się obrys części i otwory ulgowe na frezarce w paczce arkuszy blach. Następuje tłoczenie na gumie i wykończenie noska jak w wariantcie poprzednim. Norma czasu wynosi 0,6 godz./na sztukę. Koszt robocizny bezpośredniej wynosi średnio 1,8 zł na sztukę. Zużycie materiału wynosi 0,64 kg, a koszt około 6,7 zł na sztukę. Koszt przyrządów wynosi 3700 zł. Wyniki obliczeń naniesione są na wykres (rys. 24). Porównanie kosztów wskazuje nam wariant III jako najbardziej ekonomiczny. Wariant I, przewidujący tłoczenie na młocie, jest najdroższy. Powodem tego jest duże zużycie materiału, wywołane koniecznością stosowania dużych naddatków przy tłoczeniu. Również koszty oprzyrządowania są wysokie, co spowodowane jest dużymi rozmiarami wytłocznika. Ciężar jego wynosi około 900 kg. Powoduje to wysoki koszt materiału na wytłocznik (około 2 700 zł.). Mała trwałość wytłocznika zmusza do przetapiania go co 600 sztuk, co także podraża jego koszt. Drogimi przyrządami są także wytłoczniko-wykrojniki do otworów, których musi być trzy (200, 150, 100). Przewaga wariantów II i III nad wariantem I nie będzie tak rażąca, jeżeli uwzględnimy koszty maszynowe. Są one znacznie niższe dla młota opadowego niż dla pras.

Widzimy, że wariant I nie nadaje się do produkcji naszej części. Wywołane to jest tym, że część nasza jest stosunkowo płaska i nie wymaga głębokiego tłoczenia. Przy częściach głębiej tłoczonych koszt oprzyrządowania na prasie jest większy od kosztu wykonania wytłocznika cynkowo-olowego. W takim przypadku dopiero duża liczba sztuk daje przewagę prasom dzięki mniejszemu kosztowi robocizny bezpośredniej i materiału.

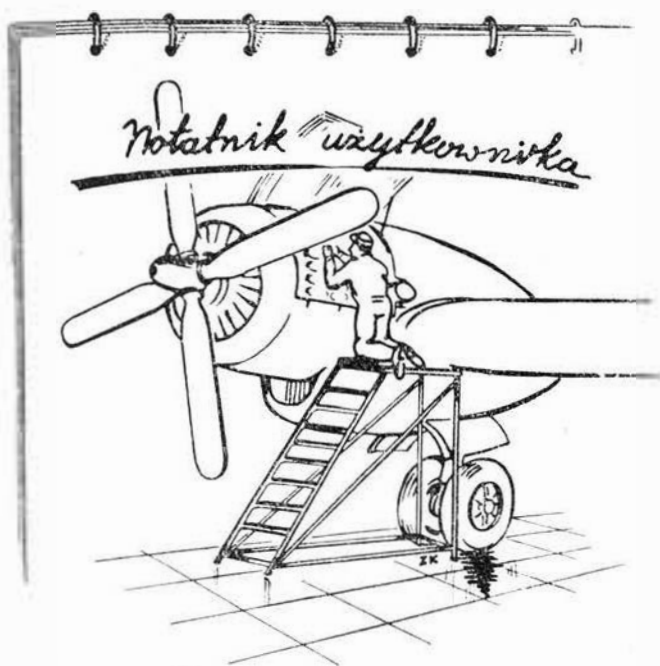
Koszty wariantu II i III są bardziej zbliżone do siebie. Koszt robocizny bezpośredniej jest niższy w wariantcie II. Koszty oprzyrządowania są wyższe w wariantcie II na skutek zastosowania wykrojnika na gumę, którego uniknięto w wariantcie III. Najważniejszym czynnikiem, powodującym większą ekonomię wariantu III, jest większa oszczędność materiału. Uzyskana jest ona przez zastosowanie frezowania. Frezowanie wymaga mniejszych nadmiarów materiału niż inne metody wycinania.

Łączny koszt wariantu III jest niższy od kosztów wariantu II. Jakkolwiek analiza nasza jest przybliżona (a nie może być inna jako analiza wstępna), to jednak wyniki jej są zgodne z rzeczywistością i pozwalają zdecydować o wyborze wariantu. Widzimy, że powinniśmy obrać wykonanie według wariantu III jako metodę najbardziej ekonomiczną.

Procentowy udział poszczególnych kosztów w koszcie ogólnym dla różnej liczby sztuk produkowanych przedstawiają obok zamieszczone tabele. Koszt ogólny przyjęto za 100%.

Wyniki podane w tabelach naocznie wyrażają, że największy udział procentowy w bezpośrednim koszcie wytwarzania posiadają koszty materiału bezpośredniego. Udział kosztów oprzyrządowania wyraźnie maleje w miarę zwiększania ilości sztuk. Koszty robocizny bezpośredniej są kilkakrotnie niższe od kosztów materiału.

Dokończenie na str. 176



Transport kolejowy samolotu

Zamieszczone poniżej tłumaczenie wyjątku z instrukcji dotyczącej samolotu Me 109 E służyć może jako przykład rozwiązania problemu, z którym użytkownicy sprzętu lotniczego mają bardzo często do czynienia, konstruktorzy zaś samolotu powinni być zapoznani, aby odpowiednio przygotować urządzenia pomocnicze oraz instrukcje. Problem transportu sprzętu lotniczego jest przeważnie niedoceniany, co powoduje nieraz jego uszkodzenie lub nawet zniszczenie. Spodziewamy się, że podany przez nas materiał będzie odpowiednio wykorzystany przez zainteresowanych Czytelników. Tłumaczył mgr inż. Stanisław Madeyski.

Większą obejmę zakłada się na żebrze nr I, mniejszą zaś obejmę — na żebrze nr 6. Obejmy należy następnie połączyć ze sobą ukośnymi wykrzyżowaniami (rys. 7). Odpowiednio do rodzaju środka transportowego należy obydwa skrzydła ufc-

A. PRZYGOTOWANIE DO TRANSPORTU KOLEJOWEGO

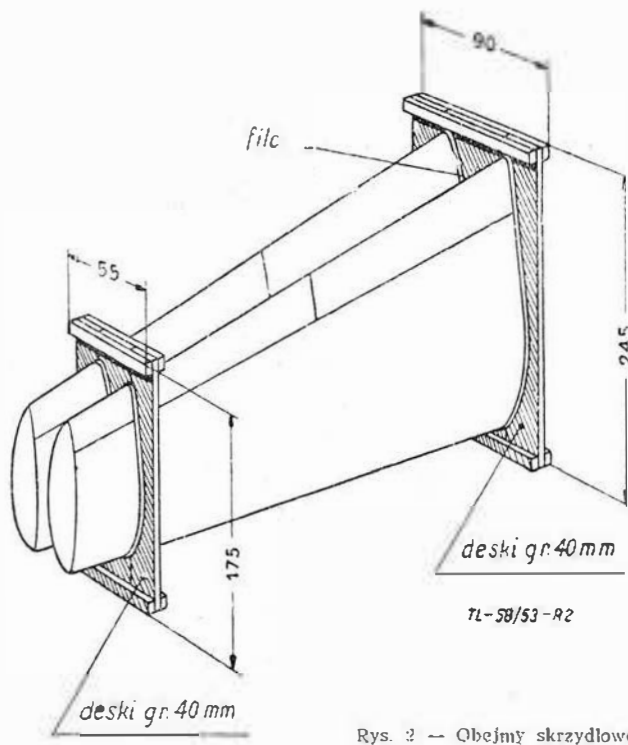
Do transportu kolejowego należy odmontować od kadłuba skrzydła, usterzenie wysokości oraz ster kierunku. Z grupy napędowej należy jedynie zdjąć śmigło. Wszystkie wystające swobodnie zakończenia przewodów słzywnych oraz giętkich, jak również i łożyska kulkowe trzeba zabezpieczyć przed wnikaniem brudów przez zaklejenie papierem nagumowanym. Pompachce i przewody należy przymocować i obwiązać na końcach szmatkami.

Należy opróżnić instalację paliwową, olejową oraz cieczy chłodzącej. Zbiorniki pozostają wbudowane.

Aby uniknąć uszkodzenia poszczególnych elementów konstrukcji w czasie transportu, należy je osadzać w stojakach, przystosowanych do kształtów danego elementu.

1. Kozly kadlubowe

Do zamocowania kadłuba służą dwa kozły (rys. 1), na które należy kadłub nasadzić. Przedni kozioł 1a należy ustawić pod

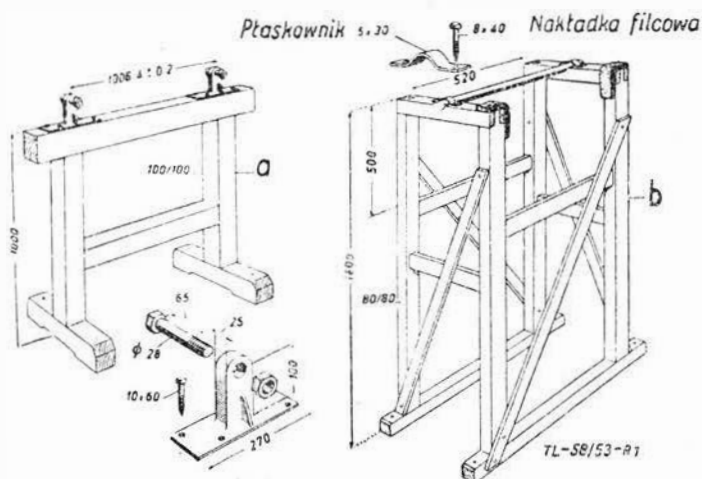


Rys. 2 — Obejmy skrzydłowe

żyć albo w dwóch podwójnych obejmach (rys. 2 i 7), albo każde w dwóch oddzielnych obejmach (rys. 5).

3. Obejmy dla usterzenia

Obejmy dla usterzenia (rys. 3 i 4) zbudowane są podobnie jak obejmy skrzydłowe. Ponieważ statecznik kierunkowy pozo-

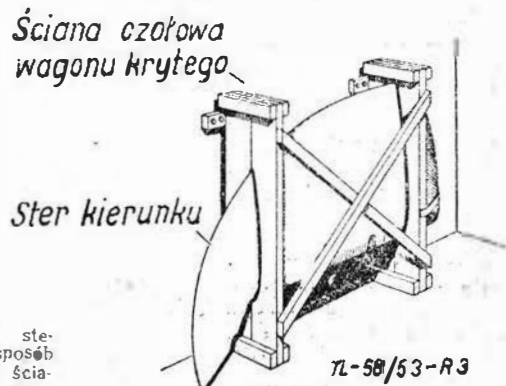


Rys. 1 — Kozły kadłubowe: a — przedni koziół, b — tylny koziół

przednią częścią kadłuba i przykręcić śrubami do okuć mocowania skrzydeł. Do tego celu służyć mogą normalne sworznie do mocowania skrzydeł. Tylny koźioł 1b należy ustawić pod kątem kadłuba i połączyć go z rurą do podnoszenia kadłuba, przetkniętą przez otwory w kadłubie.

2. Obejmy skrzydłowe

Do transportu skrzydeł służą obejmy (rys. 2), dopasowane do kształtu skrzydeł i obite filcem. Obejmy są tak wykonane, że nie trzeba odejmować od skrzydeł klap oraz lotek.



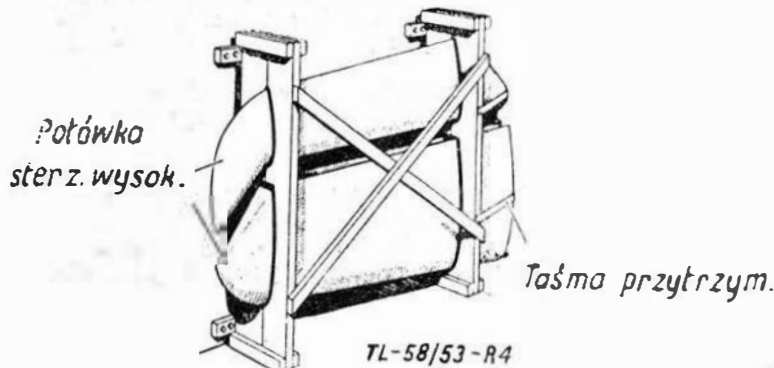
Rys. 3 — Obejma steru kierunkowego i sposób jej umocowania do ściany wagonu krytego

staje przy kadłubie, należy tylko opakować ster kierunku (rys. 3). Każdą połówkę usterzenia wysokości należy wspólnie osadzić w dalszych obejmach (rys. 4). Obejmy należy kłaść na żebrach, ponieważ inaczej może się uszkodzić pokrycie.

Przynależne do siebie obejmę należy połączyć ze sobą nawzajem wykrzyżowaniami (rys. 3 i 4), elementy zaś obsadzone w nich zabezpiecza się od wysunięcia taśmami przytrzymującymi.

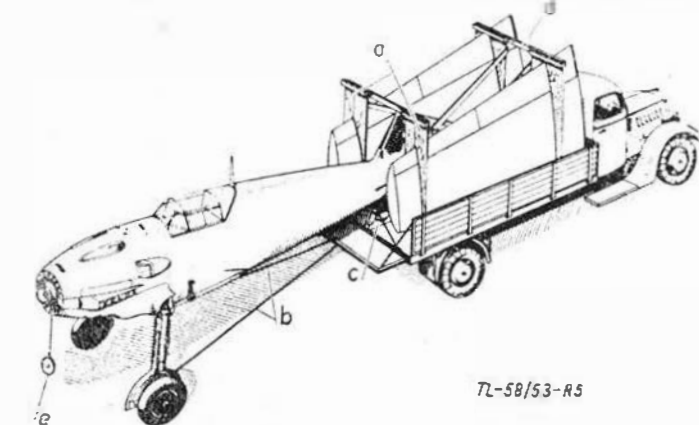
4. Skrzynie

Śmigło do transportu wkłada się do przynależnych dlań skrzyń, dostarczanych przez wytwórcę śmigiel. Śmigło należy rozłożyć na główne części składowe i ułożyć w skrzyniach. Po-



Rys. 4 — Obejma usterzenia wysokości

zostawioną na silniku piastę kołnierzkową należy zakonserwować i obwinąć szmatami, aby w ten sposób zabezpieczyć przed zabrudzeniem i uszkodzeniem. Drobne części skrzydeł i usterzenia należy zapakować do skrzyni przeznaczonych do tego ce-



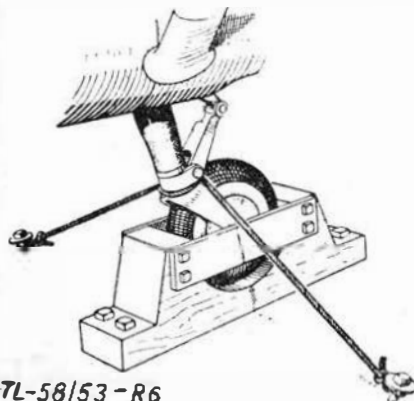
Rys. 5 — Samochód ciężarowy z częściami samolotu, z doczepionym kadłubem: a — obejmę skrzydłowe; b — liny; c — oprawa podwozia ogonowego; d — listwy; e — światelko odbłyiskowe

lu, układając w wiórkach drzewnych ciasno i mocno. Do zapakowania blach przykrywających oraz wymienionych poprzednio części potrzebna jest skrzynia o wymiarach 1500×1350×600 mm, przy czym do wykonania skrzyni należy zastosować deski o grubości około 16 mm.

B. TRANSPORT DO STACJI ZAŁADOWANIA

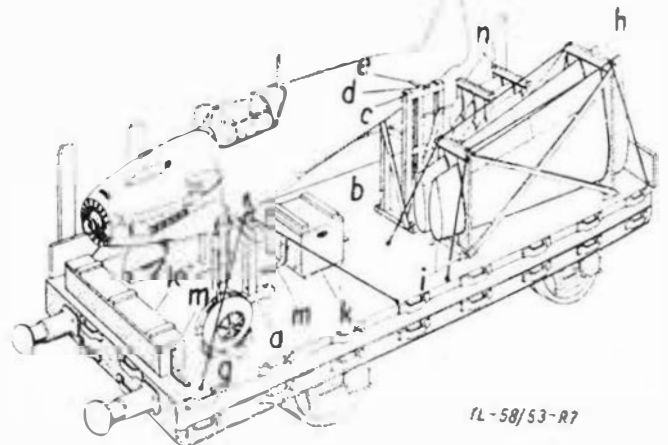
Wylotowca lub użytkownicy samolotu, którzy nie posiadają bocznic kolejowej, muszą samolot, przeznaczony do załadunku, przewieźć na najbliższą stację załadunkową za pomocą samochodu ciężarowego.

Skrzydła, odmontowane części usterzenia, skrzynie ze śmigłem oraz skrzynię z drobnymi częściami należy umieścić na samochodzie, kadłub zaś na kołach głównego podwozia zaczepić za samochodem. Obejmy zawierające skrzydła 5a należy ustawić po lewej i prawej stronie pomostu samochodu i połączyć ze sobą listwami 5d. Podstawy obejm należy przymocować gwoździami dla zabezpieczenia przed przesuwaniem. Na pomoście samochodu należy następnie umocować oprawę



Rys. 6 — Oprawa podwozia ogonowego z przytworzoną sznurami

podwozia ogonowego (rys. 6) dla zamocowania koła ogonowego. Unosząc ogon samolotu za pomocą rury do podnoszenia, przetrąniętej przez otwory w kadłubie, należy osadzić koło ogonowe w oprawie 5c, przy czym będzie ono podczas transportu służyć jako punkt obrotu. Od dźwigni nożycowych na amortyzatorach podwozia głównego prowadzi się do haka zaczepowego, umieszczonego z tyłu samochodu, dwie liny 5b, którymi kadłub zostaje mocno dociągnięty. Następnie należy umocować sznurami koło ogonowe w oprawie. Na piastę śmigła zawieszają się ostrzegawcze światelko odbłyiskowe 5e. Przy większych odległościach jazdy należy zastąpić normalne lotnicze koła podwozia głównego kołami z oponami przystosowanymi do jazdy po bruku. Dla do-

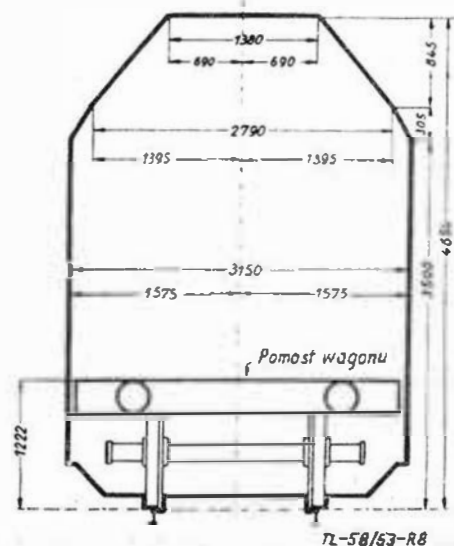


Rys. 7 — Samolot załadowany na wagonie kolejowym: a — przedni kozioł; b — tylny kozioł; c — nakładka filcowa; d — obejmę; e — rura do podnoszenia kadłuba; g — kliny pod koła podwozia głównego; h — obejmę skrzydłowe; i — kliny obejm; k — skrzynie na śmigło; m — kątowniki stalowe; n — obejmę usterzenia

zorowania kadłuba podczas jazdy na pomoście samochodu powinien być umieszczony specjalny obserwator. Na krzywiznach i zakrętach należy jechać szczególnie ostrożnie i powoli.

