



6

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

LISTOPAD • 1957 • GRUDZIEŃ

TREŚĆ ZESZYTU

Nowy etap rozwoju lotnictwa	str. 165
J. LIPKA: Wyznaczenie momentów gnących łopaty śmigłowca w locie wiszącym (dokończenie) . . .	166
A. BALIŃSKI: Amortyzatory cieczowo-gazowe w świe- tle zjawisk fizycznych	169
Produkcja — T. WISLICKI: Klejenie metali, cz. III	175
Ludzie i zdarzenia — Bracia Działowscy	183
Notatnik użytkownika	185
Nasz reportaż — J. ŚWIDZIŃSKI: Ciekawostki tech- niczne z wystawy lotniczej w Farnborough . . .	185
Skrzynka techniczna	188
Przeglądamy usprawnienia	188
Na półkach księgarskich	191
Przeгляд Dokumentacyjny Lotnictwa	195
Pomoce konstruktorskie — R. LEWANDOWSKI: Wy- bór profili lotniczych	okł.
Zeszyt zawiera wkładkę ze spisem treści za rok 1957	

„Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej“

Wybór profili lotniczych

Na 3 i 4 stronie okładki podajemy dane 4 profili lotniczych. Poprzednio podaliśmy podobny materiał w zeszytach 1 i 2 z roku 1951. Były to profile opracowane przed wojną w Instytucie Aerodynamicznym i stosowane w naszych dawnych konstrukcjach. Obecnie podajemy profile nowsze. Są to profile laminarne NACA 64₁—412 i 65₁—212 oraz 0012—64 i profil radziecki R-III. Na wykresach podano współrzędne geometryczne, widok profilu, charakterystykę aerodynamiczną oraz dane dotyczące dmuchań. Związki pomiędzy poszczególnymi współczynnikami określają następujące wzory:

$$c_z = a(\alpha - \alpha_0)$$

$$c_x = c_{x_0} + (1 + \delta) \frac{c_z^2}{\pi \lambda}$$

$$c_m = c_{m_0} - m \cdot c_z$$

$$C. P. = m - \frac{c_{m_0}}{c_z} \text{ położenie środka parcia w } \% \text{ l}$$

A oznacza położenie środka aerodynamicznego profilu, przy czym dla profili laminarnych podano zależność położenia A od liczby Reynoldsa Re.

Profil R-III szczególnie nadaje się do lekkich samolotów sportowych i turystycznych i do szybowców. Był użyty na znanych szybowcach radzieckich A-9 i A-10. Odnacza się dużą wartością c_{zmax} (1,78 przy $Re = 2,16 \cdot 10^6$) i łagodnym przebiegiem oderwania po przekroczeniu kąta krytycznego ($\alpha_{kr} = 24^\circ$). Profil jest również bardzo korzystny ze względów konstrukcyjnych. Stosunkowo wysoki dźwigar ($\theta_{max} = 15,5\%$) można umieścić w odległości 20÷25% od krawędzi natarcia, co pozwala na ekonomiczne ukształtowanie kesonu, przebieg profilu poza maksymalną grubością jest prawie prostoliniowy, dzięki czemu można bardzo łatwo i dokładnie utrzymać kształt przy pokryciu skrzydła płótnem.

Przy $Re = 2,16 \cdot 10^6$ i $\lambda = 5$ otrzymuje się następujące wartości: $a = 0,066$; $c_{x_{min}} = 0,0142$; $c_{m_0} = -0,037$.

Profil NACA 0012—64 jest profilem symetrycznym o grubości 12%, przy czym maksymalna grubość jest położona w odległości 40% od krawędzi natarcia. Profil ten nadaje się szczególnie na usterzenie. Przebieg oderwania jest bardzo łagodny. Przesunięcie największej grubości do tyłu pozwala na korzystne ukształtowanie dźwigara statecznika oraz steru. Profil nadaje się również dobrze na skrzydła samolotów przeznaczonych do pełnej akrobacji oraz na te partie skrzydła, gdzie zależy na małym momencie aerodynamicznym, małym oporze i stosunkowo łagodnym przeciągnięciu. Dla $Re = 7,95 \cdot 10^6$ otrzymuje się następujące dane $c_z = 0,094 \cdot \alpha^2$ przy $\lambda = 6$; $c_{x_0} = 0,0059$ i $c_{m_0} = 0,000$.

Profile laminarne 64₁—412 i 65₁—212 są dość powszechnie stosowane w samolotach szybkich. Profil 64₁—412 posiada najmniejszy opór w zakresie $c_z = 0,4 \pm 0,2$, stosunkowo dużą wartość $c_{zmax} = 1,68$ przy $\alpha_{kr} = 15^\circ$ w zakresie $Re = 6 \div 9 \cdot 10^6$. Jest korzystny wtedy, gdy zależy na optymalnych własnościach przy raczej małych prędkościach lotu (przy wznoszeniu, starcie i lądowaniu). Profil 65₁—212 ma wyższą krytyczną liczbę Macha 0,725 przy $c_z = 0,02$ i 0,68 przy $c_z = 0,35$, podczas gdy poprzedni profil wykazuje $Ma_{kr} = 0,70$ przy $c_z = 0,15$ i 0,64 przy $c_z = 0,55$. Najmniejszy opór przypada na zakres $c_z = 0,2 \pm 0,2$. Profil ten warto stosować wtedy, gdy chodzi zwłaszcza o możliwie dużą prędkość maksymalną lotu i wysoką liczbę krytyczną Ma. Grubość obu profili 12% czyni je odpowiednimi dla samolotów, gdzie nie jest konieczne wysokie „wystrubowanie” osiągnięć (samoloty szkolne, treningowe), konstrukcyjnie łatwo jest uzyskać wystarczającą wytrzymałość i sztywność skrzydła. Wykresy podają wartości współczynników aerodynamicznych dla szczególnie dokładnego wykonania płatów nośnych (krzywe 1, 2 i 3) i wykonania normalnego (4). Staranne wykonanie pozwala na uzyskanie laminarnego przepływu na znacznej części profilu, pozwalając na zmniejszenie najmniejszego oporu prawie do połowy.