C. ZAŁADUNEK NA WAGON KOLEJOWY

Do transportu koleją należy samolot załadować na wagon niekryty z kłonicami, z powierzchnią ładunkową o długości 10 m. Opisane poniżej czynności podano przy założeniu, że



Rys. 8 — Obrys kolejowe, obowiązujące w Polsce

na terenie przeładunkowym znajduje się żuraw. W przypadku braku tego urządzenia należy przygotować wjazd na pomost wagonu i kadłub włożyć na wagon od czoła.

1. Załadunek kadłuba

Przed wszystkim należy na wagonie ustawić kozy kadłubowe (rys. 1). Kadłub należy podnieść żurawiem i włożyć na

kozy, umieszczone na wagonie. Kozioł 7a należy przykręcić do okuć skrzydłowych. Na tylnym koźle 7b, którego nakładki filkowe 7c są zwrócone do przodu, przykręca się obejmy 7d założone na rurę 7e, używaną do podoczenia kadłuba. Z przodu i z tyłu kół podwozia głównego należy umieścić kliny 7a, przykręcając je śrubami do pomostu wagonu. Należy zabezpieczyć kadłub mocnymi linami lub drutami, przeciągniętymi wokół okuć przedniego koźła 7a i zamocowanymi do pierścieni na pomoście wagonu.

2. Załadunek skrzydeł i usterzenia

Obejmy 7h ze skrzydłami należy ustawić obok siebie, z lewej strony wagonu, przy czym należy je połączyć ze sobą. Przybille gwóźdźdźki kliny 7i zabezpieczają obejmy przed przesuwaniem się. Obejmy należy ponadto umocować linami lub drutami, by uniemożliwić ich wywrócenie się (rys. 7). Trzy obej-

my usterzeń 7n należy połączyć ze sobą, ustawić za kadłubem i również zabezpieczyć klinami oraz linami. Skrzynie 7k na śmigło należy porozmieszczać na wagonie i zamocować kątownikami 7m oraz śrubami do pomostu wagonu. Blachy przykrywające należy przymocować albo na właściwych miejscach kadłuba, albo do pomostu wagonu.

Następnie należy umocować wszystkie klonice, do których przykręca się haki do zamocowania plandeki, po czym cały samolot przykrywa się jedną plandeką.

Przy transporcie na wagonie niekrytym, jak opisano powyżej, należy umieścić na wagonie wartownika. Jeżeli można użyć skaka wagon kryty, to po załadunku doń samolotu wagon zamknięty i plombuje, tak iż nie jest potrzebny wartownik. Przy załadunku na wagon niekryty należy przestrzegać dozwolonego obrysu kolejowego (rys. 8).

Artykuł wpłynął dnia 23 czerwca 1953 r.

Skrzynka techniczna

Znowu łamy „Skrzynki technicznej” przeznaczamy na polemikę w sprawie uwag zamieszczonych we wzmiące bibliograficznej o książce „Meteorologia na usługach lotnictwa” w dziale „Na półkach księgarskich” naszego pisma. Poniżej drukujemy list Autora książki:

„W numerze 253 czasopisma „Technika Lotnicza” ukazała się recenzja o ostatnio napisanym przeze mnie podręczniku pt. „Meteorologia na usługach lotnictwa”.

Na wstępie recenzji jej Autor wyraził się o mojej pracy w słowach pełnych uznania, ale zaraz nieco poniżej podkreślił, że „ten cały szereg nieścisłości jest poważną wadą tego podręcznika”, przy czym wady te i nieścisłości szczegółowo wyliczył.

Za uwagi i wytknięcia bezspornie szanuję Autorowi recenzji serdecznie wdzięczny. Posłuszam mi one do poprawienia mojej pracy w chwili, gdy otrzymam zrecenzję jej przygotowania do drugiego wydania. Jednakże wśród uwag i wytknięć znajdują się „cały szereg” takich, których przyjąć do wiadomości, a tym bardziej wprowadzić do swej pracy nie mogę, gdyż z jednej strony są to uwagi i wytknięcia niesłuszne, a z drugiej — brak im podstaw, na których opiera się meteorologia, związana przede wszystkim z fizyką atmosfery, a następnie z całym szeregiem innych dyscyplin. Gdyby Autor recenzji był z wykształcenia fizyko-meteorologiem, a nie mechanikiem lotniczym, sądził, że te bądź co bądź przykre uwagi, zaprawione miejscami subtelną złośliwością, nie miałyby miejsca. Tutaj pozwalam sobie zauważyć, że jedną z takich subtelnych złośliwości jest zdanie Autora recenzji, iż „Autor nie rozróżnia samolotu od płatowca”. Autor recenzji ma bez wątpienia doskonałą pamięć i wie bardzo dobrze, że z lotnictwem jestem związany bezpośrednio i praktycznie od przeszło czterdziestu lat, jak mi się zdaje, także i to, że jest to zwykle przeoczenie nieodpowiednich poprawek, wprowadzonych w czasie przygotowania podręcznika do druku.

Odpowiedź moja na wszystkie nieistotne uwagi Autora recenzji byłaby zbyt obszerna i dlatego ograniczyłem się do paru tylko wypowiedzi zasadniczych, ilustrujących także niektóre uwagi pozostawiając.

1. Zdaniem Autora recenzji „niepotrzebnie rozdział VI (Masy powietrzne — przyp. mój) i część VII (podręcznik zawiera tylko cztery części, chodzi tu zapewne o rozdział VII. Fronty powietrzne — przyp. mój) zostały włączone do części drugiej, powinien się one znajdować w części I, ogólnej”. Zdanie niesłuszne, ponieważ masy i fronty powietrzne (wzmiankowane pokrótce w cz. I, podrozdz. 28 i 29 przy omawianiu ogólnej cyrkulacji atmosfery — str. 123—129), łącznie z analizą map synoptycznych i metodą opracowywania prognoz pogody, stanowią osobną dziedzinę meteorologii, zwaną „Meteorologią synoptyczną”, podobnie jak „Meteorologia synoptyczna”, „Aerologia”, „Klimatologia” itp. Jest ona dlatego w każdym ohserwacyjnym podręczniku zamieszczona bądź jako osobna jego część, bądź jako osobny tom, a nawet jest publikowana jako osobna jednostka wydawnicza. Przykładów takiego ujęcia tematu mamy bardzo wiele.

2. Główną przyczyną tego, że do podręcznika wkradła się pewna ilość błędów i nieścisłości, jest wcale nie to, co tak wyraźnie, mocno i obszernie zostało podkreślone w pierwszej połowie drugiego ustępu recenzji, lecz nazbyt szybkie, ale uzasadnione „głodem rynkowym” i „terminowym wykonaniem zobowiązania” tempo przygotowania podręcznika do druku. To właśnie podwójnie uzasadnione tempo, a w związku z nim specyficzne warunki pracy redaktora naukowego mego podręcznika spowodowały, że błędów tych i nieścisłości nie dostrzeżono we właściwym czasie i to pomimo zastosowania zwykłego, sześciokrotnego filtra (autor, opimodawca, redaktor stylista, redaktor naukowy i redaktor techniczny plus korektor). Dla Czytelnika nie jest to wprawdzie okoliczność usprawiedliwiająca przeoczenie istotnych błędów ani nawet okoliczność łagodząca, tym niemniej jest to wymowny fakt, którego trzeba się będzie w przyszłości wystrzegać. Byłoby rzeczą również wskazaną, aby „naukowemu” zbyt spularyzowanych zagadnień fizyko-meteorologicznych miało właściwy zasięg w stosunku do charakteru pracy i do pierwotnego tekstu autora specjalisty.

3. W dalszych ustępach recenzji jej Autor pisze:

a) „Autor zupełnie nie troszczy się o zgodność wymiarów”. Czyżby aż zupełnie? Czyż przeczenie: m/sek zamiast cm/sek, ciśnienie 1000 m zamiast 1000 mm itp. — mogą być uważane „zupełnie” o hraku trooki o zgodności wymiarów? Dalej: „Ciśnienie pary względnie wilgotność pary (nieścisłość, nie znam pojęcia „wilgotność pary” — przyp. mój) podano w milimetrach, jakby miały one wymiar długości”. Tak jest, mają wymiar długości, a ściśnię — wysokości, bo dotąd jeszcze są mierzone w meteorologii w milimetrach słupa rtęci (w mm Hg), co jest w podręczniku wielokrotnie podkreślone.

b) „W znakowaniu panuje chaos, ponieważ Autor nie zadał sobie trudu, by te niewdzięczną, a przez laików niedocenianą dziedzinę uporządkować i jedną literą oznaczać jedną tylko wielkość fizyczną”. Czy słuszna skądinąd uwaga Autora recenzji, ale brzmiała np. tak: „Szkoda, że Autor „Meteorologii na usługach lotnictwa” nie zadał sobie trudu i tym samym nie dał przykładu innym przez uporządkowanie znakowania jedną literą jednej tylko wielkości fizycznej” — nie byłaby pożyteczniejsza dla tych wszystkich, co piszą i co z obowiązku albo zawodowego zainteresowania czytają „Technikę Lotniczą”? Mnie się zdaje, że byłaby pożyteczniejsza i wcale nie złośliwa. Poza tym dodaje, że problem ten jest nielatywny i nieprosty, skoro ci, co niewątpliwie dawno już o tym pomyśleli, stosują jeszcze w tym samym podręczniku tę samą literę na oznaczenie kilku a nawet kilkunastu wielkości fizycznych z równoczesnym, rzecz prosta, objaśnieniem znaczenia litery w danym przypadku. W znakomitych dziełach naukowych znajduję np. takie przypadki:

S — oznacza powierzchnię ziemi i entropię, maksymalną bujemność wodną gleby i ciężar jednostkowej objętości powietrza itd..

E — ilość energii wypromieniowanej przez ciało w jednostce czasu, energię kinetyczną dobowego obrotu Ziemi, prężność albo ciśnienie pary wodnej w danej temperaturze, wschodni kierunek wiatru itd..

v — objętość masy, prędkość opadania kropel w atmosferze, prędkość ruchu masy powietrznej, prędkość samolotu względem powietrza itd., itd.

Jeśli więc chodzi o przykład, to chociaż z opóźnieniem, ale zachęcony słowami Autora recenzji — postaram się go zastosować w drugim wydaniu swej pracy.

c) „Wadą książki jest ciągłe odsyłanie Czytelnika do tekstu późniejszego, co świadczy też o nieporządkowaniu materiału”. Otóż informowanie Czytelnika (por. podr. str. 10, str. 21 i cały szereg innych) o tym, w której części, rozdziale albo podrozdziale dane zagadnienie jest omówione szczegółowo, uważam nie za „nieporządkowanie materiału”, a wręcz przeciwnie — za rzecz bardzo pożyteczną, należycie ocenioną przez szeroki ogół znanych mi osób i instytucji. Opierając się na swojej długoletniej praktyce wykładowcy i na opinii Czytelników — w następnych swoich pracach sposób ten zachowam nadal.

d) „Wynikiem nieuporządkowania materiału jest powtarzanie po kilka razy pewnych tematów i opisu tych samych zjawisk”. Powód jest taki sam, jak wyżej w ust. c), a ponadto proszę porównać recenzję i przekonać się, czy jej Autor dla tych samych powodów nie stosuje również metody powtarzalności. Przykład: prawa szpalta recenzji, wiersz pierwszy i dalsze ust. d) i lewa szpalta recenzji, wiersz 48 u dołu. Skoro cele mamy jednakże, po co cel Autora podręcznika specjalnie mi wytykać.

e) „Szkoda, że w części czwartej nie zostały podane przykłady na korzystanie z tablic I przeliczanie wartości tablicowych na lata następne, tak by np. w r. 1955 można było obliczyć wartości aktualne”. Nie wiem, które z wartości tablicowych chciałby Autor recenzji przeliczać na „wartości aktualne np. na r. 1955”. Wszak wykresy oznaczone literą D. I do D. 6 oraz tablice la do lc zawierają dane statystyczne wieloletnie, zawsze (aż do ich zmiany) aktualne, a tablice li do X nie ulegają już zmianom. Tablice wschodu i zachodu Słońca, czasu nastania świtu i zmroku, są niezmiennie aż do roku 1960, a tablice faz Księżyca są aktualne do r. 1960. Zatem wszystkie wartości tablicowe są aktualne także np. dla r. 1955.

f) Wzór na G (str. 91) nie będzie błędny dla tego, kto wprowadzi do niego erratę, dołączoną do podręcznika (błąd korektora). Ponadto wzór nie będzie „podwójnie błędny” dla tego Czytelnika, który wie, że definicja gradientu (G) przyjęta w meteorologii różni się od powszechnie przyjętej definicji gradientu w matematyce i fizyce. Odpowiednie objaśnienie podane w zdaniu poprzedzającym wzór. Dalej: nie ma „rewelacyjnego twierdzenia niezgodnego z prawami mechaniki”, że siła tarcia nie jest przeciwieńskierowana do ruchu (prędkości)... (str. podr. 100) dla tego Czytelnika, który uważnie przeczytał zdanie rozpoczęte na str. 99, a zakończone na następnej. Identyfikacja zdania możemy znaleźć w całym szeregu innych podręczników meteorologii. Uwaga, dotycząca tablicy na str. 68, jest nieistotna wobec wyjaśnienia w ostatnim zdaniu na str. 67, że „Niżej zamieszczona tablica przytacza obliczone według powyższego wzoru długości fal powietrznych w metrach dla pewnych prędkości wiatru oraz pewnych temperatur warstwy górnej przy założeniu, że dolna warstwa jest nieruchoma. A jej temperatura jest równa 0°C”.

Na tym kończę skromny wybór uwag i nieścisłości nieistotnych. Całkowicie i bez zastrzeżeń podzielam zdanie Autora recenzji, że „ze względu na duże zapotrzebowanie dobrego podręcznika meteorologii należy liczyć się z koniecznością drugiego wydania, które jednak nie mogłoby się ukazać w obecnym stanie”. Dokładnie to samo wraz z uwagami na temat poszerzenia treści podręcznika w myśl życzeń Czytelników-korespondentów napisałem w listach swoich, skierowanych do Dyrekcji „Dom Książki” i do Dyrekcji „Wydawnictwa Komunikacyjne” na parę miesięcy przed ukazaniem się recenzji, mianowicie dnia 27 stycznia 1953 r.

I zdanie ostatnie: zasadniczej treści podręcznika „gruntownie przerobić” nie zamierzam, dokonam jednakże osobiste pewnego uporządkowania oznaczeń, poprawienia miejsc rzeczywiście niejasnych lub nieścisłych oraz usunę błędy moje i korektorskie. Zadanie to będę się starał wykonać sumiennie i dokładnie i w całkowitej zgodzie z zasadami. Jakże poznałem i przyswoilem sobie z zakresu fizyki atmosfery, meteorologii i szeregu dyscyplin pokrewnych. Jeśli się jakiś błąd jeszcze przydarzył, sądę, że redaktor naukowy mej pracy, mając do dyspozycji więcej czasu i konieczny spokój, usunie go zawczasu.

(—) Czesław Szczeciński

Recenzent przekazał nam następującą odpowiedź:

„Trudno mi się pogodzić ze zdaniem Autora „Meteorologii na usługach lotnictwa”, że „...niektórym moim uwagom brak jest podstaw, na których opiera się meteorologia, związana z fizyką atmosfery...”. Wręcz przeciwnie — twierdząc, że nie wszystkie przyjęte w popularnych kursach meteorologii określenia są ściśle i że u samych podstaw, które Autor uważa za niewzruszone, są pewne niedociągnięcia. Fizykę atmosfery studiowałem dość dokładnie i z fizyką atmosfery stykałem się dość dużo praktycznie nie tylko jako inżynier teoretyk (od roku 1930) i wieloletni pracownik Instytutu Lotnictwa, ale również jako pilot szybowcowy, motorowy, balonowy i skoczek spadochronowy. Dlatego też chociaż nie jestem „z wykształcenia fizyko-meteorologiem”, to jednak ponieważ meteorologię zajmowałem się grubo więcej niżby to wynikało z zakresu i zainteresowań „mechanika lotniczego”, za jakiego mnie Autor uważa — ośmieliłem się zabrać głos właśnie w sprawie meteorologii.

Ad 1) Przy uwadze w recenzji o masach i frontach powietrznych do dałem „moim zdaniem”, co miało oznaczać, że jest to mój osobisty pogląd, a nie uwaga ogólna. Ołóż moim zdaniem masy i fronty powietrzne powinny być omówione w części ogólnej jako podstawowe elementy lub zjawiska meteorologiczne — nie związane z meteorologią synoptyczną. Chodzi o to, by zjawisk tych nie odrywać od innych, jak np. niżów i wyżów omawianych w części ogólnej — lecz odwrotnie, zwrócić uwagę na ich zależność. Meteorologia synoptyczna w tym przypadku, jako część, a nie oddzielna całość, winna zawierać już nie opis, ale tylko analizę — i metody synoptyki stosowane.

Ad 3a) Wyrażenie wilgotność pary zamiast powietrza jest zwykłym niedopatrzeniem. Podawanie zaś ciśnienia w milimetrach zamiast w milimetrach słupa cieczy jest jednak nieścisłe, bo nie powinno się domyślać, że brak tam „Hg”, gdyż mogłoby być też „H₂O”. Dodatek ten jest konieczny, bo zmienia on wymiar, gdyż mm Hg oznacza milimetry pomnożone przez ciężar właściwy rtęci, co daje wymiar ciśnienia, a nie długości.

Ad 3b) Przytoczone przykłady oznaczenia różnych wielkości tą samą literą są nieuzasadnione, gdyż wielkości te odnoszą się do różnych dziedzin nauki — a mnie chodziło o jednoznaczne oznaczanie w danej dyscyplinie.

Ad 3c) Nie negowałem odsyłaczy jako rzeczy pożytecznej — chodzi tylko o to, aby czytelnika odsyłać raczej „wstecz” niż „w przód”.

Ad 3d) Powtarzanie pewnych opisów jest dobre i wskazane na wykładach, ale niecelowe w podręcznikach, bo prościej jest odesłać czytelnika do poprzedniego tekstu, aby mu zwrócić uwagę na ważność danego tematu i ułatwić mu przypomnienie podstawowych określeń lub zależności, na których się bazyje omawiane zagadnienie.

Ad 3f) To, że wymiar gradientu G jest nieścisły w innych podręcznikach może tylko usprawiedliwić Autora, ale nie może zaprzeczać słuszności recenzji.

Jeżeli siła tarcia jest odchylna od „tego wprost przeciwnego ruchu powietrza” — to oczywiście odchylna jest ona od kierunku prędkości (tzn. prostej, na której leży, a nie zwrotu), co właśnie jest niezgodne z prawami mechaniki. Dlatego to zdanie trzeba konieczności przeredagować.

Złożenie co do temperatury 0°C dolnej warstwy winno jednak figurować w tablicy, aby ona sama w sobie była zrozumiała. Nie jest to błąd, ale usterka.

Wyrażenie „gruntownie przerobić” rozumiem nie tak, jak Autor, że cała treść ma być przedradowana na nowo, ale że poprawienie niektórych ustępów, względnie przeniesienie niektórych z nich dla lepszego uporządkowania materiału wymaga gruntownej przeróbki w sensie ilości włożonej pracy. Albowiem nawet zmiana kilku tylko oznaczeń w tekście wymaga już gruntownego i dokładnego sprawdzenia całej treści.

(—) mgr inż. Franciszek Janik
kier. Działu Aerodynamiki i L.
prof. Politechniki Warszawskiej

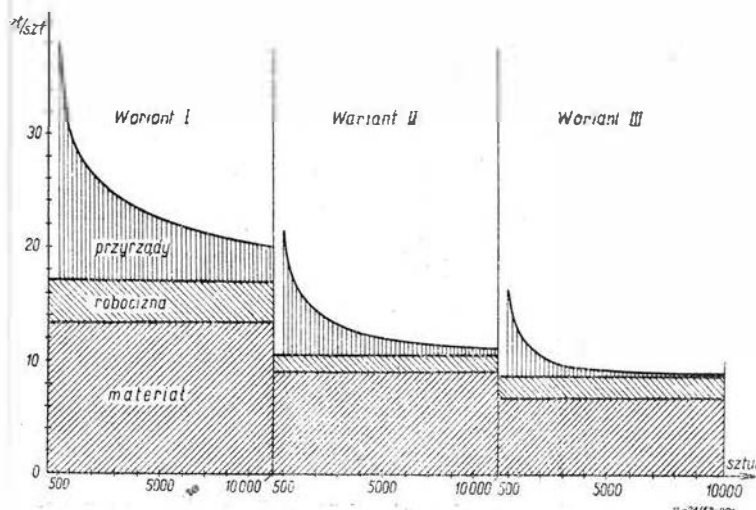
Uważamy, że wydrukowana powyżej wymiana poglądów, chociaż — niestety — nie pozbawiona momentów osobistych, sławni jeden z przyczynków do uzyskania pełnowartościowej lotniczej literatury fachowej. Zarówno dla obydwu dyskutantów, znanych od dawna na terenie lotnictwa, jak i dla Redakcji „Techniki Lotniczej” zagadnienie to jest bardzo bliskie.

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

Metody wytwarzania dużych blaszanych elementów samolotu (dokończ. ze str. 172).

8. Zakończenie

Z grubsza stosunki kosztów są podane we wszystkich wariantach. Ogólnie biorąc, dla części blaszanych koszt materiału wynosi około 2/3 kosztów bezpośrednich dla planu produkcji powyżej 1 000 sztuk. Wypływa z tego wniosek, że opracowując procesy technologiczne należy dbać o wybór metody, która pozwoli do minimum obniżyć odpady materiału. Przy produkcji dużej liczby sztuk korzystniejsze będzie opracowanie sposobu cięcia arkuszy blachy. W tym celu należy opracować kartę cięcia, która podaje, w jaki sposób należy wycinać materiał z arkusza.

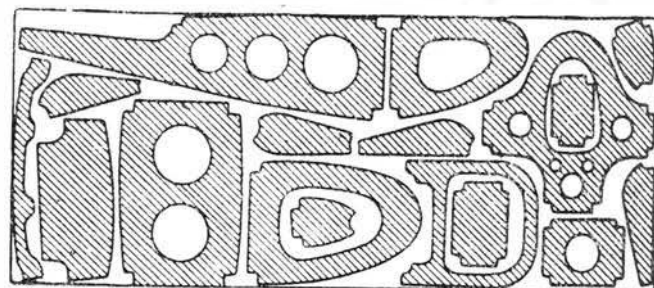


Rys. 24 — Wykres kosztów wykonania dla trzech wariantów

Możemy przy tym opracować ją na dwa sposoby. W pierwszym karta podaje sposób cięcia jednej części. Wtedy jednakowe kawałki materiału, idące na tę część, układamy w sposób zapewniający maksymalne wyzyskanie materiału. Sposób ten jest prosty do opracowania. Nadaje się najlepiej do cięcia kawałków o obrysach wielobocznych (najlepiej prostokątnych).

Drugi sposób polega na cięciu z jednego arkusza materiału na części różne. Ten sposób nadaje się najlepiej na części o obrysie nieregularnym. Układanie obok siebie tego samego obrysu nie pozwala w tym przypadku na należyte zapełnienie ar-

kusza. Kilka różnych części łatwiej da się na arkuszu ułożyć. Takie opracowanie jest szczególnie dogodnie przy wycinaniu na frezarkach części o obrysie złożonym z linii krzywych. Wtedy wg karty cięcia i szablonu cięcia układamy szablon wiertnicze na paczce arkuszy blach i wiercimy otwory przyrządowe. Następnie układamy szablon frezarskie i skracamy blachy z szablonami. W jednej operacji frezarskiej wycinamy wtedy różne części, każdą po tyle sztuk naraz, ile jest arkuszy w paczce. Opracowanie takiej karty cięcia jest sprawą kłopotliwą. Do wspólnego cięcia trzeba dobrać części wykonywane z tego samego materiału (marka i grubość materiału jednakowe). Muszą



Rys. 25 — Grupowe cięcie blachy

to być części wykonywane w tych samych liczbach sztuk. Powinny to być części wchodzące do tych samych zespołów i wykonywane w planie w tym samym okresie czasu. Na rys. 25 podajemy przykład grupowego cięcia materiału na różne części z jednego arkusza blachy opracowany na frezarce.

Na zakończenie podkreślimy, że w praktyce sprawa analizy kosztów i doboru najtańszych metod produkcji jest często zaniedbana. Wynika to z niedoceniań wpływu technologii na koszty produkcji i pośpiesznego opracowywania planów obróbki. Im większa waga przykładana będzie do tej sprawy, w tym większym stopniu będziemy w stanie obniżyć koszty produkcji i skrócić czas produkcji, a także zaoszczędzić drogie materiały stosowane w produkcji samolotów.

Z drugiej strony warunkiem poprawnego opracowania produkcji będzie zgromadzenie odpowiednich materiałów. W szczególności cenne są materiały zebrane z doświadczeń własnej wytwórni.

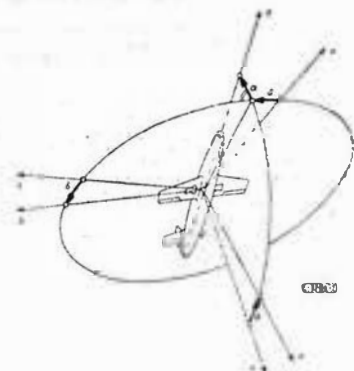
Artykuł wpłynął dnia 3 marca 1953 r.

— 3 —

Pn L-03150

3.4. ZALEŻNOŚĆ MIĘDZY WSPÓŁRZĘDNymi W RÓŻNYCH UKŁADACH ODNIESIENIA

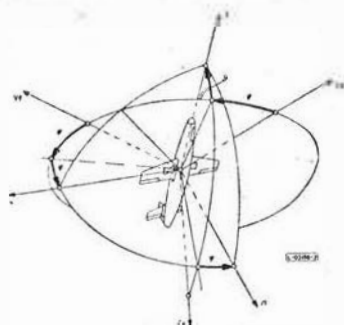
a) Położenie bryły względem osi przepływu



Rys. 2

		Układ osi przepływu		
		$\bar{x}$	$\bar{y}$	$\bar{z}$
Układ osi bryły	α	$\cos \alpha \cos \beta$	$\cos \alpha \sin \beta$	$-\sin \alpha$
	β	$-\sin \alpha \beta$	$\cos \beta$	0
	γ	$\sin \alpha \cos \beta$	$\sin \alpha \sin \beta$	$\cos \alpha$

b) Położenie bryły względem nieruchomego układu osi ciążenia



Rys. 3

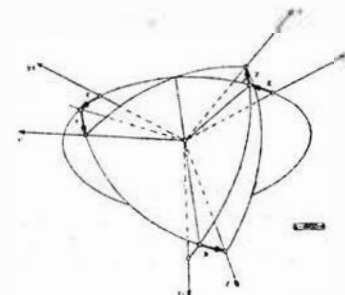
		Układ osi ciążenia		
		$\bar{x}_g$	$\bar{y}_g$	$\bar{z}_g$
Układ osi bryły	α	$\cos \beta \cos \gamma$	$\cos \beta \sin \gamma$	$-\sin \beta$
	β	$\sin \beta \cos \gamma \sin \gamma$	$\sin \beta \sin \gamma \sin \gamma$	$\cos \beta \sin \gamma$
	γ	$\sin \beta \cos \gamma \cos \gamma$	$\sin \beta \sin \gamma \cos \gamma$	$\cos \beta \cos \gamma$

Ciąg dalszy na str. 4

— 4 —

Pn L-03150

c) Położenie toru lotu względem nieruchomego układu osi (ciążenia)



Rys. 4

		Układ osi ciążenia		
		$\bar{x}_g$	$\bar{y}_g$	$\bar{z}_g$
Układ osi bryły	α	$\cos \gamma \cos \beta$	$\cos \gamma \sin \beta$	$-\sin \gamma$
	β	$\sin \gamma \cos \beta \sin \beta$	$\sin \gamma \sin \beta \sin \beta$	$\cos \gamma \sin \beta$
	γ	$\sin \gamma \cos \beta \cos \beta$	$\sin \gamma \sin \beta \cos \beta$	$\cos \gamma \cos \beta$

Przykłady przekształceń¹⁾Dane: współrzędne s, b, n i kąty β, γ, α ; szukane: x_g, y_g, z_g wg 3.4 b)

$$\begin{aligned} x_g &= s \cos \beta \cos \gamma + b (\sin \beta \cos \gamma \sin \gamma - \sin \beta \cos \gamma) + n (\sin \beta \cos \gamma \cos \gamma + \sin \beta \sin \gamma) \\ y_g &= s \cos \beta \sin \gamma + b (\sin \beta \sin \gamma \sin \gamma - \cos \beta \cos \gamma) + n (\sin \beta \sin \gamma \cos \gamma - \cos \beta \sin \gamma) \\ z_g &= -s \sin \beta + b \cos \beta \sin \gamma + n \cos \beta \cos \gamma \end{aligned}$$

Dane: współrzędne x_g, y_g, z_g oraz kąty β, γ, α ; szukane: s, b, n

$$\begin{aligned} s &= x_g \cos \beta \cos \gamma + y_g \cos \beta \sin \gamma - z_g \sin \beta \\ b &= x_g (\sin \beta \cos \gamma \sin \gamma - \sin \beta \cos \gamma) + y_g (\sin \beta \sin \gamma \sin \gamma - \cos \beta \cos \gamma) + z_g \cos \beta \sin \gamma \\ n &= x_g (\sin \beta \cos \gamma \cos \gamma + \sin \beta \sin \gamma) + y_g (\sin \beta \sin \gamma \cos \gamma - \cos \beta \sin \gamma) - z_g \cos \beta \cos \gamma \end{aligned}$$

4. PRĘDKOŚCI

4.1. PRĘDKOŚCI POSTĘPOWE BRYŁY WZGLĘDEM OŚRODKA

 u, v, w — prędkości składowe w kierunku osi s, b, n . $V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2}$ — prędkość wypadkowa w kierunku osi x . U, V, W — dodatkowo w kierunku dodatkowych zwrotów. w_g — prędkość wznoszenia — składowa w kierunku osi z_g — dodatkowo w kierunku do góry.¹⁾ te same wzory służą do przekształceń współrzędnych aerodynamicznych, jeżeli zamiast współrzędnych s, b, n wstawimy odpowiednie współrzędne x, y, z — tzn. x_g, y_g, z_g .

Ciąg dalszy na str. 5

4.2. PRĘDKOŚCI KĄTOWE BRYŁY

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — kątowne prędkości składowe względem osi x, y, z .

$\Omega = \sqrt{\omega_x^2 + \omega_y^2 + \omega_z^2}$ — wypadkowa prędkość kątowa.

$\omega_x, \omega_y, \omega_z$ — dodatnie przy obrocie w prawo patrząc w kierunku dodatniego zwrotu odpowiedniej osi.

5. SIŁY

5.1. ZWROTY SIŁ Umowne dodatnie zwroty składowych sił aerodynamicznych są przeciwne dodatnim zwrotom odpowiednich osi.

Składowe wszystkich pozostałych sił mają zwroty zgodne ze zwrotami odpowiednich osi.

5.2. OGÓLNY WZÓR NA SIŁĘ AERODYNAMICZNĄ

Siła aerodynamiczna = $c \cdot q \cdot S$.

w którym:

c — współczynnik

$q = \frac{\rho V^2}{2}$ — ciśnienie prędkości,

S — powierzchnia odniesienia.

5.3. SIŁY AERODYNAMICZNE W UKŁADZIE OSI BRYŁY

c_x, c_y, c_z — współczynniki sił aerodynamicznych w kierunku osi x, y, z

$P_x = c_x \cdot q \cdot S$ — siła styczna

$P_y = c_y \cdot q \cdot S$ — siła boczna

$P_z = c_z \cdot q \cdot S$ — siła normalna.

5.4. SIŁY AERODYNAMICZNE W UKŁADZIE OSI PRZEPŁYWU

c_x, c_y, c_z — współczynniki sił aerodynamicznych w kierunku osi x, y, z

$P_x = c_x \cdot q \cdot S$ — opór

$P_y = c_y \cdot q \cdot S$ — siła boczna

$P_z = c_z \cdot q \cdot S$ — siła nośna.

6. MOMENTY

6.1. ZWROTY MOMENTÓW. Składowe momentów są dodatnie przy obrocie w prawo, patrząc w kierunku dodatniego zwrotu odpowiedniej osi.

6.2. OGÓLNY WZÓR NA MOMENT OD SIŁ AERODYNAMICZNYCH

Moment sił aerodynamicznych = $c \cdot q \cdot S \cdot l_0$.

w którym:

c — współczynnik

q — ciśnienie prędkości

S — powierzchnia odniesienia

l_0 — długość odniesienia.

6.3. MOMENTY OD SIŁ AERODYNAMICZNYCH WZGLĘDEM OSI PRZEPŁYWU¹⁾

$L = c_L \cdot q \cdot S \cdot b$ — moment przechylający

$M = c_M \cdot q \cdot S \cdot l$ — moment pochyłający

$N = c_N \cdot q \cdot S \cdot b$ — moment odchyłający (kierunkowy).

¹⁾ Częstokroć stosowane wykresy sił i momentów podłużnych i bocznych przy odwołaniu się do dodatniego momentu noszącego bez zmian, jeżeli na dodatniej osi rzędnych odłoży się ujemne wartości współczynnika momentu.

²⁾ Oznaczenia długości odniesienia wzięto tak jak dla płata patrz 7.4. Dla płata pożądana jest przyjęcie za długość odniesienia średnią cięciwą geometryczną.

Ciąg dalszy na str. 6

6.4. MOMENTY ZAWIASOWE. Zgodnie z 6.1 i 7.1 momenty zawiasowe są dodatnie przy obrocie w kierunku dodatniego wychylenia odpowiedniego steru.

Moment zawiasowy = $c \cdot q \cdot l_0 \cdot S$.

w którym:

c — współczynnik

$q = \frac{\rho V^2}{2}$ — ciśnienie prędkości

S — powierzchnia odniesienia

l_0 — cięciwa odniesienia

c_l — współczynnik momentu zawiasowego lotki

c_s — współczynnik momentu zawiasowego klapy

c_h — współczynnik momentu zawiasowego steru wysokości

c_r — współczynnik momentu zawiasowego steru kierunku.

7. GEOMETRIA SAMOŁOTU

7.1. WYCHYLENIA STERÓW I KLAP. Kąty wychyleń sterów mierzone są od cięciwy płata lub statecznika, kąty wychyleń kłapek zaś — od cięciwy odpowiednich sterów.

β_l — kąt wychyleń lotki

β_k — kąt wychyleń klapy

β_h — kąt wychyleń steru wysokości

β_r — kąt wychyleń steru kierunku (dodatni, gdy patrząc w dodatnim kierunku osi podłużnej odchylenia krawędzi spływu, jest na lewo)

δ — kąt wychyleń kłapek. Dodatni jak dla steru.

dodatni przy opuszczeniu krawędzi spływu do dołu

7.2. KĄTY ZAKLINOWAŃ

Płaszczyzna symetrii (715)

ζ — ogólne oznaczenie kąta ustawienia dwóch elementów (np. skrzydło względem kadłuba).

Płaszczyzna obrysu (86)

γ — ogólne oznaczenie kąta ustawienia dwóch elementów (np. usterzenie kierunku względem osi kadłuba)

7.3. KĄTY USTERZEŃ

α_h — kąt natarcia usterzenia wysokości

α_r — kąt natarcia usterzenia kierunku

ϵ — kąt odgięcia strug ze płatem, mierzony w płaszczyźnie symetrii płata.