Zebrał i opracował
mgr inż. R. Lewandowski

СОДЕРЖАНИЕ

	СТР.
Новый этап развития авиации	165
J. LIPKA: Определение изгибающих моментов лопастей вертолета при висении (окончание)	166
A. BALIŃSKI: Некоторые физические явления, замечаемые при работе жидкостно-газовых амортизаторов	169
Производство — Т. WISLICKI: Клейка металлов (часть III)	175
Люди и события — Братья Дзяловские	183
Заметки по технической эксплуатации	185
Наш репортаж — J. SWIDZINSKI: Интересные технические новинки на авиационной выставке в Фарнборо	185
Технический почтовый ящик	188
Обзор новаторских предложений — S. M.	188
На книжных полках	191
Документальный обзор авиации	195
Конструкторские пособия — R. LEWANDOWSKI: Избранные авиационные профили	обертки
При номере вкладыш с содержанием за 1957 год	

Contents

	page
A new stage in aviation progress	165
J. LIPKA: Determination of bending moments of helicopter blades in hovering (part II)	166
A. BALIŃSKI: Physical phenomenons in fluid-gas shock-absorber	169
Production — T. WISLICKI: Metal glueing (part III)	175
Men and Events — Działowski Brothers	183
The User's Note-Book	185
Our Report — J. SWIDZINSKI: Technical News from Farnborough Show 1957	185
Technical Letter-Box	188
Review of Rationalisation Projects S. M.	188
On Bookseller's Shelves	191
Aviation Documentation Review	195
Designer's Data Sheets — R. LEWANDOWSKI: Choice of aero profiles	on cover
Index to 1957 volume — included	

Do zeszytu załączona wkładka spisu treści na rok 1957

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

Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ. Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor naczelny — mgr inż. Jan Paczoski. Redaktorzy działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski. Redaktor techniczny: Mieczysław Dołowy, Sekretarz redakcji: Jarosława Berżyńska

Adres Redakcji: Warszawa 10, Nowowiejska 24. Redaktor naczelny przyjmuje we wtorki i piątki godz. 18—19.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT. Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11. Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł. Prenumerata roczna 74.— zł. Półroczna 36.— zł.

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Spis treści za rok 1957

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona	Dział
	Zagadnienia ogólnolotnicze			
	III Kongres Inżynierów i Techników Polskich	1	1	
	W lotnictwie sportowym — odnowa	2	33	
St. Szulc	Zaniedbana dziedzina	3	69	
St. Madeyski	XXVI Międzynarodowe Targi Poznańskie 9.6.57—23.6.57	4	101	
	W sprawie amatorskiej budowy samolotów	5	133	
St. Lassota	Wystawa technologii lotniczej w Moskwie	5	158	
	Nowy etap rozwoju lotnictwa	6	165	
	Aerodynamika i mechanika lotu			
K. Brodowicz	Metody wizualne stosowane przy badaniu ośrodków o niejednorodnym rozkładzie gęstości	2	52	
W. Nowakowski	Przybliżona analiza korkociągu	3	71	
L. Szostakowski	Dwa silniki — czy cztery?	5	139	
	Konstruowanie maszyn latających			
J. Lamparski	Dobór wymiarów konstrukcji skorupowej (cz. I)	1	2	
B. Żurakowski	Śmigłowce w Farnborough 1956 r.	1	27	
J. Lamparski	Dobór wymiarów konstrukcji skorupowej (dokończenie)	2	34	
K. Zuchowicz	Oświetlenie samolotu	2	57	
R. Lewandowski	Przegląd samolotów turystycznych	2	48	
St. Lassota	Tu-104	3	83	Prod.
L. Dulęba	Uwagi o brytyjskich samolotach komunikacyjnych	3	93	
K. Kunachowicz	Anteny lotnicze	4	103	
L. Szostakowski	Dwa silniki — czy cztery?	5	139	
J. Lipka	Wyznaczanie momentów gnących łopaty śmigłowca w locie wiszącym (cz. I)	5	141	
J. Lipka	Wyznaczanie momentów gnących łopaty śmigłowca w locie wiszącym (dokończenie)	6	166	
	Silniki lotnicze			
S. Szczeciński	Niestateczna praca silnika odrzutowego i jej wpływ na konstrukcję sprzężarek	4	110	
	Osprzęt i wyposażenie			
K. Zuchowicz	Oświetlenie samolotu	2	37	
K. Kunachowicz	Anteny lotnicze	4	103	
K. Zuchowicz	Zagadnienie szczotek do wysokościowych maszyn elektrycznych	5	134	
K. Głębiński	Osprzęt samolotowy na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu	5	154	
A. Baliński	Amortyzatory cieczowo-gazowe w świetle zjawisk fizycznych	6	169	
	Technologia i materiałoznawstwo			
A. Wachal	Paliwa w technice odrzutowej (cz. II)	1	9	
H. Zatyka	Wyroby papiernicze stosowane w konstrukcjach lotniczych	1	okł.	P.K.
B. Mielnikowa	Paliwa stosowane w lotnictwie (cz. I)	1	okł.	P.K.
B. Mielnikowa	Paliwa stosowane w lotnictwie (cz. II)	2	okł.	P.K.
K. Molenda	Zastosowanie staloskopii w przemyśle lotniczym	3	76	Prod.
B. Mielnikowa	Paliwa stosowane w lotnictwie (cz. III)	3	okł.	P.K.
T. Wiślicki	Klejenie metali (cz. I)	4	115	Prod.
B. Mielnikowa	Oleje silnikowe lotnicze	4	okł.	P.K.
T. Wiślicki	Klejenie metali (cz. II)	5	146	Prod.
B. Mielnikowa	Smary, ciecz chłodzące i hydrauliczne stosowane w lotnictwie	5	okł.	P.K.
T. Wiślicki	Klejenie metali (cz. III)	6	175	Prod.
	Organizacja produkcji			
T. Wiślicki	Analiza rozwoju produkcji płatowców	1	18	Prod.
M. Wasilewski	Analiza pracy lotniczych biur konstrukcyjnych	3	81	Przd.
M. Wasilewski	Technologia pracy w biurach konstrukcyjnych budowy samolotów	4	123	Prod.
	Eksploatacja			
K. Zuchowicz	Oświetlenie samolotu	2	37	
St. Lassota	Tu-104	3	88	
St. Madeyski	Błąd w elektrycznej instalacji śmigieł przestawialnych	5	160	N.U.