7.4. WYMIARY LINIOWE

l — cięciwa bieżąca płata

$l_g = \frac{S}{b}$ — średnia cięciwa geometryczna płata

l_h — cięciwa usterzenia wysokości

l_r — cięciwa usterzenia kierunku

l_l — cięciwa lotki

l_k — cięciwa klapy

b — rozpiętość

l — całkowita długość samolotu

z_h — odległość środka ciężkości samolotu od osi obrotu steru wysokości

z_r — odległość środka ciężkości samolotu od osi obrotu kierunku.

Ciąg dalszy na str. 7

7.5. POWIERZCHNIE

- S — powierzchnia płata
- S_h — powierzchnia uszereżenia wysokości
- S_v — powierzchnia uszereżenia kierunku
- S_z — powierzchnia klapy
- S_l — powierzchnia lotki

7.6. RÓŻNE

- Q — ciężar samolotu
- I_x, I_y, I_z — momenty bezwładności
- $I_{x_0}, I_{y_0}, I_{z_0}$ — momenty odśrodkowe

8. ŚMIGŁO

8.1. GEOMETRIA ŚMIGŁA

- D — średnica śmigła
- $R = 1/2 D$ — promień śmigła
- r — promień bieżący $0 < r < R$
- H — skok geometryczny. Dla promienia r podaje się wskaźnik przy H , np. dla $r = 0,7 R$ skok oznacza się $H_{0,7}$
- β — kąt nastawienia profilu łopaty określony wzorem¹⁾

$$\tan \beta = \frac{H_r}{2 \pi r}$$

8.2. PRĘDKOŚCI

- $\omega = \frac{\pi \cdot n}{30} = 2 \pi n_s$ — prędkość kątowa
- n — liczba obrotów na minutę
- n_s — liczba obrotów na sekundę
- ω_R — prędkość obwodowa końca łopaty
- V — prędkość postępowe
- $\frac{V}{\omega R}$ — posuw
- $J = \frac{V}{R \cdot \omega} = \pi \cdot \frac{V}{\omega R} =$ współczynnik posuwu.

8.3. SIŁY I MOMENTY

- k_t — współczynnik ciągu
 - k_m — współczynnik momentu
 - k_T — cecha ciągu
 - k_M — cecha momentu
 - k_N — cecha mocy
- } odniesione do ciśnienia prędkości obwodowej
- } odniesione do obrotów i średnicy

$$k_{t2} = V \cdot \sqrt{\frac{1}{n_s^2} \cdot \frac{V}{N}} \quad \text{— cecha średnicowa śmigła}$$

$$T_s = k_t \cdot \frac{\pi D^2}{4} \cdot \left(\frac{\omega R^2}{2} \right) = k_t \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \omega^2 \cdot R^4 \cdot D^2 \quad \text{— ciąg}$$

$$M_s = k_m \cdot \frac{\pi D^2}{4} \cdot \left(\frac{\omega R^2}{2} \right) \cdot R = k_m \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \omega^2 \cdot R^5 \cdot D^2 \quad \text{— moment obrotowy}$$

¹⁾ Ze charakterystyczny kąt dla całej łopaty śmigła przyjmuje się często kąt β dla $r = 0,7 R$.

$$N_s = M_s \cdot \omega = k_m \cdot \frac{\pi}{4} \cdot \omega^3 \cdot R^5 \cdot D^2 \quad \text{— moc pobierana}$$

$$\eta = \frac{T \cdot V}{N_s} \quad \text{— sprawność śmigła.}$$

9. FIZYKA ATMOSFERY

- g — przyspieszenie ziemskie
- ρ — gęstość powietrza
- ρ_c — ciężar właściwy powietrza
- μ — absolutny współczynnik lepkości
- μ' — kinematyczny współczynnik lepkości
- Re — liczba Reynoldsa
- M — liczba Macha

KONIEC

Podajemy powyżej fotograficzną reprodukcję normy PN/L-02150 „Mechanika lotu. Oznaczenia.” Szerokie rozpowszechnienie tej normy i stosowanie się do niej wykładowców oraz autorów książek, skryptów, czy też artykułów, pozwoli na zlikwidowanie wieloznaczności i nieporozumień w tej dziedzinie.

Ponieważ znaleźliśmy w normie pewne niejasności, zgłosiliśmy się do głównego referenta tej normy dr inż. Zb. Brzoski o wyjaśnienia. W odpowiedzi dostaliśmy sprostowanie, które zamieszczamy poniżej:

„W opublikowanej przez PKN Normie PN/L-02150 wkradły się dość liczne omyłki drukarskie, zmieniające w sposób zasadniczy sens niektórych oznaczeń.

	zamiast	winnoby być
str. 4 w. 4 od dołu	U, V, W — dodatnie..	u, v, w — dodatnie...
str. 6 w. 19 od góry	β^v — kąt..	β_v — kąt..
str. 6 w. 1 od dołu	od osi obrotu kierunku	od osi obrotu steru kierunku
str. 7 w. 15 od dołu	n_s — liczba..	n_s — liczba..
str. 7 w. 14 od dołu	ω_R — prędkość..	ω_R — prędkość..
str. 7 w. 12 od dołu	$\frac{V}{\omega R}$ — posuw	$\frac{V}{\omega R}$ — posuw
str. 7 w. 11 od dołu	$Y = \dots = \pi \frac{V}{\omega R}$	$Y = \dots = \pi \frac{V}{\omega R}$
str. 8 w. 2 od góry	$\eta = \frac{T \cdot V}{N_s} = \dots$	$\eta = \frac{T_s \cdot V}{N_s}$
str. 8 w. 6 od góry	ρ_g — ciężar..	ρ_g — ciężar..
str. 8 w. 9 od góry	Re — liczba..	Re — liczba..
str. 8 w. 10 od góry	Ma — liczba..	Ma — liczba..
str. 4 w. 5 od góry	$\cos \gamma \sin x$	$\cos \gamma \sin \gamma$

Ponieważ wg otrzymanych informacji „Technika Lotnicza” zamierza przedrukować normę, byłoby pożądane jednoczesne umieszczenie ww. poprawek.

(—) Dr Inż. Z. Brzoska

Należy ubolewać, że PKN oraz Zakłady Graficzne im. Marcina Kasprzaka w Poznaniu dopuścili do pozostawienia tylu błędów, co obniża wartość wyżej podanej normy jak o czynnik, zmierzającego do uporządkowania sprawy oznaczeń. Od momentu ustalenia normy, tj. od dnia 31 maja 1952 r., do lata 1953 r., tj. do czasu ukazania się wydrukowanej normy upłynęło dość czasu, by niezbędna i sumienna korekta tekstu mogła się odbyć.

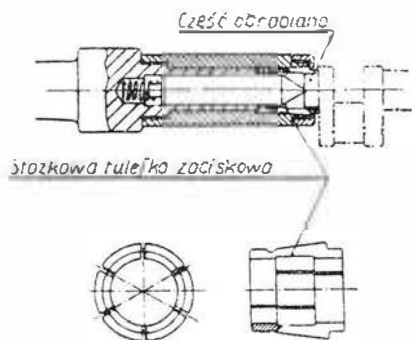
Przeglądamy usprawnienia...

Pod wskazanym ogólnym tytułem zamieszczamy zarówno usprawnienia pracownicze jak i udoskonalenia techniczne, zaczerpnięte z wydawnictwa Urzędu Patentowego PRL, pod tytułem: „Opisy udoskonaleń technicznych i usprawnień”. Wydawnictwo to ukazuje się w zeszytach, zawierających około stu opisów usprawnień pracowniczych i udoskonaleń technicznych, ułożonych według kolejności klas patentowych. Po tytule opisu umieszczamy w nawiasach następujące informacje: numer klasy patentowej, do której należy temat usprawnienia lub udoskonalenia według klasyfikacji patentowej; numer kolejny drukowanego opisu usprawnienia lub udoskonalenia, przy czym usprawnienia posiadają numer poprzedzony literą O, udoskonalenia zaś — numer z literami OU; numer kolejny zeszytu. Poza tymi informacjami w nawiasach, umieszczono nazwisko twórcy pomysłu.

Szybko mocujący zabierak

(Kl. 49 a; nr 0—1067; z nr 1) F. Henning (NRD)

W celu ograniczenia czasu obróbki wału korbowego do sprężarki zaopatrzonego się w szybko mocujący zabierak. Na rysunku uwidoczniło wrzeciono tokarki. Centrowanie jest dokonywane za pomocą sprężynującego kła w tulei mocującej, równocześnie z zaciskaniem w niej wału korbowego. Zabierak ten może być stosowany do wszystkich przedmiotów obrabianych o kształ-

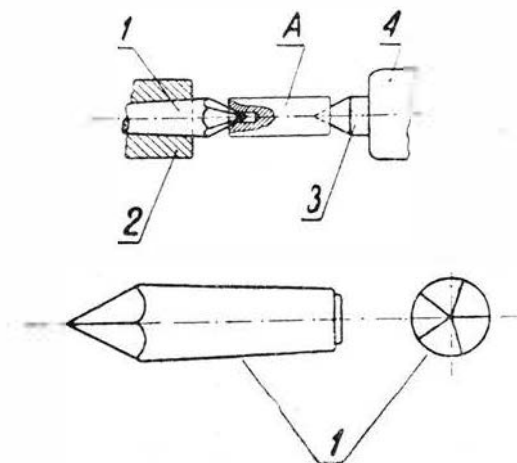


tach cylindrycznych, które muszą być obracane pomiędzy kłami. Istota usprawnienia polega na tym, że obrabiarka podczas zamocowywania i zwalniania części obrabianej nie musi być unieruchomiona. Szybko mocujący zabierak został wypróbowany i okazał się opłacalny. Przez zaoszczędzenie czasu na zamocowanie przedmiotu obrabianego normy mogą być podwyższone o 25%.

Kiel pięciokątny jako zabierak do obróbki drobnych przedmiotów

(Kl. 49 a; nr 0 — 1071; z. nr 1) Mieczysław Ratyński

Przy szlifowaniu drobnych przedmiotów, których cała powierzchnia ma być obrobiona, stosowanie sercówek dla wprowadzenia szlifowanego przedmiotu w ruch obrotowy jest nieracjonalne, ponieważ sercówka uniemożliwia oszlifowanie całej powierzchni przedmiotu. Podobne trudności występują przy obróbce tokarskiej małych przedmiotów.



W myśl usprawnienia stosuje się w takich przypadkach, jak: zabierak, kiel zakończony ostrosłupem pięciokątnym. Kiel ten mocuje się we wrzeciono obrabiarki. Jak to uwidoczniło rysunek, przedmiot A zakłada się nakielkiem na kiel 1, znajdujący się we wrzeciono 2, i z drugiej strony dociska się go mocno kłem 3 konika 4. Ruch obrotowy wrzeciona przenosi się na obrabiany przedmiot za pośrednictwem kła pięciokątnego 1, którego krawędzie wciskane są w ścianki nakielka.

Smar usuwający przyczepność stopu aluminium do formy przy odlewaniu pod ciśnieniem

(Kl. 31 c; nr 0 — 1075; z. nr 1) Stanisław Mól

W celu uniesienia przyczepności stopu aluminium do formy przy odlewaniu pod ciśnieniem stosowano przed usprawnieniem różnego rodzaju smary, jak olej z grafitem, stearynę itp., które jednak nie posiadały pożądanych właściwości. Wytwarzające się z tych smarów gazy powodowały powstawanie porów w odlewach, co wpływało ujemnie na jakość produkcji.

W myśl usprawnienia sporządzono środek, składający się z mieszaniny stearyny i żelazocjanku sodu wziętych w stosunku 1/4 litra roztopionej stearyny i 10 dkG żelazocjanku sodu. Środek ten, rozprowadzony w postaci powłoki na formie, stanowi warstwę nieprzepuszczalną dla wtłaczanego pod ciśnieniem roztopionego metalu, nie dopuszczającą do przywierania stopu aluminium do ścian formy.

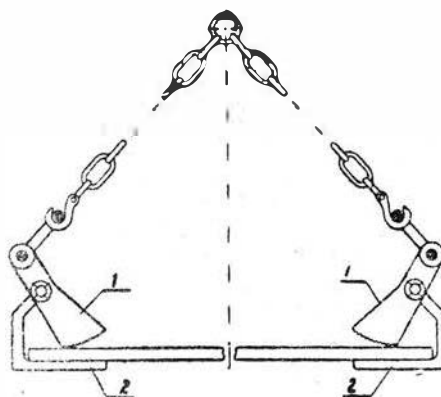
W wyniku usprawnienia otrzymano normalny tok produkcji odlewów aluminiowych pod ciśnieniem.

Zastosowanie dźwigni zabezpieczającej w kleszczach do transportu blach

(Kl. 35 b; nr 0 — 1137; z. nr 1) Jan Dudek

Przed usprawnieniem kleszcze do transportu blach nie posiadały zabezpieczenia przed wysliznięciem się blachy, która spadając na ziemię mogłaby spowodować wypadek.

Obecnie zastosowano w kleszczach do transportu blach do-



datkową dźwignię 1 z ząbkami, które w czasie podniesienia blachy przyciskają ją do chwytaków 2, umożliwiając w ten sposób wypadnięcia blachy w czasie transportu.

Na półkach księgarskich

Raszczał procesów wysychania i uwilżnienia drewniny, P. S. Siergowski, Gosiesbumizdat, 1952 r., stron 79.

W broszurze tej autor przedstawia i wyjaśnia metody obliczania procesów ciepło-powietrznej obróbki drewna, oparte na teorii suszenia i nawilżania, sprawdzone doświadczalnie. Kolejne rozdziały podają w treści takie zagadnienia jak: stateczna wilgotność drewna i jego półfabrykalów, dynamika suszenia, przewodnictwo wilgoci w drewnie, metody obliczenia długości suszenia i nawilżania drewna oraz przykłady użycia wzorów obliczeniowych i nomogramów dla różnych procesów powietrzno-ciepłotnej obróbki drewna. Na końcu załączony jest wykres w postaci nomogramu, ułatwiający praktyczne obliczenia. Ze względu na ważność powyższego problemu w produkcji lotniczej książka ta winna być jak najszerszej wykorzystana.

L. S.

Zasady konserwacji tarcicy na składach, mgr inż. S. Górzyński, Państw. Wydawn. Rolnicze i Leśne, 1951 r., stron 88.

Problem dostarczania wysuszonego drewna do transportu i odbiorców jest bardzo ważny dla przemysłu lotniczego. Ponieważ szluczne suszenie dużych ilości drewna praktycznie odpada, pozostaje suszenie naturalne w składach. W niniejszej broszurze omówiono racjonalne zasady konserwacji i suszenia drewna na wolnym powietrzu w sztalach. Dla zrozumienia całości zagadnienia wyjaśniono też takie sprawy, jak woda w drewnie i stany wilgotności tarcicy, zyskanie się i przeniesienie drewna, porażenie drewna grzybami, przysychanie tarcicy w sztablu i na składzie, budowa sztalpi, różne sposoby układania drewna w sztalach, dachowanie i szopowanie. W pracy tej wiadomości oparto głównie na wynikach badań radzieckich. Z książki mogą korzystać pracownicy przemysłu tartaczego, jak również wydziały kontroli odbiorców drewna.

L. S.

Kontrola jakości w cechach zaszczytnych pokryt, A. M. Jampolskij, Maszgiz, 1952 r., stron 142.

W książce podane są metody kontroli procesów i przyjęcia zabezpieczających pokryć elektrolitycznych na metalach. Podane są opisy aparatury i przyrządów niezbędnych przy określeniu jakości pokrycia, instrukcje dotyczące przyjmowania pokryć, podana jest również charakterystyka usterek produkcyjnych w procesach technologicznych i podane sposoby ich poprawienia lub usunięcia. Treść została ujęta w pięciu częściach, zawierających łącznie dwadzieścia rozdziałów. Tytuły poszczególnych części: organizacja pracy, przyjmowanie detali przed pokryciem, odbiór materiałów, sprawdzanie produkcji i odbiór pokryć zabezpieczających. Książka jest przeznaczona dla pracowników wydziałowej kontroli technicznej, majstrów i kwalifikowanych pracowników wydziałów pokryć galwanicznych.

L. S.

Rukowództwo k laboratoryjnym robotom po korozji i galwanostegii, G. T. Bachwałow i A. B. Turkowskaja, Mieliturgizdat, 1952 r., stron 239.

W książce zawarty jest drobiazgowy opis praktycznych prac w dziedzinie korozji i galwanostegii, z wprowadzeniem teoretycznym do każdej pracy, zagadnieniami kontrolnymi i spisem zalecanej literatury. Część pierwsza zawiera wiadomości ogólne. Część druga zawiera dziesięć prac laboratoryjnych z dziedziny korozji metali. Część trzecia daje opis sześciu prac z dziedziny galwanostegii. Jako dodatek załączone są tabele liczebne, ułatwiające prace praktyczne. Książka przeznaczona jest dla pracowników laboratoriów, jak również studentów wydziałów chemicznych.

L. S.

Poradnik technika normowania pracy, Zeszyt 1 — Metody opracowania normatywów, R. I. Chislin, tłum. z ros. inż. Zenon Ciagała, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 46.

Praca omawiana stanowi wstępny tom całego obszernego zbioru, przy czym zawiera ona ogólne wyjaśnienia dotyczące zasad opracowywania normatywów. Treść dzieli się na następujące rozdziały: ogólne zasady opracowania normatywów, kolejność prac przy opracowywaniu normatywów, wykreślenie i analityczne opracowanie wyników badań, określenie parametrów, od których zależy trwałość ostrza narzędzia przy obróbce metalu skrawaniem, opracowanie normatywów czasu robót ślusarsko-montażowych, czasu głównego na ręczne spawanie lukami elektrycznym za pomocą elektrod, czasu przygotowania i zakończenia, czasu obsługi stanowiska roboczego oraz sprawdzanie normatywów w warunkach produkcyjnych. Przedmowa tłumacza wyjaśnia, dla czego polecono się to wyzwoleniu znaleźć można było w literaturze krajowej. W okresie późniejszym zostały przetłumaczone podstawowe prace radzieckie z tej dziedziny, zawierające metodologię technicznego normowania prac. Omawiana praca i cykl przez nią inicjowany uzupełniają te braki.

S. M.

Girooskop, jego teoria i primientacje, R. Grammel, Izdatelstwo Inostrannoj Literatury, tłum. z niem. na ros. G. A. Wolpert, 1952 r., stron 351+318.

Wśród prac poświęconych zagadnieniom żyroskopu praca ta w swej części teoretycznej jest najpełniejsza wśród książek zagranicznych i w chwili obecnej najbardziej przystępna dla czytających. W pierwszym tomie ze względu na charakter zagadnienia omówiono na wstępie zasadnicze wiadomości z matematyki i mechaniki. W dalszych rozdziałach podana jest teoria żyroskopu symetrycznego i niesymetrycznego, zadania specjalne, jak ruch baka, żyroskopu, tocące się kolo i kula, w dodatku zaś — zastosowanie funkcji matematycznych do badania ruchu żyroskopu. Tom drugi obejmuje zagadnienia zastosowania żyroskopu w praktyce. Rozpatrzone są więc kolejno zjawiska żyroskopowe w maszynach z obracającymi się częściami, zastosowanie żyroskopu do takich pojazdów, jak kolej żelazna normalna, kolej wisząca i stromo wznosząca się, samochód, ogień i pojazdy dwukolowe. W osobnym rozdziale, opisującym zastosowanie żyroskopu w samolotach, opisane są podstawy ruchu samolotu, wstępujące momenty żyroskopowe, zjawiska żyroskopowe ciał, korekcja samolotu i zagadnienie śmigłowca. W rozdziale o przyrządach żyroskopowych opisane są między innymi żyroskop, słuczny horyzont i zakreślnik. W ostatnim rozdziale podane jest zastosowanie żyroskopu jako bezpośredniego stabilizatora dla iluminacji wahni. Ze względu na dwa obszerne rozdziały omawiające zagadnienia samolotów i przyrządów pokładowych, drugi tom zwłaszcza może być wykorzystany w lotniczych biurach konstrukcyjnych i instytutach naukowych.

L. S.

Metody ispytanij swarnych sojedinienij i konstrukcij, G. I. Pogodin-Alekstiejew, S. T. Nazarov, M. N. Gapczenko, Maszgiz, 1952 r., stron 344.

W pracy tej opisane są nowoczesne metody odbioru i sprawdzania połączeń i konstrukcji spawanych. Kolejne rozdziały podają takie za-

gadnienia jak: wady połączeń spawanych; sprawdzanie przygotowania spawania; odbiór głowicy elementu, przedmiotów i konstrukcji; realgonowskie metody sprawdzania szwów spawanych; sprawdzanie jakości połączeń spawanych bromieniami gazowymi; magnetyczne, ultradźwiękowe i luminiscencyjne metody sprawdzania połączeń spawanych; metalograficzne badania połączeń spawanych; metody badań i prób mechanicznych; analiza chemiczna i próby korozyjne; organizacja technicznej kontroli połączeń spawanych. W załączniku podany jest wykaz norm radzieckich, dotyczących dziedzin spawania i wzór atestu na odbiór konstrukcji spawanych. Ze względu na ważność problemów spawania w produkcji lotniczej książka ta winna być szeroko wykorzystana tak przez pracowników technicznych warsztatów, jak i kontroli.

L. S.

Zarys metrologii warsztatowej. Podstawy teoretyczne i środki miernicze do pomiarów długości i kątów, mgr inż. Aleksander Tomaszewski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 131.

Omawiana książka zawiera teoretyczne podstawy pomiarów długości i kątów, opisy działania i konstrukcji oraz sposobów sprawdzania odbioru i przyrządów mierniczych. W treści omówiono wiadomości podstawowe, zagadnienia błędów, wzorce kontrolne i użytkowe, pomiary interferencyjne, tolerancje i maszynowanie (według ISA i GOST) oraz sprawdzanie i przeciw sprawdzanie, przyrządy miernicze, przybory i pomoce miernicze, sprawdzanie narzędzi mierniczych. Książka powinna znaleźć szerokie zastosowanie w działach kontroli technicznej oraz w izbach pomiarowych przemysłu lotniczego, w którym zagadnienia pomiarów warsztatowych i sprawdzania przyrządów mierniczych stoją na wysokim poziomie.

S. M.

Izbiennokrutilnye deformacji tonkosliennych stierżnej odhodyto profila, inż. I. Jagn, Gosud. Izd. Tjechn. Teoriet. Litier., 1952 r., stron 108.

W książce tej pracy wyjaśnione zostało zagadnienie odkształceń ciągło-skrętnych prętów cienkościennych o owalnych przekrojach. Książka dzieli się na trzy rozdziały. Pierwszy ma charakter wprowadzający i daje ogólne wiadomości o zjawiskach odkształceń ciągło-skrętnych prętów o dowolnym przekroju. Rozważania tego rozdziału oparte są na pracach W. W. Nowożyłowa i G. J. Dżanidze. W rozdziale drugim na podstawie ogólnych założeń przedstawiona jest teoria W. Z. Wasłowa obliczania cienkościennych prętów o przekrojach otwartych. Trzeci rozdział zawiera zadania, przy czym zadania typowe i bardziej złożone przebiegają z rozwinięciem. Wszystkie wyprowadzenia i dowody oparte są na przykładach geometrycznych, związanych z konkretnymi przykładami statycznymi i kinematycznymi. Wykład przeznaczony jest dla zawiąnujących w dziedzinie wytrzymałości materiałów.

L. S.

Chimia mineralnych masiel, N. I. Czernozhukow, S. E. Krejn, B. W. Loskow, Gospietichizdat, 1951 r., stron 308.

W pracy tej wyjaśnione są zasadnicze zagadnienia, dotyczące własności olejów mineralnych, zmiany tych własności w warunkach użytkowania, a także związane z tymi zagadnieniami problemy technologiczne. W książce zebrany został znaczny materiał eksperymentalny, dotyczący zagadnień składu chemicznego, budowy wewnętrznej, rozpuszczalności, lepkości, własności smarowych, trwałości przed utlenieniem i własności zmywających, rozpuszczających i korozyjnych olejów mineralnych. Treść podzielona jest na trzy części, zawierające łącznie siedemdziesiąt rozdziałów. Tytuły poszczególnych części: skład chemiczny olejowych frakcji ropy naftowej; fizyczne własności olejów; chemiczne i fizykochemiczne własności olejów mineralnych. Książka przeznaczona jest dla studentów, inżynierów i pracowników technicznych działów produkcji i eksploatacji olejów mineralnych.

L. S.

Priedielnye sostojanija stalnych balok, B. M. Bronie, Gos. izd. litier. po stroit. i archit., 1953 r., stron 216.

W książce rozpatrzone są graniczne stany wytrzymałości i stateczności belek stalowych z pełną ścianą środkową. Wielkość granicznych obciążeń dla belek precyzowane są dokładnie przez sprowadzenie schematów obliczeniowych do rzeczywistych warunków pracy konstrukcji. Treść podzielona została na trzy części, omawiające kolejno: wpływ naprężeń stycznych na własności nośne belki, stateczność belek przy zginaniu prostym, stateczność ścianek i pasów belek. W rozdziale trzecim zostały omówione dokładnie zagadnienia płyt ze słupem opartym brzegiem, płyty wzmacnione żebrami i wpływ początkowego słabienia na stateczność ścianek. W zakończeniu podano dość obszerny wykaz literatury (34 pozycje). Książka przeznaczona jest dla inżynierów projektujących, pracowników naukowych i asprantów.

L. S.

Isosonoje litje iz magnijewych splawow, W. W. Krymow i G. S. Wysezkarko, Oborongiz, 1952 r., stron 203.

Książka ta daje opis charakterystycznych zasad produkcji odlewów kształtowych ze stopów magnezowych. Ogólne zagadnienia techniki odlewniczej podane są jako wprowadzenie w bardzo krótkim zarysie i dotyczą raczej tylko cech stopów magnezowych. Obszerniej natomiast podane są własności magnezu i jego stopów przemysłowych, lenienie stopów magnezowych, opis materiałów formierskich i na rdzenie, wykonanie form i rdzeni, lanie przedmiotów w kokile, wylanie i oczyszczanie odlewów, dane o obróbce cieplnej stopów magnezowych, zabezpieczanie stopów magnezowych przed korozją i zasadnicze sposoby wady odlewów ze stopów magnezowych. W ostatnich dwu z trzynastu rozdziałów opisane są zagadnienia organizacji produkcji, zmechanizowania prac odlewniczych i techniki bezpieczeństwa. Książka przeznaczona jest dla pracowników działów odlewniczych, majstrów, technologów i pracowników kontroli technicznej.

L. S.

Groz i szkvaly, M. W. Kolobkow, Gos. Izd. Tjechn. Teoriet. Litier., 1951 r., stron 355.

W książce tej rozpatrzone są zagadnienia powstawania, rozwoju i przewidywania zjawisk atmosferycznych burzowych i związanych z tym wyładowań elektrycznych. Całość podzielona jest na trzy części. Część pierwsza opisuje zjawiska elektryczności atmosferycznej, powstawanie piorunów i opis zjawisk burzowych, towarzyszących powstawaniu piorunów. Część druga daje opis burz z wyładowaniami elektrycznymi, huraganów (lornado) i warunków powstawania trąb powietrznych i wodnych. W części trzeciej podane są aerodynamiczne warunki burz, ich klasyfikacja, pionowe przekroje atmosfery i przewidywanie zjawisk burzowych. Osobny rozdział omawia warunki lotów w czasie burz i wyładowań elektrycznych. Książka przeznaczona jest dla meteorologów, synoptyków, może być też wykorzystana przez pracowników komunikacji lotniczej.

L. S.

Dr inż. ZBIGNIEW BRZOSKA

Nowa metoda realizacji prób statycznych*)

620.171.2

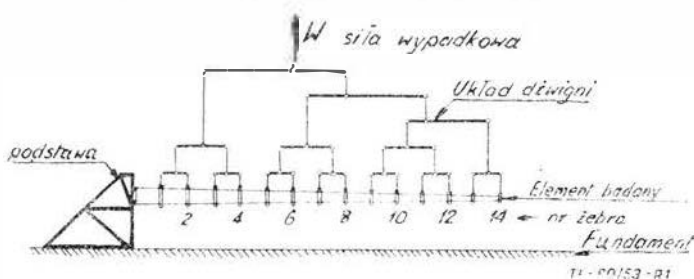
W pracy podano metodę realizacji prób statycznych, polegającą na użyciu dwulinowego układu krążków, co zapewnia dużą dokładność urzeczywistniania obciążeń, znacznie wyższą niż przy układach dźwigniowych. Opisano również schemat urzeczywistnienia, podkreślając jego zalety użytkowe, a zwłaszcza znaczne zmniejszenie ciężaru układu. Dzięki tej ostatniej zaletce opisana metoda może być zastosowana do urzeczywistnienia obciążeń zmęczeniowych.

1. Wstęp

Jednym z ważnych etapów pracy biura konstrukcyjnego, jak również zastępu produkcyjnego jest doświadczalne sprawdzenie wytrzymałości konstrukcji. Znaczenie tego doświadczalnego sprawdzenia wynika z faktu, że konstrukcja płatowcowa jest zazwyczaj wielokrotnie statycznie niewyznaczalna. Wskutek tego łacie zagadnienia, jak zagadnienie stateczności i pracy konstrukcji powyżej naprężeń krytycznych oraz zagadnienia nieliniowe, a w szczególności wyznaczenie obciążeń niszczących, są w analizie obliczeniowej potraktowane w sposób nadzwyczaj uproszczony, pozostawiając zawsze wątpliwość co do prawidłowości zasadniczych założeń. Również i w produkcji seryjnej doświadczalne sprawdzenie jest do pewnego stopnia miarą dobroci wykonania, gdyż nieuniknione odchylenia od idealnego kształtu (sfalowania wstępne, staranność nitowania itp.) wpływają w znacznym stopniu na przebieg sił wewnętrznych. Ponadto w ostatnim okresie przeprowadza się coraz częściej badania zmęczeniowe całych konstrukcji, dla których, jak dotychczas, analiza doświadczalna jest niezastąpiona.

2. Zasada metody

Badane w budowie płatowców zespoły dają się podzielić na dwie grupy, z których pierwsza charakteryzuje się tym, że dominującą rolę w niej odgrywają obciążenia rozłożone w sposób ciągły (np. skrzydła), podczas gdy w grupie drugiej dominującą rolę odgrywają siły skupione (np. kadłuby).



Rys. 1. Schemat układu dźwigniowego

Stosowany dotychczas sposób realizacji obciążenia polega w większości przypadków na zastosowaniu układu dźwigni (rys. 1), zamieniającego rzeczywisty wykres sił poprzecznych (rys. 2) na nieciągły (schodkowy), w którym punkty nieciągłości wykresu wyznaczone są przez istniejące elementy konstrukcyjne (żebra). Wysokość schodka określa przy tym wielkość siły przyłożonej na danym elemencie, np. ΔP_2 , ΔP_3 są równe siłom przyłożonym odpowiednio na żebrawach 2 i 5 (rys. 2), przy czym, z powodu nieliniowego przebiegu siły Q , te poszczególne przyrosty mają różne od siebie wartości.

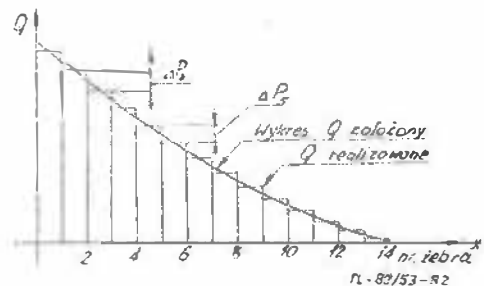
W nowej metodzie zasada realizacji obciążenia została odwrócona, przez wprowadzenie wszystkich sił ΔP o wartości jednakowej, skutkiem czego punkty przyłożenia tych sił są niezwiązane z elementami konstrukcyjnymi (rys. 3). Rozbieżność ta jest natury raczej teoretycznej, w praktyce bowiem można tak dobrać liczbę podziałów n , że punkty przyłożenia sił ΔP są bardzo bliskie w stosunku do istniejących żebra. Dotychczasowa prawie dwuletnia praktyka Instytutu Lotnictwa wykazała, że rozbieżność ta rzadko kiedy przekracza 15% rozstawu żebra.

Tak np. dla jednej z typowych prób skrzydeł odcięte przyłożenia sił $X_{\Delta P}$ i odcięte położenia żebra X_z są następujące

Punkt	1	2	3	4	5	6	7
$X_{\Delta P}$	1,21	1,65	2,10	2,58	3,10	3,67	4,42 m
X_z	1,16	1,62	2,12	2,62	3,12	3,63	4,38 m
$(X_{\Delta P} - X_z)$	0,05	0,03	0,02	0,04	0,02	0,04	0,04 m
ε	17	10	7	13	7	13	13 %

gdzie $\varepsilon = \frac{(X_{\Delta P} - X_z)}{a} \cdot 100$ jest procentowym odchyleniem

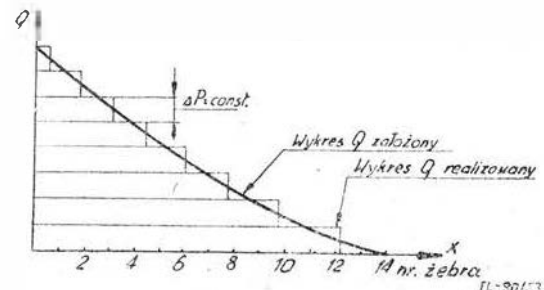
punktu przyłożenia siły w stosunku do rozstawu żebra a .



Rys. 2. Teoretyczna i zrealizowana przez układ dźwigniowy siła poprzeczna.

Zrealizowanie zamierzonego obciążenia Q przez zastosowanie równych sił ΔP osiąga się przez układ krążków (rys. 4).

Omówiona metoda realizacji obciążeń znajduje zastosowanie w tych wszystkich przypadkach, gdy wykres sił poprzecznych posiada charakter ciągły, a więc dla zespołów grupy pierwszej.

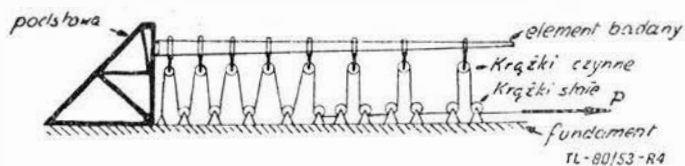


Rys. 3. Teoretyczna i urzeczywistniona przez układ krążków siła poprzeczna.

W zespołach drugiej grupy siły skupione posiadając zazwyczaj znaczną wielkość, muszą być przyłożone w ściśle określonych punktach (np. ciężar silnika), przy czym zazwyczaj poszczególne siły różnią się dość znacznie między sobą. W tych przypadkach przez zastosowanie jednego rzędu dźwigni, łączących się przegubami w jeden ciąg (belki Gerbera) można zrealizować dowolny układ sił obciążających i przyłożonych w ściśle określonych punktach (rys. 5). Tak np. gdy zadane z góry siły $R_1, \dots, R_n + 1$ są takie, że między każdymi dwiema można wstawić jedną siłę P spełniającą warunek równowagi, tj.

$$nP = \sum_{i=1}^{n+1} R_i$$

* Opisana metodę opracowali wspólnie inż. Jan Kozniowski i autor. Zgłoszona do Urzędu Patentowego PRL, znana została jako udoskonalenie techniczne nr 1671.