Autor	Tytuł	Zeszyt	Strona	Dział
Produkcja				
T. Wiślicki	Analiza rozwoju produkcji płatowców	1	4	
K. Molenda	Zastosowanie staloskopii w przemyśle lotniczym	3	76	
T. Wiślicki	Klejenie metali (cz. I)	4	115	
T. Wiślicki	Klejenie metali (cz. II)	5	146	
T. Wiślicki	Klejenie metali (cz. III)	6	175	
Ludzie i zdarzenia				
St. Madeyski	Centralne Studium Samolotów	1	26	
St. Madeyski	Pierwsze Kursy Lotnicze	2	58	
St. Orczykowski	Bracia Działowscy	6	183	
Notatnik użytkownika				
St. Madeyski	Mimośrodowe obciążenie spowodowało uszkodzenie końcówki przegubowej	1	31	
J. Paczoski	Zapatrzeni w mikrony przeoczyli — dziesięć milimetrów	2	59	
	Głos Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych	3	94	
St. Madeyski	Korozja spowodowała naruszenie regulacji układów hamulców hydraulicznych	4	130	
St. Madeyski	Błąd w elektrycznej instalacji śmigieł przestawialnych	5	160	
B. Krutulski	Nieprawidłowy montaż cięgiła przyczyną wypadku lotniczego	6	185	
Bezpieczeństwo i higiena pracy				
St. Madeyski	Gabinet ochrony pracy PLL „LOT“	3	95	
St. Madeyski	Typowy kącik bhp PLL „LOT“	4	128	
Nasz reportaż				
B. Zurakowski	Śmigłowce w Farnborough 1956 r.	1	27	
L. Dulęba	Uwagi o brytyjskich samolotach komunikacyjnych	3	93	
St. Madeyski	XXVI Międzynarodowe Targi Poznańskie 9.6.57—23.6.57	4	101	Og. Lot.
K. Głębiński	Osprzęt samolotowy na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu	5	154	
St. Madeyski	Reportaż fotograficzny XXVI Międzynarodowych Targów Poznańskich	5	156	
I. Lempke	Wystawa technologii lotniczej w Moskwie	5	158	
St. Lassota	Ciekawostki techniczne z wystawy lotniczej w Farnborough w 1957 r.	6	185	
Skrzynka techniczna				
J. Chodorowski	Errata do artykułu „Stopy żaroodporne (nadstopy) stosowane w konstrukcjach turbin spalinowych”	2	57	
J. Lamparski	Errata do artykułu „Dobór wymiarów konstrukcji skorupowej”	3	97	
St. Madeyski	Erraty do art. J. Lamparskiego oraz do działów „Na półkach księgarskich” i Pomocy Konstruktorskich T. L.	4	130	
St. Madeyski	Errata	6	188	
Lotnicze słownictwo techniczne				
St. Madeyski	Interesująca wzmianka	1	31	
St. Madeyski	O rzetelność pracy autorów, tłumaczy i redaktorów lotniczych	2	60	
Przeglądamy usprawnienia				
St. Madeyski	Opisy usprawnień i udoskonaleń aktualnych w przemyśle lotniczym	2	61	
		5	161	
		6	188	
Na półkach księgarskich				
	Przegląd książek polskich i obcych, które ukazały się w okresie sprawozdawczym	1	32	
		2	63	
		3	98	
		6	191	
Trybuna Czytelników				
	Polemika w sprawie słownika mechanicznego rosyjsko-polskiego	5	159	
Kronika				
	Kronika Koła Lotniczego SIMP, komunikaty, okólniki, konferencje itp.	5	162	
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa				
	Wzmianki bibliograficzne z bieżącej prasy polskiej i zagranicznej, opracowane przez Dział Dokumentacji i Wydawnictw Instytutu Lotnictwa	2	65	
		3	99	
		4	131	
		5	163	
		6	195	
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej				
H. Zatyka	Wyroby papiernicze stosowane w konstrukcjach lotniczych	1	okł.	
B. Mielnikowa	Paliwa stosowane w lotnictwie (cz. I)	1	„	
B. Mielnikowa	Paliwa stosowane w lotnictwie (cz. II)	2	„	
B. Mielnikowa	Paliwa stosowane w lotnictwie (cz. III)	3	„	
B. Mielnikowa	Oleje silnikowe lotnicze	4	„	
B. Mielnikowa	Smary, ciecze chłodzące i hydrauliczne stosowane w lotnictwie	5	„	
R. Lewandowski	Wybór profili lotniczych	6	„	

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIĘSIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XII

LISTOPAD – GRUDZIEŃ 1957 R.

ZESZYT 6 (48)

Nowy etap rozwoju lotnictwa

Dzień 4 października 1957 r., dzień wypuszczenia w przestrzeń kosmiczną pierwszego sztucznego satelity ziemskiego stał się zwrotnym punktem w rozwoju myśli ludzkiej i techniki. Został zrealizowany pierwszy, najtrudniejszy krok, konieczny dla spełnienia najśmielszego z marzeń ludzkich — lotów międzyplanetarnych. To, co jeszcze kilka miesięcy temu wydawało się szerokiemu ogółowi przedsięwzięciem leżącym na pograniczu techniki i fantazji — jest dziś faktem dokonanym.

Wyrzucenie w przestrzeń kosmiczną pierwszego sztucznego satelity ziemskiego, a w ślad za tym — satelity z żywym stworzeniem stanowi prawdziwą rewolucję w postępie lotnictwa i rozwoju myśli ludzkiej. Przed nauką rozwijają się nowe, olbrzymie możliwości. Już sam fakt nadania satelicie prędkości około 8000 m/sek, to jest 28 800 km/h jest nie- lada osiągnięciem. Jest to nowy, absolutny rekord prędkości względem powierzchni ziemi. Zwróćmy uwagę — po raz pierwszy w technice zachodzi potrzeba takiego określenia. Zaczyna się era, w której praktycznie zrealizujemy prędkości kosmiczne. Naturalny dotychczas w technice system odniesienia prędkości pojazdów względem powierzchni ziemi przestanie być oczywisty.