4. Schemat jednolinkowego układu krążków.

to punkty przyłożenia sił X_i określone są wzorami:

$$X_1 = \frac{R_1}{P} l_1; X_2 = \frac{R_1 + R_2 - P}{P} l_2; \dots$$

$$X_i = \left[\frac{1}{P} \sum_{j=1}^i R_j - (i-1) \right] l_i; \dots X_n = \left(1 - \frac{R_n + 1}{P} \right) l_n$$

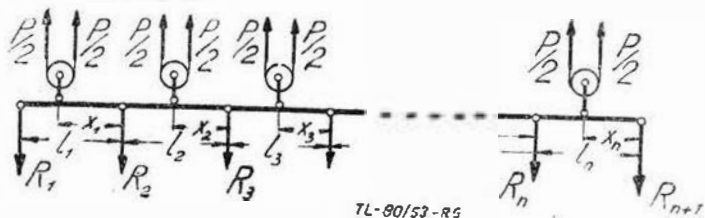
3. Kompensacja sprawności krążków

Najważniejszym punktem przy realizacji nowej metody jest kwestia wyeliminowania względnie zredukowania do minimum wpływu sprawności krążków. Gdyby bowiem zastosować pojedynczą linkę (rys. 4), to, nawet przy wysokiej sprawności poszczególnego krążka η , różnice sił wywartych na skrajnych krążkach byłyby bardzo znaczne. Tak np. dla układu złożonego z 20 krążków, zawieszonych na badanej konstrukcji i 20 krążków pomocniczych, przytwierdzonych do fundamentu stosunek sił s w skrajnych krążkach zawieszonych na konstrukcji wynosiłby

$$s = \frac{\eta^{39} + \eta^{40}}{1 + \eta} = \eta^{39}$$

i w przypadku, gdy sprawność pojedynczego krążka jest $\eta = 0,990$, wartość liczbową powyższego stosunku jest $\eta^{39} = 0,676$

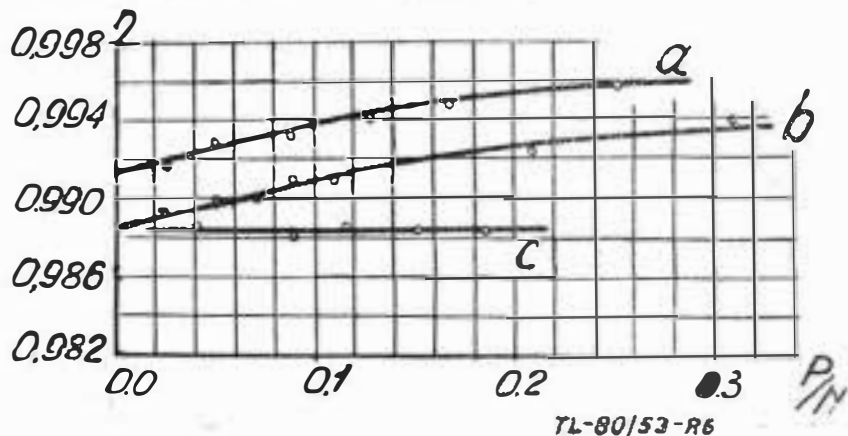
Gdyby sprawność η nie zależała od wielkości obciążenia działającego na krążek, to powyższy fakt nie dyskwalifikowałby metody, jakkolwiek utrudniałby wyznaczenie punktów przyłożenia poszczególnych sił, gdyż przy tym wyznaczeniu należałoby uwzględnić sprawność krążków. Tak jednak nie jest i jak wykazały pomiary (rys. 6) sprawność zmienia się w zależności od stosunku P/N .



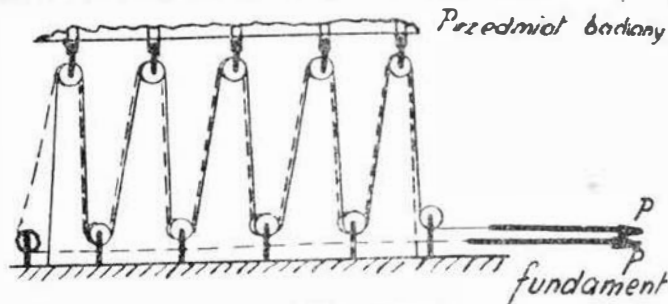
Rys. 5. Belki Gerbera.

Przyjmując według tych danych dla omawianego przykładu zmienność η w granicach od 0,989 do 0,994 otrzymuje się wartość wyliczonego poprzednio stosunku s zmienną w przedziale $0,650 \leq s \leq 0,791$

co wykluczałoby nową metodę dla tych wszystkich doświadczeń, w których pożądana jest techniczna dokładność.

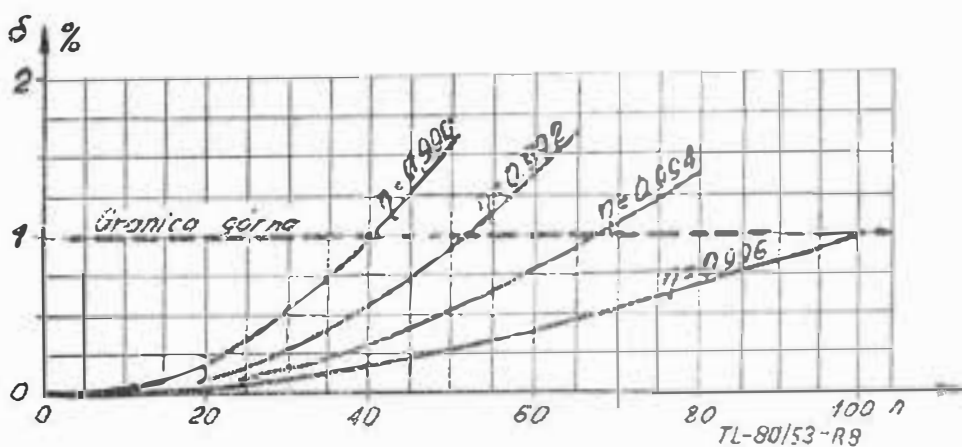


Z tych powodów zastosowano układ dwóch linek z których jedna biegnie od lewej strony układu, kończąc się na prawej stronie, podczas gdy druga przebiega na odcwrót, tj. posiada koniec zamocowany do fundamentu na stronie lewej układu, zaś koniec swobodny na stronie prawej (rys. 7). Każdy z punktów



Rys. 7. Schemat dwulinkowego układu krążków.

przyłożenia siły przedstawia się obecnie jako zbliżenie dwóch krążków.

Rys. 8. Maksymalna różnica sił na poszczególnych zbloczach odniesiona do średniej wartości siły na zbloczu: n — suma wszystkich zbloczy stałych i czynnych

Dzięki zastosowaniu tego układu wypadkowa siła P_k działająca na k -tym zbloczu wyraża się wzorem

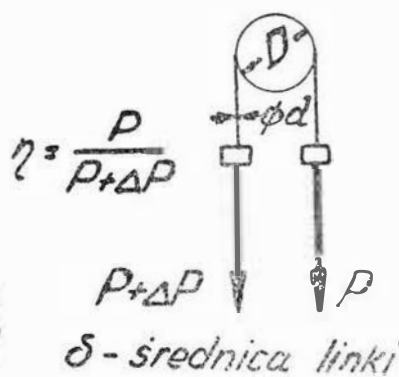
$$P_k = P \left(\eta^{k-1} + \eta^{n-k} (1 + \eta) \right)$$

gdzie n — liczba krążków w układzie każdej z linek równa w przybliżeniu podwójnej liczbie punktów przyłączenia sił na konstrukcji, P — siła przyłożona do swobodnego końca każdej z linek (rys. 7).

Traktując k jako wielkość zmienną w sposób ciągły można powyższą zależność przedstawić wykreślnie, przy czym sens fizyczny mają oczywiście tylko wartości odpowiadające całkowitym wartościom k .

Z charakteru wykresu wynika, że maksymalną wartość P osiąga się dla $k=1$ i $k=n$ podczas gdy dla $k \approx \frac{n}{2}$ zachodzi minimum. Różnica sił $\frac{1}{2}(P_1 - P_n)$ odniesiona do wartości średniej,

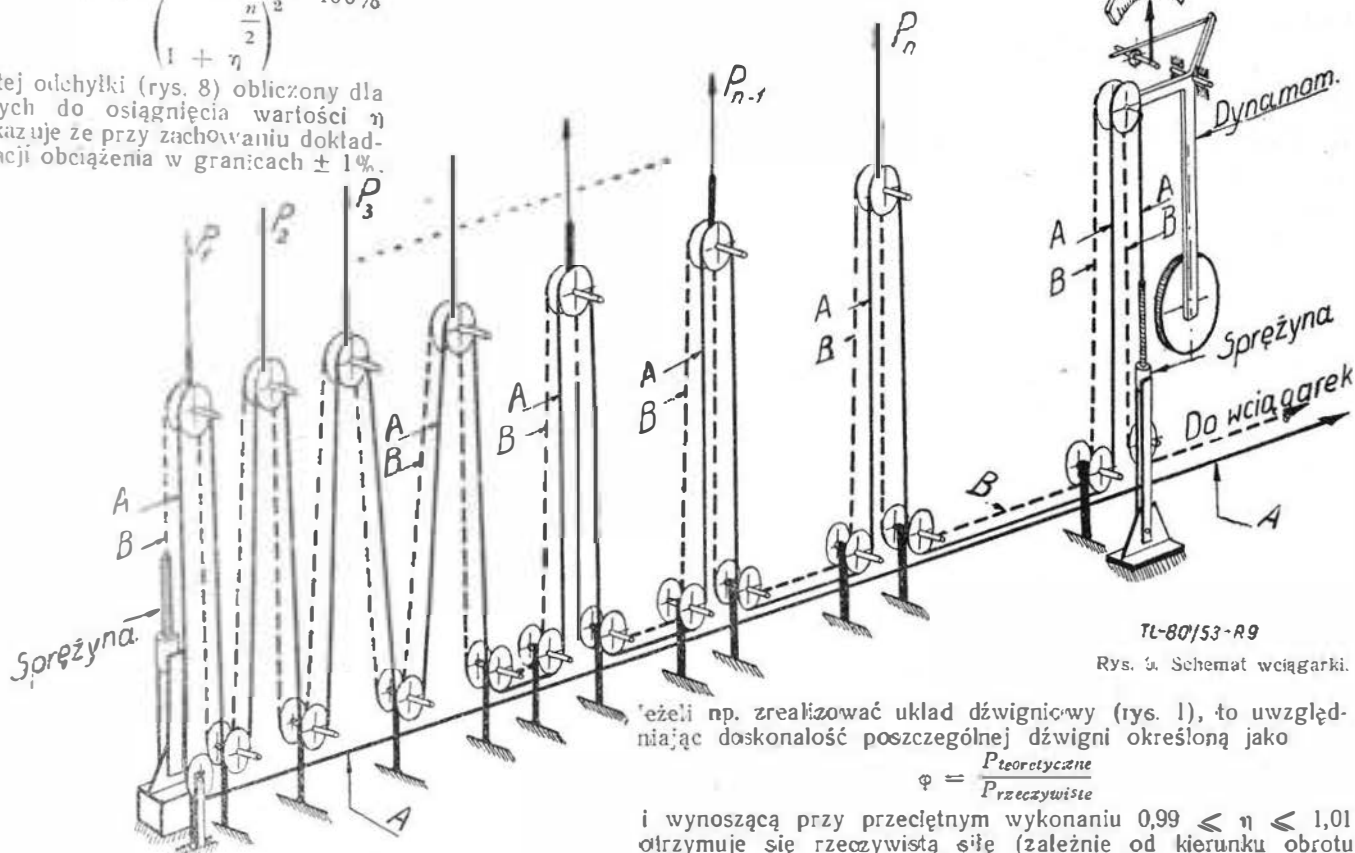
tj. $\frac{1}{2}(P_1 + P_n)$ daje odchyłkę względną δ , której wartość wynosi



Rys. 6. Wykres sprawności pojedynczego krążka w funkcji N/N , gdzie N — siła zrywająca linkę. Linka z rdzeniem konopnym (głęboka); a — krzywa dla $D/d = 700$, $\frac{D}{d} = 50$, łożysko kulkowe starannie oczyszczone; b — krzywa dla $D/d = 75$, łożysko kulkowe zakurzone przez miesięcznym leżeniu na hali; c — krzywa dla $\frac{D}{d} = 250$, $\frac{D}{d} = 25$, łożysko kulkowe starannie oczyszczone

$$\delta < \frac{\left(1 - \frac{n-1}{2}\right)^2}{\left(1 + \frac{n-1}{2}\right)^2} \cdot 100\%$$

Przebieg tej odchyłki (rys. 8) obliczony dla kilku realnych do osiągnięcia wartości η (rys. 6) wykazuje że przy zachowaniu dokładności realizacji obciążenia w granicach $\pm 1\%$.



TL-80/53-R9

Rys. 9. Schemat wciągarki.

tj. dokładności normalnych maszyn wytrzymałościowych, możliwe jest stosowanie dwulinkowego układu do przypadków posiadających ≈ 25 punktów przyłączenia sił.

4. Niektóre szczegóły techniczne

W zrealizowanej przez Instytut Lotnictwa instalacji (rys. 9) zastosowano poza omówionym poprzednio układem zbloczy kilka zespołów, których włączenie okazało się konieczne dla prawidłowej pracy instalacji. Jako zespół pomiarowy zastosowano dynamometr wahadłowy, pozwalający na bezpośredni odczyt siły działającej na pojedyncze zblocze, a tym samym (przy znanej liczbie punktów czynnych) na określenie wielkości siły wywarłej na konstrukcję. Dla polepszenia sprawności krążków koniecz każdej z linek połączony jest z fundamentem nie bezpośrednio, lecz za pomocą sprężyny, dzięki czemu kąt obrotu każdego z krążków jest znacznie powiększony, co posiada znaczenie przy balansowaniu o małych odkształceniach. Zespół wciągarek ma zadanie wytworzyć jednakową siłę w obydwu linkach, co zrealizowano w ten sposób (rys. 10), że obydwa bębny osadzone są na wspólnej osi, która z kolei może obracać się w łożyskach korpusu. Względny obrót bębnowi zapewniony jest przez samohamowną przekładnię ślimakową, przy czym ślimacznicą połączona jest na stałe z jednym bębniem, podczas gdy ślimak wraz z obudową osadzony jest na drugim z bębnowi. Zastosowanie silnika prądu stałego, zasilanego przez pierścienie ślizgowe, umożliwia regulację prędkości nawijania się linek, a przez to regulację prędkości zmian obciążenia.

5. Porównanie z układem dźwigniowym

W porównaniu ze stosowaną dotychczas metodą realizacji prób statycznych za pomocą układu dźwigniowa nowa metoda posiada szereg niewątpliwych zalet, do których w pierwszym rzędzie należy znacznie większą dokładność realizacji obciążenia.

Jeżeli np. zrealizować układ dźwigniowy (rys. 1), to uwzględniając doskonałość poszczególnych dźwigni określoną jako

$$\varphi = \frac{P_{teoretyczne}}{P_{rzeczywiste}}$$

i wynoszącą przy przeciętnym wykonaniu $0,99 \leq \eta \leq 1,01$ otrzymuje się rzeczywistą siłę (zależnie od kierunku obrotu dźwigni)

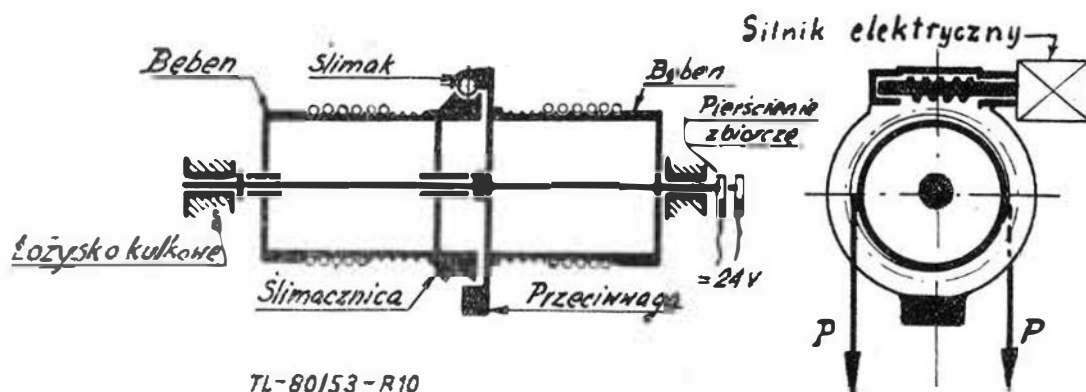
$$0,96 P_t < P_{rzecz.} < 1,04 P_{teor.}$$

podczas gdy dla tego samego układu zastosowanie krążków daje przy $\eta = 0,990$ i $n \approx 30$

$$0,995 P_{teor.} < P_{rzecz.} < 1,005 P_{teor.}$$

a więc wartość błędu ośmiokrotnie mniejszą.

Następną ważną zaletą układu krążków jest nieporównanie mniejszy ciężar, dzięki usunięciu pracujących na zginanie dźwigni. Redukcja ciężaru układu obciążającego jest rzędu kilkudziesięciu razy, a nawet w przypadkach konieczności zastosowania układu belek Gerbera jest ona jeszcze kilkakrotnie. Dzięki temu wpływ sił bezwładności układu jest poważnie zredukowany, pozwalając na znacznie szybszą zmianę obciążeń, co posiada decydujące znaczenie dla obciążeń zmęczeniowych.



TL-80/53-R10

Zastosowanie krążków wprowadza znaczną przekładnię między siłą wypadkową a siłą wytwarzaną przez zespół wciągarkowy, wskutek czego zespół ten (rys. 11) może być obliczony na znacznie mniejszą siłę niż siła wypadkowa.

Te wszystkie zalety w połączeniu z zaletami użytkowymi, jak możliwość stosowania jednego i tego samego układu do różnych prób, możliwość realizowania z tą samą dokładnością zarówno małych jak i dużych obciążeń wypadkowych (przez zmianę liczby krążków) przemawiają za wprowadzeniem tej metody do powszechnego użycia, zwłaszcza przy próbach prototypów.

Artykuł wpłynął dnia 15 września 1953 r.

PRZEGŁĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK III

WARSZAWA, LISTOPAD—GRUDZIEŃ 1953

Z E S Z Y T 5

IV Przeglądzie Dokumentacyjnym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

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

101*

533.592

C1-4.53

Lewin A. M.: Położenie punktu oderwania w płaskich dyfuzorach. „Położenie toczki orte w płaskich dyfuzorach”. Dokl. Akad. Nauk SSSR, t. 87, nr 5, grud. 52, s. 705; B5, 2,5 str., 1 wyk., 3 poz. bibl.

Szczegółowe badania wyników doświadczeń wykazują, że przy danym kącie rozwarcia dyfuzora miejsce oderwania strugi jest zmienne i zależy od stosunku powierzchni przekrojów. Stwierdzono, że w zależności od stosunku powierzchni wlotowej do wylotowej, kąt dyfuzora może ulegać znacznym zmianom. Podano wzory obliczeniowe tej zależności i wykres, z którego wynika, że dla małego sprężu, kąt może być 200 bez oderwania strugi. W. Narkiewicz.