Potwierdzono eksperymentalnie, że możliwe jest pokonanie potencjału grawitacyjnego ziemi i to w dodatku przy zachowaniu takich przyspieszeń, które nie są niebezpieczne dla zdrowia przyszłych astronautów.

Eksperyment przeprowadzony z psem „Łajką“ pozwala przypuszczać, że jest możliwe dłuższe przebywanie bez szkody dla zdrowia w strefie pozbawionej przyspieszenia.

Analiza sygnałów wysyłanych przez satelity pozwoli na wyciągnięcie wniosków, które stanowią będą pierwsze realne podwaliny kosmonautyki i które rozszerzą nasze horyzonty w stopniu, jaki się jeszcze nie da przewidzieć.

Astronomia wkroczy na zupełnie nowe tory. Jest rzeczą absolutnie pewną, że astronomowie nasi będą mogli przemieścić swe lunety poza obszar atmosfery ziemskiej, tak bardzo utrudniającej im pracę.

Wiedza o naszej planecie również się wielokrotnie wzbogaci. Jednym z ciekawych praktycznych zastosowań przyszłych sztucznych satelitów będzie wykorzystanie ich do prac meteorologicznych. Nauka ta zyska wówczas nowe narzędzie pracy pozwalające na znaczne rozszerzenie obserwacji i stworzenie podstaw dla długoterminowych prognoz.

Prasa codzienna szeroko rozpisuje się na temat możliwości stworzonych dzięki wyrzuceniu satelitów. Nie jesteśmy w stanie nadażyć za narzuconym nam w tej sprawie tempem, spójrzmy więc na zagadnienie z nieco innej strony.

Wyrzucenie pierwszych sztucznych satelitów przez Związek Radziecki było niespodzianką dla całego świata. Zaskoczenie na skutek utrzymania całej akcji w tajemnicy było kompletne. Mało kto zdaje sobie sprawę z tego, że Związek Radziecki od dawna interesował się techniką rakiętową i że ma na tym polu od zarania osiągnięcia na skalę światową. Przypomnijmy sobie, że pierwsze naukowe sformułowanie praw lotów kosmicznych pochodzi od Rosjanina polskiego pochodzenia — Konstantego Ciolkowskiego i że prace Ciolkowskiego były konsekwentnie popierane i wykorzystywane przez Związek Radziecki. Jest zaskaku- jące, że prawie nikt nie

zwrócił uwagi na fakt, iż data wyrzucenia pierwszego „sputnika” przypada prawie dokładnie na 100-lecie urodzin tego uczonego (5.9.1857 r. starego stylu), a zaledwie 22 lata minęły od chwili jego śmierci.

Nie od rzeczy będzie przypomnieć sobie, że w czasie drugiej wojny światowej jednym z decydujących momentów było zastosowanie pocisków rakiety- wych bliskiego zasięgu typu „Katiusza”. Fakt ten świadczy o poważnych wówczas osiągnięciach w dziedzinie budowy rakiet, choć były to rakiety zupełnie nieporównywalne z raketami dla satelitów. O pracach w okresie poprzedzającym wy-

*Человечество не ограничено
только на земле, но, по
поиску за светом и
пространством, сделает
путь к другим планетам
предельно коротким,
а законы вселенной
свои. Все это стало возможным
использованием*

K. Циолковский

„Ludzie nie pozostaną wiecznie tylko mieszkańcami ziemi, lecz w pogoni za światłem i przestrzenią naj- przód przekroczą nieśmiało granice atmosfery, a następnie zdobędą dla siebie całą przestrzeń układu słonecznego”.

Fragment listu K. Ciolkowskiego do inżyniera B. N. Worobiewa z 12 sierpnia 1911 roku.

rzucenie „sputników” na razie nic bliżej nie wiemy. Możemy tylko stwierdzić, że ich lot, rozmiary, zastosowana aparatura świadczą o bardzo wysokim potencjale Związku Radzieckiego w dziedzinie budowy wielkich rakiet, a zatem i nowoczesnego sprzętu wojennego. Tego nie podejrzewali zwolennicy rozstrzygnięcia zagadnień międzynarodowych metodą siły i nowych „cudownych” broni. Stwarza to nadzieję, że może nareszcie ludzie zaczną nieco inaczej podchodzić do problemów międzynarodowych, zwłaszcza że granice świata ostatnio ogromnie „skurczyły się”. Fakt, że satelita obiega kulę ziemską w około 90 minut, ma swoją w tym względzie poważną wymowę. Posiadanie zarówno przez kraje kapitalistyczne jak i socjalistyczne techniki, pozwalającej na zniszczenie cywilizacji lub jej wspaniałą rozkwit powinno zmusić polityków do rozsądnego myślenia, a tu może być tylko jeden kierunek: pokój, współpraca, obrócenie prac naukowo-badawczych dla dobra ludzkości zamiast na cele wojenne.

Wyznaczanie momentów gnących łopaty śmigłowca w locie wiszącym

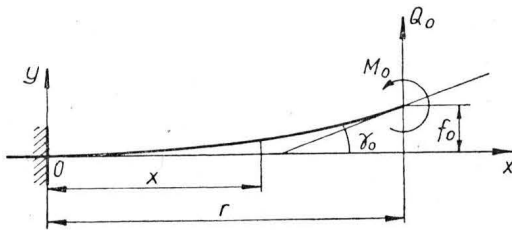
(Dokończenie)

Praca ma na celu zapoznanie inżynierów lotnictwa z przebiegiem obliczeń wielkości i rozkładu momentów gnących łopaty wirników nośnych śmigłowców. W części pierwszej, wydrukowanej w zeszycie 5/57 naszego czasopisma, omówione zostały zastosowania metodą Galerki i kolokacji.

Metoda N. O. Myklestada

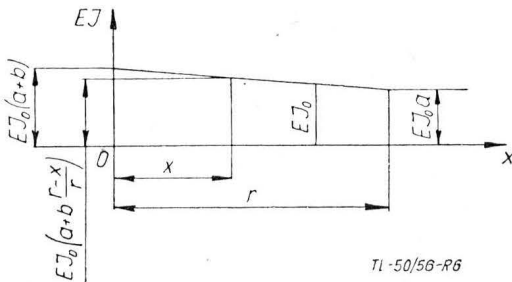
Jest to metoda tabelaryczna, pod względem matematycznym na tyle prosta, że rachunki może przeprowadzać pomocniczy personel biura konstrukcyjnego. Wymaga jednak, poza dość znaczną ilością czasu, również tak dużej dokładności, że właściwie nie może być mowy o liczeniu za pomocą suwaka rachunkowego. Osiągana dokładność wyników jest znaczna i w dużej mierze zależy od z góry przyjętych założeń. Metodę tę można również stosować do obliczeń łopat śmigieł lotniczych, wentylatorów, łopatek sprężarek i turbin.

Przed omówieniem metody Myklestada wyprowadzimy kilka pomocniczych wielkości.



Rys. 5

Belka (rys. 5) jest utwierdzona lewym końcem, na prawym — swobodna. Jej rozpiętość jest równa r, sztywność giętna liniowo zmienna (rys. 6). Główne osie bzdwardności poprzecznych przekrojów leżą w płaszczyźnie xy.



Rys. 6

Na swobodny koniec tej belki w płaszczyźnie xy działają: moment gnący Mo i siła skupiona Qo. Gdy ugięcia są niewielkie, to

$$EI \frac{d^2y}{dx^2} = M_0 + Q_0(r-x) \dots \dots \dots [24]$$

jest równaniem różniczkowym odkształconej osi belki. Zgodnie z rys. 6 równanie [24] przyjmuje postać:

$$\frac{d^2y}{dx^2} = \frac{Q_0}{EI_0} \cdot \frac{(r-x)r}{ar + (r-x)b} + \frac{M_0}{EI_0} \frac{r}{ar + (r-x)b} \quad [25]$$

w której EI0 oznacza sztywność giętną dowolnego przekroju belki.

Całka

$$\frac{dy}{dx} = \frac{Q_0 r}{EI_0} \int \frac{(r-x) dx}{ar + b(r-x)} + \frac{M_0 r}{EI_0} \int \frac{dx}{ar + b(r-x)} + D_1 \quad [26]$$

daje wielkość kąta nachylenia osi belki do osi odciętych w dowolnym przekroju. W miejscu utwierdzenia belki kąt ten

jest równy zeru. Po scałkowaniu i wyznaczeniu stałej D1 otrzymujemy wielkość kąta nachylenia końca osi belki:

$$\gamma_0 = \frac{Q_0 r^2}{b^2 EI_0} \left(b - a \ln \frac{a+b}{a} \right) + \frac{M_0 r}{b EI_0} \ln \frac{a+b}{a}$$

Całka równania [26]

$$y = \frac{Q_0 r}{EI_0} \int dx \int \frac{(r-x) dx}{ar + b(r-x)} + \frac{M_0 r}{EI_0} \int dx \int \frac{dx}{ar + b(r-x)} + D_1 x + D_2 \quad [27]$$

wyznacza ugięcie belki w dowolnym przekroju. Po scałkowaniu i wyznaczeniu stałej D2 otrzymujemy ugięcie końca belki równe

$$f_0 = \frac{Q_0 r^3}{b^3 EI_0} \left(\frac{1}{2} b^2 - ab + a^2 \ln \frac{a+b}{a} \right) + \frac{M_0 r^2}{b^2 EI_0} \left(b - a \ln \frac{a+b}{a} \right)$$

Związki

$$a = \frac{r^2}{b^2 EI_0} \left(b - a \ln \frac{a+b}{a} \right), \quad [28]$$

$$\lambda = \frac{r^3}{b^3 EI_0} \left(\frac{1}{2} b^2 - ab + a^2 \ln \frac{a+b}{a} \right) \quad [29]$$

dają kąt nachylenia i ugięcia osi na końcu belki, przy obciążeniu tylko siłą Q0 = 1 kG. Związki

$$\vartheta = \frac{r}{b EI_0} \ln \frac{a+b}{a}, \quad [30]$$

$$\delta = \frac{r^2}{b^2 EI_0} \left(b - a \ln \frac{a+b}{a} \right) \quad [31]$$

dają analogiczne wielkości przy obciążeniu momentem tylko Mo = 1 kGcm. Łatwo zauważyć, że α = δ. Wielkości a, λ, ϑ, δ nazywamy współczynnikami sprężystości. Podobnie można wyznaczyć współczynniki sprężystości belek o innym rozkładzie sztywności, wówczas jednak całkowanie staje się bardziej złożone. W tym przypadku współczynniki te należy obliczać wykreslnie. W tabeli 6 są zestawione wartości współczynników sprężystości dla sztywności stałej i liniowo zmiennej.

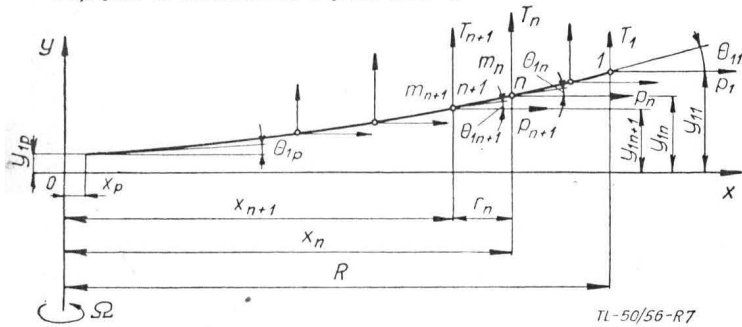
	EJ0=stałe	EJ=liniowo zmlenne
α=δ	$\frac{r^2}{2EJ_0}$	$\frac{r^2}{b^2 EJ_0} \left(b - a \ln \frac{a+b}{a} \right)$
λ	$\frac{r^3}{2EJ_0}$	$\frac{r^3}{b^3 EJ_0} \left(\frac{b^2}{2} - ab + a^2 \ln \frac{a+b}{a} \right)$
ϑ	$\frac{r}{EJ_0}$	$\frac{r}{b EJ_0} \ln \frac{a+b}{a}$

TL-50/56-T6

Zasadnicze rozważania przeprowadzimy przy założeniach, które zostały wyszczególnione na początku artykułu.