102*

533.67

C1-4.53

Wegener P. P., Lobb R. K.: Studium doświadczalne dyfuzorów tunelu hyperdźwiękowego. „An Experimental Study of a Hypersonic Wind-Tunnel Diffuser”. J. aero. Scien., t. 20, nr 2, luty 53, s. 105; A1, 6 str., 3 fol., 1 rys. 9 wyk., 13 poz. bibl.

Wyniki doświadczalne badania pewnej konfiguracji dyfuzora o regulowanym kształcie, przeznaczonego do tunelu hyperdźwiękowego. Zakres przebadanych liczb Macha od 5,9 do 9,5. Stosunek ciśnienia końcowy dla rozruchu oraz dla pracy tunelu, w zależności od następujących czynników: położenie gardła, zbieżność części naddźwiękowej, liczba Macha. Wyniki wykazują, że minimalny „rozruchowy” stosunek ciśnienia jest znacznie niższy od przewidywanego teoretycznie, co umożliwia obniżenie wymagań stawianych zespołowi napędowemu tunelu hyperdźwiękowego. Sugestia odnośnie kształtu optymalnego dyfuzora.

Porównanie współczynników odzyskania ciśnienia oraz sprawności dyfuzorów hyperdźwiękowych — z wynikami innych badaczy.

A. Jakubowski.

103*

532.595

C4-4.53

Polachow N. N.: O rozkładzie ciśnień na powierzchni profili przy ruchu oscylacyjnym. „O rozkładzie ciśnień na powierzchni profili przy ruchu dwiżuszczowym niestacjonarnym”. Dokl. Akad. Nauk SSSR, t. 87, nr 6, grud. 52, s. 901; B5, 4 str., 1 poz. bibl.

Na podstawie analizy matematycznej ruchu ciała w ośrodku nieskońliwym, proponuje autor pewne poprawki do powszechnie używanych wzorów, dające dokładniejszą funkcję ciśnień na profilu przy jego oscylacji w strumieniu cieczy. W. Narkiewicz.

104*

533.65

C1-4.53

Pysznow W.: Staleczność samolotu. „Ustojczliwość samolotu”. Wiestn. wojsk. Flota, t. 35, nr 7, lip. 52, s. 51; B5, 10 rys. — W tym numerze omówiona jest staleczność podłużna samolotu. W sposób skrócony i przystępny, jednakże ściśle naukowy omówiono zagadnienie podłużnej staleczności samolotu.

W szczególności omówiono wpływ zmiany prędkości, miejscowego przekroczenia prędkości dźwięku, wpływ strumienia zaśmigłowego na powierzchnie nośne i sterowe, oraz połączony wpływ na dźwignie sterowych. W. Narkiewicz.

105*

533.65

C1-4.53

Rosenberg R. M., Stone G.: O dynamice lotu wysmukłego samolotu do specjalnych celów. „On the flight dynamics of slender special-purpose aircraft”. J. aero. Scien., t. 19, nr 1, stycz. 52, s. 29; A4, 9,5 str., 4 wyk., 3 poz. bibl.

Wyrowadzenie ogólnych równań ruchu samolotu a raczej pocisku latającego z uwzględnieniem elastyczności jego konstrukcji. Przyjęto osiowo-symetryczny kształt pocisku. Przeprowadzono analizę pewnych przypadków niestaleczności ruchu oraz obliczono przykład i skonstruowano obliczenia z wynikami pomiarów w locie. R. Lewandowski.

106*

533.65

C1-4.53

Pysznow W.: Staleczność samolotu. „Ustojczliwość samolotu”. Wiestn. wojsk. Flota, t. 35, nr 8, sierp. 52, s. 41; B5, 8 str., 9 rys.

Omówiono staleczność boczną samolotu. W sposób krótki, zwięzły lecz naukowy omówiono warunki staleczności bocznej, wpływu geometrii płatów nośnych i usterzenia. Szczegółowo rozpracowano wyrażenia oraz małe i duże odchylenie boczne od linii lotu. W. Narkiewicz.

107*

533.6.013:551.511

C4-4.53

Sebastian H.: Meteoronawigacja. „Meteorologische Flugnavigation”. Weftfahrt, t. 4, nr 8, sierp. 52, s. 174; nr 9, wrzes. 52, s. 206; nr 10, paźdz. 52, s. 224; 5,5 str., 8 rys., 4 mapki.

Autor podaje najnowszą — bo od roku 1948 stosowaną metodę nawigacji powietrznej — opartą na wykorzystaniu rozkładu ciśnienia barometrycznego i wiatru gradientowego górnych warstw powietrza. Metoda nadająca się przede wszystkim do lotów nad morzem i bez widoczności F. Janik.

108*

533.6.015.1(2:629.138.4)5

C4-4.53

Pleines E.: Warunki startu i lądowania dzisiejszych samolotów komunikacyjnych. „Start-und Landebingungen heutiger Verkehrsflugzeuge”. Z. V. D. I., t. 94, nr 2, stycz. 52, s. 33; A4, 6 str. 1 fol., 4 rys., 4 wyk., 4 tabl. — Duże prędkości startu i lądowania nowoczesnych samolotów zmuszają do budowy coraz większych i kosztowniejszych lot-

nisk. W celu zmniejszenia długości i prędkości startu oraz lądowania przy jednoczesnym wzroście bezpieczeństwa lotu stosuje się szereg urządzeń aerodynamicznych. Omówiono rolę płap, rakiet startowych i odrywania warstwy granicznej. Alano, że „Atykal” zestawia rzeczy na ogół znane, zawiera szereg istotnych wiadomości z omawianej dziedziny. B. Kizman.

109*

533.67

C1-4.53

Burns J. C.: Śmigła przy naddźwiękowych prędkościach postępowych. „Air-screws at supersonic forward speeds”. Aeronautical Quart., t. 3, część 1, maj 51, s. 23; B5, 27 str., 2 rys., 6 wyk., 11 poz. bibl. — Przedstawienie analitycznej metody obliczenia ciąża, momentu oporowego i sprawności śmigła, pracującego w strumieniu powietrza poruszającego się z prędkością naddźwiękową. Przyjęto, że śmigło pracuje jako wirnik, jednakże przedstawiona metoda może być również użyta do obliczeń nominalnego zakresu pracy śmigła. R. Lewandowski.

110*

534.6

C4-4.53

Salichow S. G.: Magnetyczny rezonans w metalach. — „Magnitny rezonans w metalach”. Izv. Akad. Nauk SSSR ser. fiz., t. 18, nr 6, list-grud. 52, s. 748; B5, 4,5 str., 3 wyk., 2 tabl., 9 poz. bibl. — Przeprowadzono badania rezonansu magnetycznego — szeregu metali magnetycznych i paramagnetycznych i ustalono krzywe tłumienia rezonansu. Dla wielu stopów żelaza ustalono punkt antyrezonansowy na krzywej zewnętrznej pola statycznego. W. Narkiewicz.

111*

516.281:662.7

C4-4.53

Witkowski S.: Zagadnienie wyższych silników jako paliw lotniczych. Techn. lotn., t. 8, nr 2, marz.-kw. 53, s. 36; A1, 4,5 str., 2 tabl., 22 poz. bibl. — Poszukiwanie paliwa lotniczego, oparte na powszechnie spotykanej podstawie sirowcowej prowadzi na ogół do koncepcji syntetycznych paliw nieorganicznych. Rozpatrzone ważniejsze właściwości związków krzemowodorowych typu Si_4 , $H_{12}n+2$, tzw. silników. Szczegółową uwagę poświęcono teoretycznym obliczeniom ciepła spalania silników. Spracowano pewne kierunki pożądanych prac nad chemicznym ulepszeniem silników oraz nad ich wytwarzaniem. (a).

112*

551.5

C4-4.53

Bielakow M.: Meteorologia lotnicza i praktyka przelotów. „Aviacionnaja meteorologija i praktika polotow”. Wiestn. wojsk. Flota, t. 35, nr 8, sierp. 52, s. 8; B5, 5 str. — Krótkie omówienie znaczenia dokładnych danych meteorologicznych dla lotnictwa oraz omówienie zadań jakie potrzeby nowoczesnego lotnictwa stawiają przed meteorologią lotniczą, która obecnie rozrosła się do bardzo obszernej dziedziny, włączając najnowsze zdobycze radiotechniki. W. Narkiewicz.

113*

620.198

C4-4.53

Korotkow P. S.: Własności przeciwcierne powierzchni stalowych parkerowanych. „Antifriccionnyje kaczestwa fosfatnych pokrytyj truszczejich stalnych powierzchnostej”. Awton. i bukt. promyszl., nr 1, stycz. 53, s. 17; A1, 2,5 str., 2 fol., 1 rys., 13 wyk., 11 tabl. — W zakładach samochodowych Z. I. M. przeprowadzono badania, celem stwierdzenia przydatności powłoki antykorozyjnej fosforanowej (fosfatyzacji), przy docieraniu stalowych kół zębnych. Stwierdzono dobre przeciwcierne własności tej powłoki, przy czym fosfatyzacja na gorąco jest lepsza do tego celu niż fosfatyzacja na zimno. Podano szczegółowy opis aparatu do pomiarów własności przeciwcierne powłok fosforanowych. W. Narkiewicz.

114*

621.396.629.13.018.76

C4-4.53

Kuno D.: O przystosowaniu sprzętu radiowego do lotu. „O podgotowke radiooborudowanija k polotu”. Wiestn. wojsk. Flota, t. 35, nr 8, sierp. 52, s. 60; B5, 2 str. — Nowoczesny sprzęt lotniczy radiowy jest bardzo skomplikowany i wymaga ciężkiej i czujnej kontroli. Krótkie omówienie metod pracy gazodowodów w tej dziedzinie sierżanta Szarina i oficerów Studa i Baranowa. W. Narkiewicz.

115*

621.43.019

C1-4.53

Kontorowicz B. W.: Obliczenie procesu palenia strumienia paliwa. „K rasczotu processa gorienija potoka topliwa”. Izv. Akad. Nauk SSSR, Old. techn. Nauk., nr 12, grud. 52, s. 1788; B5, 4 str., 2 wyk., 9 poz. bibl. — Szczegółowa analiza matematyczna spalania pyłu węglowego w strumieniu powietrza. Analiza uwzględnia wzajemne oddziaływanie cząstek paliwa, wzajemny ruch spalin i paliwa oraz wydzielanie i przeniesienie ciepła. W. Narkiewicz.

116*

621.431.75:629.135.1

C4-4.53

Samoloty i silniki S. W. Grizodubowa. „Samoloty i dwigateli S. W. Grizodubowa”. Wiestn. wojsk. Flota, t. 35, nr 7, lip. 52, s. 93; 3 str., 2 fol. — Grizodubow, ur. w 1881 r., już w latach 1905–1912 zbudował trzy samoloty i trzy silniki do nich o mocy 30–60 KM. Udało mu się dokonać szeregu udanych lotów doświadczalnych. W latach 1938–40 zbudował moloszybowiec i odpowiedni silnik. W. Narkiewicz.

117*

621.431.75.004.2

C4-4.53

Uszakow A.: Zimowe użytkowanie silników. „Ekspluatacija dwigateli zimoj”. Wiestn. wojsk. Flota, t. 35, nr 12, grud. 52, s. 63; B5, 2,5 str. Omówienie metod organizacyjnych i pedagogicznych celem sprawnego wprowadzenia właściwych metod rozruchu i użytkowania zimnych silników lotniczych. Krótkie omówienie zasadniczych warunków zimowego użytkowania silników tłokowych. W. Narkiewicz.

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

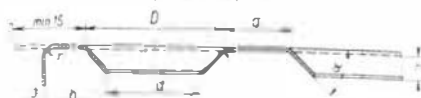
WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Działowy spis rzeczy za rok 1953

A u t o r	T Y T U Ł	Zeszyt	Strona	Uwagi
	Zagadnienia ogólne			
	O specyfice produkcji lotniczej	1	1	
	O właściwe ustosunkowanie się do spraw językowych w lotnictwie	2	35	
J. Paczowski	Zmarł Józef Stalin	3	65	
	Technika Lotnicza	4	97	
	Nagroda zobowiązuje	5	125	
J. Rusiecki	Przyjaźń, o której świadczą czyny	6	157	
J. Sydow	Rozwój nauki lotniczej w Rosji i ZSRR	6	158	
	Aerodynamika i mechanika lotu			
J. Sandauer	Zagadnienia stateczności i sterowności w projekcie szybowca bezogonowego	1	5	
R. Lewandowski	Wykresy dla wyznaczania liczby Reynoldsa i liczby Macha	2	okt.	PK
K. Kubiński	Tunele aerodynamiczne na niskich średnich prędkości, cz. I	3	73	
W. Nowakowski	Obliczanie kłapki wyważającej, cz. II	4	99	
i J. Sandauer		4	110	Rys.
R. L.	Skrzydło o zmiennym skosie	5	149	NT
R. Lewandowski	Konstrukcja			
J. Rościszewski	Człowiek z punktu widzenia konstruktora samolotu, cz. II	1	okt.	PK
	Zastosowanie napędów odrzutowych do śmigłowców, cz. I	2	41	
J. Świdziński		3	67	
S. Lassota	Zbiorniki elektronowe	2	49	Rys.
	Nity i nitowania w konstrukcjach lotniczych, cz. I	3	okt.	PK
		4	okt.	PK
Z. Burzyński		5	okt.	PK
R. L.	Polski slasztostat z roku 1938	3	81	ST
S. Lassota	Narły wodne w zastosowaniu do samolotów	4	114	NT
	Blachy w konstrukcjach lotniczych, cz. I	5	okt.	PK
		6	okt.	BK
Z. Brzoska	Wytrzymałość			
	Obroty krytyczne krótkich bębnow	5	153	Biul.
K. Głębiecki	Osprzęt i wyposażenie			
K. Głębiecki	Łożyska ślizgowe przyrządów pokładowych	1	15	Rys.
	Dobór i wykonanie rurki Bourdona przeznaczonych do ciśnieniowych przyrządów pokładowych	5	141	Rys.
S. Witkowski	Technologia i materiałoznawstwo			
S. Witkowski	Aluminiowy jako paliwo	1	21	NT
	Zagadnienie wyższych silników jako paliw lotniczych	2	36	
A. Towpik (oprac.)	Badania i pomiary			
R. L.	Metalografia próżniowa	1	22	NT
A. Prądyński	Nowy sposób uwiarygodniania pomiarów powierzchniowych	2	60	NT
J. Gałązka	Zastosowanie rentgenografii w przemyśle lotniczym	3	76	Prod.
R. L.	Zastosowanie emisyjnej analizy w przemyśle metalowym	5	133	
Z. Brzoska	Realizowanie prób statycznych w kanale hydrodynamicznym	5	150	NT
	Nowa metoda realizacji prób statycznych	6	183	Biul.
S. Lassota	Fabrykacja i produkcja (Prod.)			
W. J. Arrisson	Płyta-szablonowa metoda produkcji samolotów	1	8	Pr
	Tolerancje sprzężonych wymiarów elementów z pokryciami galvanicznymi	2	44	
L. Bucki	Fotograficzne metody przenoszenia rysunku na metal	2	63	Biul.
A. Prądyński	Zastosowanie rentgenografii w przemyśle metalowym	3	76	
S. Szulc	Polierowanie w produkcji silników lotniczych	4	104	
R. L.	Nowy system prasy hydraulicznej	5	116	NT
Z. Osiński	Metody wytwarzania dużych blaszanych elementów samolotu	6	165	
L. P.	Silniki			
R. L.	Podwójny układ turbinowo-sprężarkowy w silniku odrzutowym	2	60	NT
L. P.	Klasyfikacja silników lotniczych	3	85	Słow.
L. Kaczyński	Świeca iskrowa z „komorą wstępną”	3	89	NT
S. Wojcicki	Spalanie detonacyjne a silniki odzutowe	5	127	
	Możliwości rozwojowe silników pulsacyjnych	6	160	

A u t o r	T Y T U Ł	Zeszyt	Strona	Uwagi
Sv. Zamecnik	Eksploatacja (Notatnik użytkownika)	1	17	
	O oszczędzaniu silników	2	53	
	Obsługa samolotów sportowych cz. I	3	79	
	cz. II	4	111	
R. L. J. Pindera	cz. III	4	117	NT
	Samoloty odrzutowe a nawierzchnia lotniska	5	144	
	Usuwanie rys i zmętnień z szyb wykonywanych z żywicy metalicznych	5	145	
	Powód do wypadku lotniczego	5	150	
R. L.	Transformatory stosowane w oświetleniu lotnisk	6	173	NT
R. L.	Transport kolejowy samolotu	6	173	
F. Janik	Lotnicze słownictwo techniczne (Słow.)	1	19	
	W sprawie słownictwa i określeń w aeronawigacji	2	35	
	O właściwe ustosunkowanie się do spraw językowych w lotnictwie	2	55	
	Lotnicze słownictwo techniczne prędkości lotu: niektóre pojęcia i słownictwo	2	57	
F. J., R. L.	Poprawka błęd	3	85	
	Klasyfikacja silników lotniczych	4	117	
	Klasyfikacja statków latających	5	146	
	Niektóre pojęcia z dynamiki gazów	6	177	
J. Rościszewski	Oznaczenia w mechanice lotu	6	177	
K. Głębiccki	Przy rysownicy (Rys).	1	15	
J. Swidziński	Łożyska ślizgowe przyrządów pokładowych	2	49	
W. Nowakowski i J. Sandauer	Zbiorniki elektronowe	4	110	
K. Głębiccki	Obliczanie kłapki wyważającej	5	141	
S. Witkowski	Dobór i wykonanie rurek Bourdona przeznaczonych do ciśnieniowych przyrządów pokładowych	1	21	
	Nowości techniczne (NT)	1	22	
	Aluminiów jako paliwo	1	22	
	Szybowiec-wiropłat	2	60	
A. Towpik (oprac.)	Metalografia próżniowa	2	60	
L. P.	Podwójny układ turbinowo-sprężarkowy w silniku odrzutowym	3	88	
R. L.	Nowy sposób uwidaczniania pęknięć powierzchniowych	3	89	
R. L.	Wpływ wysokości lotu na organizm ludzki	4	114	
L. P.	Świeca iskrowa z „komorą wstępną“	4	116	
R. L.	Narty wodne w zastosowaniu do samolotów	4	117	
R. L.	Nowy system prasy hydraulicznej	5	149	
R. L.	Samoloty odrzutowe a nawierzchnia lotniska	5	150	
R. L.	Skrzydło o zmiennym skosie	5	150	
R. L.	Transformatory stosowane w oświetleniu lotnisk	5	150	
R. L.	Realizowanie prób statycznych w kanale hydrodynamicznym	5	150	
Z. Burzyński	Skrzynka Techniczna (ST)	1	18	
	Polemika w sprawie skryptu pt. „Projektowanie samolotów“	3	81	
	Polski stratosfat z roku 1938	4	113	
	Wzmianka o muzeum lotnictwa w Inowrocławiu	4	113	
R. Flach	Polemika na temat książki: „Meteorologia na usługach lotnictwa“	6	175	
R. Lewandowski	Pomoc Konstruktorskie Techniki Lotniczej (PK)	1	okł.	
	Człowiek z punktu widzenia konstruktora samolotu. cz. II	2	okł.	
	Wykresy dla wyznaczania liczby Reynoldsa i liczby Macha	3	okł.	
	Nity i nitowanie w konstrukcjach lotniczych. cz. I	4	okł.	
S. Lassota	cz. II	5	okł.	
	cz. III	5	okł.	
	Blachy w konstrukcjach lotniczych. cz. I	6	okł.	
	cz. II	6	okł.	
S. M.	Nowe normy i projekty norm	3	94	
	Zawiadomienia o normach i projektach norm lotniczych	3	94	
	Przeglądamy usprawnienia...	1,2,	25, 57,	
	Opisy usprawnień aktualnych w przemyśle lotniczym	3,4,	89, 118,	
L. Bucki		5,6,	151, 181.	
	Biuletyn Instytutu Lotnictwa (Biul.)	2	63	
	Fotograficzne metody przenoszenia rysunku na metal	5	153	
	Obroty krytyczne krótkich bębnow	6	183	
Z. Brzoska	Nowa metoda realizacji prób statycznych	6	183	
Z. Brzoska	Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	1,3,	31, 95,	
	Wzmianki bibliograficzne z bieżącej prasy polskiej i zagranicznej, oprac. przez „Ośrodek dokumentacji i wydawnictw I. L.	4,6,	123, 186	
	Na półkach księgarskich	1,2,	28, 61,	
	Przegląd książek polskich i obcych, które ukazały się w okresie sprawozdawczym	3,4,	92, 120,	
	Kronika	5,6,	152, 182.	
	Kronika Kola Lotniczego SIMP, komunikaty, ogłoszenia	1	30	
	Trzecia narada produkcyjna Redakcji „Techniki Lotniczej“ z Czytelnikami	4	122	
		4	122	