Podzielmy długość łopaty na pewną ilość odcinków rn niekoniecznie jednakowej długości. Linia łącząca środki ciężkości poprzecznych przekrojów nieruchomej łopaty, nazywana linią konstrukcyjną (oś łopaty), może być krzywa lub prosta. Rzędne i kąty nachylenia linii konstrukcyjnej do osi odciętych oznaczmy odpowiednio przez Zn i βn. W miejscu piasty kąt ten jest βp. W przypadku łopaty o osi prostej kąty βn są sobie

równe. Niech y_{1n}, y_{1p} oznaczają ugięcia osi wirującej łopaty (rys. 7), w przekroju n i na piaście; θ_{1n} i θ_{1p} — kąty nachylenia osi łopaty do osi odciętych w tych samych miejscach. Kąt θ_{1p} jest równocześnie kątem stożka.



Rys. 7

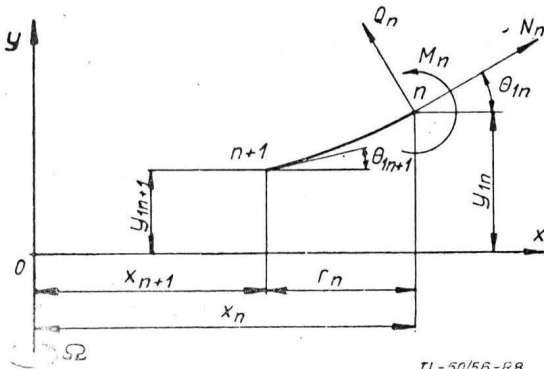
Ciągłe obciążenie zewnętrzne oraz masę łopaty zastępujemy skupionymi w poszczególnych przekrojach według

$$T_n = \int_{x_n - 0,5 r_n}^{x_n + 0,5 r_{n-1}} T dx - m_n g, \quad [32]$$

$$p_n = \int_{x_n - 0,5 r_n}^{x_n + 0,5 r_{n-1}} p dx, \quad [33]$$

$$m_n = \int_{x_n - 0,5 r_n}^{x_n + 0,5 r_{n-1}} m dx. \quad [34]$$

Możemy uważać, że odcinek łopaty o długości r_n (rys. 8), jest belką utwierdzoną w lewym końcu, na prawym — swobodną, o współczynnikach sprężystości $a_n, \lambda_n, \vartheta_n, \delta_n$, na swobodny koniec której działają siły: wzdłużna N_n , poprzeczna Q_n oraz moment gnący M_n .



Rys. 8

Opierając się na założeniu, że ugięcia są niewielkie, możemy napisać następujące wyrażenia dla siły poprzecznej i momentu gnącego w przekroju n :

$$Q_n = \sum_{i=1}^n T_i - \theta_{1n} \sum_{i=1}^n p_i, \quad [35]$$

$$M_n = \sum_{i=1}^{n-1} (x_i - x_n) - \sum_{i=1}^{n-1} p_i (y_{1i} - y_{1n}), \quad [36]$$

oraz dla ugięcia i kąta nachylenia osi w przekroju $n + 1$:

$$\theta_{1n+1} = \theta_{1n} + \Delta\beta_n - a_n Q_n - \vartheta_n M_n, \quad [37]$$

$$y_{1n+1} = y_{1n} + \Delta z_n + r_n \beta_{n+1} - r_n \theta_{1n+1} - \lambda_n Q_n - \delta_n M_n, \quad [38]$$

przy czym

$$\Delta\beta_n = \beta_{n+1} - \beta_n,$$

$$\Delta z_n = z_{n+1} - z_n.$$

Ugięcie i kąt nachylenia prawego końca łopaty są odpowiednio równe

$$y_{11} = y_1 + z_1 \quad [39]$$

$$\theta_{11} = \beta_1 + \theta_1. \quad [40]$$

Ponieważ równania [37], [38] są liniowe względem Q_n i M_n można je napisać w postaci:

$$\theta_{1n} = \Phi_n \theta_1 - \varphi_n, \quad [41]$$

$$y_{1n} = -\Psi_n \theta_1 + \Upsilon_n + y_1. \quad [42]$$

Wielkości $\Phi_n, \varphi_n, \Psi_n, \Upsilon_n$ nazwiemy współczynnikami odkształceń kątowych i ugięć przekrojów łopaty. Dla końca łopaty przyjmują one wartości

$$\Phi_1 = 1 \quad \varphi_1 = -\beta_1 \quad \Psi_1 = 0 \quad \Upsilon_1 = z_1 \quad [43]$$

Do [37], [38] wprowadzamy [35], [36], [41], [42], następnie po szeregu prostych działań algebraicznych, otrzymujemy równania:

$$\Phi_{n+1} \theta_1 - \varphi_{n+1} = \Delta\beta_n + A_n (\Phi_n \theta_1 - \varphi_n) - a_n \sum_{i=1}^n T_i -$$

$$- \vartheta_n \sum_{i=1}^{n-1} \{T_i (x_i - x_n) - p_i [(\Upsilon_n - \Upsilon_i) \theta_1 - (\Upsilon_n - \Upsilon_i)]\}, \quad [44]$$

$$- \Psi_{n+1} \theta_1 + \Upsilon_{n+1} = \Delta z_n + r_n \beta_n + \Upsilon_n - \Psi_n \theta_1 - B_n (\Phi_n \theta_1 - \varphi_n) +$$

$$+ u_n \sum_{i=1}^n T_i + w_n \sum_{i=1}^{n-1} \{T_i (x_i - x_n) -$$

$$- p_i [(\Upsilon_n - \Upsilon_i) \theta_1 - (\Upsilon_n - \Upsilon_i)]\} \quad [45]$$

przy równoczesnych oznaczeniach:

$$\Upsilon_{n+1} - \Upsilon_n = \Delta \Upsilon_n$$

$$\Upsilon_{n+1} - \Upsilon_n = \Delta \Upsilon_n$$

$$G_{1n} = \sum_{i=1}^n T_i$$

$$H_n = \sum_{i=1}^{n-1} (r_i G_{1i} + P_i \Delta \Upsilon_i)$$

$$K_n = \sum_{i=1}^{n-1} P_i \Delta \Upsilon_i$$

$$u_n = r_n a_n - \lambda_n$$

$$w_n = r_n \vartheta_n - \delta_n$$

$$A_n = 1 + a_n P_n$$

$$B_n = r_n + u_n P_n$$

$$P_n = \sum_{i=1}^n p_i.$$

Grupujemy w [44], [45] wyrazy zawierające θ_1 i w ten sposób dochodzimy do czterech zasadniczych równań

$$\left. \begin{aligned} \Phi_{n+1} &= A_n \Phi_n + \vartheta_n K_n \\ \varphi_{n+1} &= -\Delta\beta_n + a_n G_{1n} + \vartheta_n H_n + A_n \varphi_n \\ \Psi_{n+1} &= \Psi_n + B_n \Phi_n + w_n K_n \\ \Upsilon_{n+1} &= \Delta z_n + r_n \beta_n + \Upsilon_n + B_n \varphi_n + u_n G_{1n} + w_n H_n \end{aligned} \right\} [46]$$

Biorąc za punkt wyjścia wartości [43] współczynników odkształceń, wyliczamy kolejno dla każdego przekroju wartości [46]. Wyniki zestawiamy w odpowiednich tabelach. Siły poprzeczne i momenty gnące w dowolnym przekroju określają wówczas związki

$$Q_n = G_{1n} - P_n \theta_{1n} \quad [47]$$

$$M_n = H_n - K_n \theta_{1n}. \quad [48]$$

Wszystkie zależności zostały wyprowadzone dla dowolnej łopaty. Obecnie rozpatrzmy je w zależności od typu łopaty.

Łopaty przegubowe. W miejscu przegubu moment jest równy zeru, zatem równanie [48] napisane dla tego przekroju wyznacza

$$\theta_1 = \frac{H_p}{K_p} \quad [49]$$

Związek [41] napisany również dla przegubu pozwala wyznaczyć kąt stożka

$$\beta = \theta_{1p} = \frac{H_p}{K_p} \Phi_p - \varphi_p. \quad [50]$$

Wartość kąta θ_1 wstawiamy do [47] i [48], wówczas

$$Q_n = G_n - P_n \frac{H_p}{K_p} \Phi_n + P_n \varphi_n \quad [51]$$

$$M_n = H_n - \frac{H_p}{K_p} K_n \quad [52]$$

Łopaty połączone sztywno z piastą. Kąt nachylenia osi łopaty w przekroju piasty (kąt stożka) równy jest założonemu kątowi β_p , wobec tego

$$\beta_p = \beta = \Phi_p \Theta_1 - \varphi_p$$

stad kąt nachylenia na końcu łopaty

$$\Theta_1 = \frac{\varphi_p + \beta_p}{\Phi_p} \quad [53]$$

Wstawiamy [53] do [47], [48] i wówczas otrzymujemy związki dla sił poprzecznych i momentów gnących tego typu łopat.

W miejscu połączenia łopat z piastą ugięcia są równe zeru. Warunek ten w połączeniu z [42] pozwala wyznaczyć ugięcie końca łopaty

$$y_1 = \Psi_p \Theta_1 - \varphi_p \quad [54]$$

oraz ugięcia i kąty nachylenia osi łopaty

$$y_n = y_{1n} - z_n = -\Psi_n \Theta_1 + \varphi_n + y_1 - z_n \quad [55]$$

$$\Theta_n = \Theta_{1n} - \beta_n = \Phi_n \Theta_1 - \varphi_n - \beta_n \quad [56]$$

względem linii konstrukcyjnej, w dowolnym przekroju.

Rozważmy przypadek, gdy oś łopaty nieruchomej jest linią prostą. Pomnożmy wartości obciążeń aerodynamicznych T_n przez ξ stałe dla wszystkich przekrojów, które nazwiemy współczynnikiem przeciążenia. Pomińmy ciężar własny łopaty. Łatwo wówczas dowieść, że wielkości φ_n, ψ_n będą ξ razy większe, zaś Φ_n, Ψ_n nie ulegną zmianie. Pozwala to wysnuć

pożyteczny wniosek, mianowicie, w przypadku takiej łopaty, przy różnych współczynnikach przeciążenia momenty gnące i siły poprzeczne są funkcjami liniowymi zmiennej ξ . Autor metody o tej zależności nie wspomina.

Kąt stożka łopat połączonych sztywno z piastą można wyznaczyć przy pomocy dodatkowego warunku, na przykład, że moment gnący w miejscu piasty, przy $\xi = 1$, podczas lotu wiążącego ma być równy zeru.

Tą samą metodą można wyznaczyć siły poprzeczne i momenty gnące łopatę w płaszczynie wirowania. W tym przypadku na łopatę działają siły oporu aerodynamicznego oraz masywe, pochodzące z nierównomiernego biegu silnika.

Powyższe wywody pozwalają stwierdzić, że dokładność w pierwszym rzędzie zależy od długości r_n podziałów i dokładności wyliczeń współczynników sprężystości poszczególnych odcinków łopaty. Jednak decydujące znaczenie dla wyników ma stopień dokładności, z jakim przeprowadza się wyliczenie zgodnie z [46], [47], [48], bowiem wartości liczbowe sił poprzecznych i momentów gnących otrzymuje się w postaci różnic między bardzo dużymi — ale i też bliskimi sobie — liczbami. W związku z tym rachunki należy przeprowadzać przy pomocy wielocyfrowych maszyn liczbowych. Niżej podany przykład dostatecznie zilustruje przebieg obliczeń.

Przykład

Rozpiętość łopaty z poprzedniego przykładu (rys. 2) dzielimy na 11 odcinków, dla których obliczamy współczynniki sprężystości i inne wielkości, wchodzące do równań [46], następnie zestawiamy je w tabeli 7. Pomijamy wpływ ciężaru własnego.