VI. Otwory ulgowe (usztywnione półką na 60° do tłoczenia gumą), (typ „D”)



s mm	0,5-0,6	0,8
D mm	30 35 46 51 56 61 66 76 86 96 106 116 126 146 166	
d mm	25 30 40 45 50 55 60 70 80 90 100 110 120 140 160	
a mm	min. 13	min. 19
b mm	min. 10	min. 13
α°	60°	60°
h mm	2,5	1,5

dla duralu r = 3s

VII. Otwory ulgowe (z odsadzeniem brzości), (typ „E”)



otwór przed tłoczeniem	średnica wyłoczenia
otwór po tłoczeniu d	1,17 ... 1,4 d ₀
D	1,28 ... 1,11 d
D ₁	1,86 ... 1,25 d
D ₂	2,43 ... 1,46 d
t _{min}	2,87 ... 1,37 d
h	0,22 ... 0,37 d
r mm	1 ... 7,5

s mm	0,3	0,5	0,8	1,0	1,2	1,5	2,0
d mm	7 - 203	7 - 203	21 - 208	21 - 203	42 - 208	42 - 208	53 - 208

VIII. Minimalne otwory wycinane gumą (dla duralu)

Grubość blachy s mm	D	a mm	r mm	a mm	r mm
0,5	20	28	3	30	3
0,8	30	38	4	40	4
1,0	40	52	5	50	5
1,2	50	76	6	75	6

IX. Wysokość półek i promienie zaokrągleń dla tłoczenia gumą

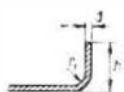


R mm	H mm
20 ... 50	r + s
> 50	0,1R

X. Półki normalne usztywniające



(dla duralu)



(dla pantalu)

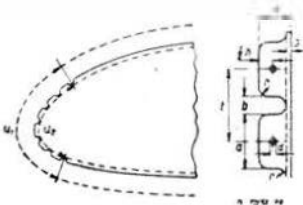
s mm	r mm	h mm	d mm
0,3 ... 0,5	2	3,5	4
0,8 ... 1,0	3	5,5	7
1,5	4	7	9
2	5	8,5	11
2,5	6	11,5	14
3	8	14	18
3,5	10	17	23
4	11	17,5	23
5	15	20,5	28

s mm	r mm	h mm	d mm
0,5	1	3,5	4
0,8 ... 1,0	2	6	7
1,5	3	7,5	9
2	4	9	11
2,5	6	11,5	14
3	8	14	18
3,5	10	17	23
4	10	18	23
5	12,5	22	28

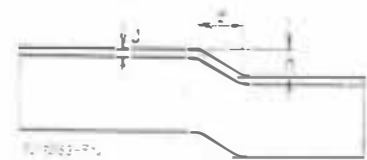
XI. Półki nosków żeber

s mm	h mm	t mm	a mm	b mm	d mm	r mm
0,5	13	26	17	9	2,8	3
0,8	16	30	19	11	2,8	4
1,0	18	32	20	12	2,8	5
1,2	20	34	22	12	1,2	5
1,5	23	36	23	13	3,2	5

Ilość języków i = $\frac{U_1 - U_2}{11}$

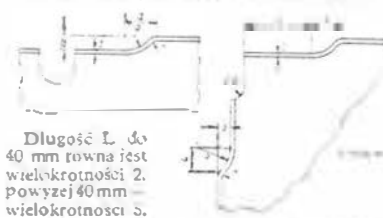


XII. Odsadzenia półek profilów, żeber i wręg



h mm	0,5	1,0	1,2	1,5	2	2,5	3	4	5	6
s < 2 e mm	8	8	8	12	12	12	12	12	12	16
s < 2 c mm	8	8	8	12	12	12	12	12	12	16

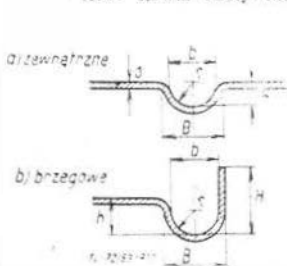
XIII. Podcięcia przy tłoczeniu gumy



Długość L do 40 mm równa jest wielokrotności 2, powyżej 40 mm wielokrotności 5.

b mm	0,5	1	1,5	2	2,5	3	3,5	4	4,5	5	6
dla R = 12; a mm	3,6	4,8	5,8	6,8	7,4	7,9	8,8	9,0	9,4	9,9	10,5
dla R = 15; a mm	3,8	5,4	6,6	7,5	8,3	9,0	9,8	10,2	10,7	11,2	12,0
s = 0,8 ... 1; R mm								12			
s = 1,2; R mm								15			
r mm								3s			

XIV. Rowki usztywniające (zygi), tłoczone rolkami

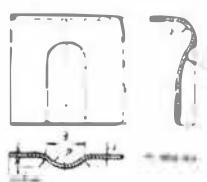


Typ „a”	r mm	h mm	b mm	B mm
1,5	1,5	2	3	4
2	2	3	4	5
3	3	4	6	8
4	4	6	8	10
5	5	8	10	12

Typ „b”	r mm	h mm	b mm	B mm	H mm
2	2	3	4	5	5
3	3	5	6	8	8
4	4	6	8	11	11
5	5	8	10	10	10

Zastosowanie	Przy r mm	1,5	2	3	4	5
Typ „a” dla s mm	0,3 - 0,5	0,3 - 1,0	0,3 - 1,5	0,3 - 1,5	0,3 - 1,5	0,3 - 1,5
Typ „b” dla s mm	—	0,3 - 1,5	0,3 - 1,5	0,3 - 1,5	—	—

XV. Rowki usztywniające (zygi), tłoczone gumą (dla duralu)



s mm	k min mm	Uwagi
0,5	8	
0,6	10	$\frac{H}{B} \leq \frac{1}{4}$
0,8	12	$c \geq 2B$
1,0	12	$r \geq 3s$

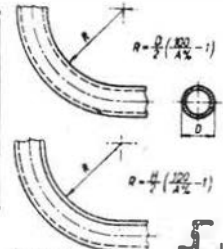
XVI. Otwory do nawiercania naroży przed cięciem

s mm	0,5 ... 0,6	0,7 ... 1,0	1,1 ... 1,5	1,6 ... 2,5	2,1 ... 3,0	3,1 ... 4,0
d mm	3	4	5	6	7	8

XVII. Minimalne promienie zginania rur i profili

Wymiary rur (profilów)	Materiał rur	
	aluminium dural stal	miedź mosiądz
średnica zewnętrzna D ≤ 20 mm	2 D	D
ścianka s ≥ 0,5 mm		
średnica zewnętrzna D ≥ 22 mm	3 D	1,5 D
ścianka s ≥ 0,8 mm		

Uwaga: W czasie gięcia materiał winien być po obróbce termicznej, zapewniającej wydłużenie(A):
 przy R = D A = 33%
 R = 1,5 D A = 26%
 R = 2 D A = 20%
 R = 3 D A = 14%

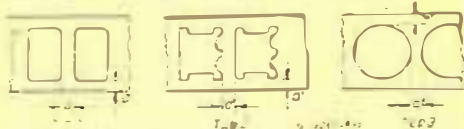


XVIII. Wymiary surowe elementów wycinanych z arkuszy i taśm
A. Odstęp brzegowy i wewnętrzny dla wycinania z taśm na wykrojnikiach otwartych (dla wszystkich materiałów)

Przykład obrysu wycinanych przedmiotów

s mm	0,3...1,5	1,5...2,5	3...3,5	4...4,5	5...6
a mm	3	4	5	6	8

B. Odstęp brzegowy i wewnętrzny dla wycinania z taśm na wykrojnikiach zamkniętych (dla wszystkich materiałów)



s mm	0,3...0,9	1...1,2	1,5...2	2,5...3	3,5...4	4,5...5	6
Typ 1 a mm	1,5	2	2,5	3	4	5	6
Typ 2 a mm	1,5	1,5	2	2,5	3,5	4,5	5,5
Typ 3 a mm	1	1,5	1,5	2,5	3	4	5

C. Odstęp brzegowy i wewnętrzny dla wycinania grupowego z arkuszy na frezarkach (materiał — dural)

Typ obróbki	Odstępy	
	a mm	b mm
wycinanie na frezarkach promieniowych	3	12

Typ obróbki	s mm	grubość płyty tnącej	a mm	b mm
wycinanie gumą	0,6	8 — 10	18	16
naprasie hydrauliczne	0,8	8 — 10	20	18
	1,0	10 — 12	25	20

XIX. Wymiary surowe elementów tłoczonych

R_m — promień matrycy

R_s — promień stempla

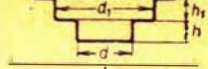
s_0 — grubość blachy zakładanej

Współczynnik uwzględniający wyciągnięcie blachy:

$$\beta = \frac{R_m + R_s}{s_0}$$

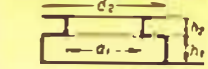
β	β_n
> 3	1,00...0,97
$3...2$	0,97...0,93
< 2	0,93...0,90

14



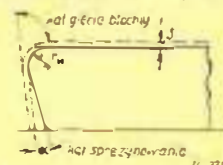
$$D = \sqrt{(d_2^2 + 4dh + 4d_1h_1) \cdot \beta_n}$$

15



$$D = \sqrt{(3d_2^2 - 2d_1^2 + 4d_1h_2 + 4d_2h_1) \cdot \beta_n}$$

XX. Kąty sprężynowania blach przy gięciu na belkach



A. Gięcia na 90° stali węglowej, miedzi, brązu, aluminium i cynku

Materiał	Stosunek prom. gięcia do grubości blachy $\frac{r_w}{s}$	Kąt sprężynowania (stopni)		
		Grubość materiału s mm		
		$\leq 0,8$	0,8...2,0	$> 2,0$
stal miękka	≤ 1	4°	2°	1°
miedź, aluminium	1...5	5°	3°	1°
cynk	> 5	6°	4°	2°
stal $R_r = 40 \text{ kg/mm}^2$	≤ 1	5°	2°	1°
mos. tw. $R_r = 35 \text{ kg/mm}^2$	1...5	6°	3°	1°
brąz twardy	≥ 5	8°	5°	3°
	≤ 1	7°	4°	2°
stal twarda $R_r = 60 \text{ kg/mm}^2$	1...5	9°	5°	3°
	> 5	12°	7°	5°

B. Gięcia stali stopowych

Materiał	$\frac{r_w}{s}$	Kąt gięcia blachy						
		150°	135°	120°	105°	90°	60°	30°
stal Cr Mn Si 267.1.30 wyżarzona	1	0,5°	1°	1°	1,5°	2°	2,5°	3°
	2	0,5°	1,5°	1,5°	2°	2,5°	3,5°	4,5°
	3	1°	1,5°	2°	2,5°	3°	4°	5,5°
	4	1,5°	2°	3°	3,5°	4°	5°	6,5°
	5	2°	2,5°	3°	4°	4,5°	5,5°	7°
	6	2,5°	3°	4°	4,5°	5,5°	6,5°	8°
	8	3,5°	4,5°	5°	6°	6,5°	8°	9,5°
	10	4°	5°	6°	7°	8°	9,5°	11,5°
	12	5,5°	6,5°	7,5°	8,5°	9,5°	11°	13,5°
	0,5	-1,5°	-1°	-0,5°	0°	0,5°	1,5°	2°
	1	-1,5°	-0,5°	0°	0,5°	1°	2°	2,5°
	2	-0,5°	0°	0,5°	1°	2°	2,5°	3°
stal nierdzewna 2.12.20	3	+0,5°	1°	1,5°	2°	2,5°	3,5°	4,5°
	4	1°	1,5°	2°	2,5°	3,5°	4,5°	5°
	5	1,5	2°	3°	3,5°	4°	5°	6°
	6	2°	3°	3,5°	4°	4,5°	6°	7°

C. Gięcia duralu

Materiał	$\frac{r_w}{s}$	Kąt gięcia blachy						
		150°	135°	120°	105°	90°	60°	30°
Kąt sprężynowania								
dural Al Cu3 Mg1 twardy	2	2°	2,5°	3,5°	4°	4,5°	6°	7,5°
	3	3°	3,5°	4°	5°	6°	7,5°	9°
	4	3,5°	4,5°	5°	6°	7,5°	9°	10,5°
	5	4,5°	5,5°	6,5°	7,5°	8,5°	10°	11,5°
	6	5,5°	6,5°	7,5°	8,5°	9,5°	11,5°	13,5°
	8	7,5°	9°	10°	11°	12°	14°	16°
	10	9,5°	11°	12°	13°	14°	16°	18°
	12	11,5°	13°	14°	15°	16,5°	18,5°	21°
dural Al Cu3 Mg1 miękki	2	0,5°	1°	1,5°	2°	2°	2,5°	3°
	3	1°	1,5°	2°	2,5°	2,5°	3°	4,5°
	4	1,5°	1,5°	2°	2,5°	3°	4,5°	5°
	5	1,5°	2°	2,5°	3°	4°	5°	6°
	6	2,5°	3°	3,5°	4°	4,5°	5,5°	6,5°
	8	3°	3,5°	4,5°	5°	5,5°	6,5°	7,5°
	10	4°	4,5°	5°	5°	6,5°	8°	9°
	12	4,5°	5,5°	6°	6,5°	7,5°	9°	11°

D. Gięcia „superduralu”

Materiał	$\frac{r_w}{s}$	Wyżarzony			Walcowany		
		Kąty gięcia blachy			Kąty gięcia blachy		
		120°	90°	60°	120°	90°	60°
Kąt sprężynowania							
„Superdural” B 95	3	2,5°	3°	3,5°	7,5°	8,5°	9°
	5	3,5°	4°	5°	8,5°	11,5°	13,5°
	8	5°	6°	7°	13,5°	16,5°	19°
	10	5,5°	7°	8°	16°	19°	22°

E. Gięcia blach wzdłuż krawędzi krzywej. Kąty sprężynowania na krawędziach krzywych są mniejsze od kątów sprężynowania na krawędziach prostych, jak podano w tabeli

Kąt gięcia blachy	Grubość blach	
	0,5 — 0,6	0,8...1,2
	(a krzywe a proste) · 100...%	
$> 90°$	50%	67%
$90°$	50%	63%
$< 90°$	50%	63%

1



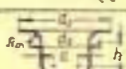
$$D = \sqrt{(d^2 + 4dh) \cdot \beta_n}$$

2



$$D = \sqrt{(d^2 + 4d_1h + 2 \cdot dR_s + 8R_s^2) \cdot \beta_n}$$

3



$$D = \sqrt{(d^2 + 2 \cdot R_s d + 8R_s^2 + 4d_1h + 2 \cdot R_m d_1 + 4,56R_m^2 + d_2^2 - d_1^2) \cdot \beta_n}$$

4



$$D = \sqrt{(4dh + 2d^2) \cdot \beta_n}$$

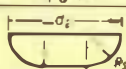
5



$$D = \sqrt{(2da + 2d_1a + 8R_s^2 - 8R_s) \cdot \xi) \cdot \beta_n}$$

gdzie: $\xi = R_s^2 - \frac{1}{4}d^2$

6



$$D = \sqrt{(d_2^2 + 2,28R_s d_2 - 0,56R_s^2) \cdot \beta_n}$$

7



$$D = \sqrt{(d_1^2 + 4d_2h) \cdot \beta_n}$$

8



$$D = \sqrt{[d_1^2 + 2a(d + d_1) + 4dh] \cdot \beta_n}$$

9



$$D = \sqrt{(d_1 \cdot \sqrt{(d_1^2 + 4h^2)} \cdot \beta_n = \sqrt{2d_1 \cdot a \cdot \beta_n}$$

10



$$D = \sqrt{(d^2 + 4h^2) \cdot \beta_n}$$

11



$$D = \sqrt{(d_2^2 + 4h^2) \cdot \beta_n}$$

12



$$D = \sqrt{[d_1^2 + 2 \cdot d_1 R_m + 4(\pi - 2)R_m^2] \cdot \beta_n}$$

13



$$D = \sqrt{[d^2 + 2a(d + d_1) + d_2^2 - d_1^2] \cdot \beta_n}$$