①	②	③	④	⑤	⑥	⑦	⑧	⑨	⑩	⑪	⑫	⑬	⑭
n	x_n [cm]	r_n [cm]	$\alpha_n = \delta_n \cdot 10^6$ [kg ⁻¹]	$\vartheta_n \cdot 10^6$ [kg ⁻¹ cm ⁻¹]	$\lambda_n \cdot 10^6$ [kg ⁻¹ cm]	ρ_n [kg]	T_n [kg]	$P_n = \sum_1^n \rho_i$ [kg]	$u_n = r_n \alpha_n \lambda_n \cdot 10^6$ [kg ⁻¹ cm]	$w_n = r_n \vartheta_n \delta_n \cdot 10^6$ [kg ⁻¹]	$A_n = 1 + \alpha_n P_n$	$B_n = r_n + u_n P_n$ [cm]	$G_n = \sum_1^n T_i$ [kg]
—	—	—	—	—	—	—	—	$\sum_1^n \textcircled{7}_i$	$\textcircled{3} \textcircled{4} - \textcircled{6}$	$\textcircled{3} \textcircled{5} - \textcircled{4}$	$1 + \textcircled{4} \textcircled{9}$	$\textcircled{3} + \textcircled{10} \textcircled{9}$	$\sum_1^n \textcircled{8}_i$
1	810	40,5	8,9	0,44	240,2	731	13,7	731	120,2	8,92	1,0065059	40,587866	13,7
2	769,5	40,5	8,9	0,44	240,2	1406	104,6	2137	120,2	8,92	1,0190193	40,756867	118,3
3	729	81	35,6	0,88	1922	1970	209,2	4107	961	35,68	1,1461380	84,944905	327,5
4	648	"	"	"	"	2365	240	6472	"	"	1,2304032	87,219592	567,5
5	567	"	"	"	"	2071	190	8543	"	"	1,3041308	89,209823	757,5
6	486	"	"	"	"	1775	143	10318	"	"	1,3673208	90,915598	900,5
7	405	"	"	"	"	1479	101	11797	"	"	1,4199732	92,336917	1001,5
8	324	"	"	"	"	1183	65	12980	"	"	1,4620880	93,473780	1066,5
9	243	"	"	"	"	887	35,5	13867	"	"	1,4936652	94,326187	1102
10	162	"	"	"	"	592	15	14459	"	"	1,5147404	94,895099	1117
11	81	"	"	"	"	296	3	14755	"	"	1,5252780	95,179555	1120
p	0	—	—	—	—	33	—	14788	—	—	1,0000000	95,211268	1120

TL-50/56-17

①	⑮	⑯	⑰	⑱	⑲	⑳	㉑	㉒	㉓
n	$\Phi_n = (A\Phi + \vartheta K)_{n-1}$	$\Psi_n = (\psi + B\vartheta + wK)_{n-1}$	$\Delta\Psi_n = \Psi_{n+1} - \Psi_n$	$K_n = \sum_1^{n-1} P_i \Delta\Psi_i$	$\varphi_n = (\alpha G + \vartheta H + A\varphi)_{n-1}$	$\psi_n = (\psi + B\varphi + uG + wH)_{n-1}$	$\Delta\psi_n = \psi_{n+1} - \psi_n$	$H_n = (H + rG + P\Delta\psi_n)_{n-1}$	$M_n = H_n - \frac{H_p}{K_p} K_n$ [kg cm]
—	$(\textcircled{12} \textcircled{15} + \textcircled{5} \textcircled{18})_{n-1}$	$(\textcircled{16} + \textcircled{13} \textcircled{15} + \textcircled{11} \textcircled{18})_{n-1}$	$\textcircled{16}_{n+1} - \textcircled{16}_n$	$\sum_1^{n-1} \textcircled{9}_i \textcircled{17}_i$	$(\textcircled{4} \textcircled{14} + \textcircled{5} \textcircled{22} + \textcircled{12} \textcircled{19})_{n-1}$	$(\textcircled{20} + \textcircled{13} \textcircled{19} + \textcircled{10} \textcircled{14} + \textcircled{11} \textcircled{22})_{n-1}$	$\textcircled{20}_{n+1} - \textcircled{20}_n$	$(\textcircled{22} + \textcircled{3} \textcircled{14} + \textcircled{9} \textcircled{21})_{n-1}$	$(\textcircled{22} - \textcircled{0,0776315} \textcircled{18})_{n-1}$
1	1	0	40,587866	0	0	0	0,00164674	0	0
2	1,0065059	40,587866	41,286681	29669,730046	0,00012193	0,00164674	0,02414914	556,053767	-1747
3	1,03870358	81,874547	92,439226	117899,36751	0,00142178	0,02579588	0,62813007	5398,810479	-3753
4	1,29424908	174,313773	130,636254	497547,269	-0,01803951	0,65392595	3,34994170	34506,04067	-4119
5	2,03028981	304,950027	229,040930	1343025,105	0,07276419	4,00386765	10,86410568	102154,36338	-2106
6	3,82962556	533,990957	465,852221	3299721,77	0,21175686	14,86797333	29,26301945	256323,9180	161
7	8,14008184	999,843178	1040,865878	8106384,99	0,54716240	44,13099277	74,00695561	631200,2530	1890
8	18,6923169	2040,709056	2474,595437	20385479,78	1,36806556	118,13794841	185,46958868	1585381,808	2826
9	45,2690344	4515,304492	6143,45980	52505728,6	3,43333563	303,6075367	470,4570367	4079163,570	3065
10	113,8218225	10658,76429	15714,16509	137697085,6	8,75714905	774,0645734	1213,5835607	10692253,30	2622
11	293,5839468	26372,92939	40963,1139	364908198,8	22,71375555	1987,64813416	3173,7735514	28329934,99	1564
p	768,9163505	57336,04332	—	969318944,4	59,61500651	5161,4216874	—	75249683,73	0

TL-50/58-18

Z przeliczeń tych wynika, że:

$$\theta_1 = \frac{H_p}{K_p} = \frac{75249683,73}{969318944,4} = 0,0776315,$$

kąt stożka:

$$\beta = \theta_1 \phi_p - \varphi_p = 0,07763150 \cdot 768,9163505 - 59,61500651 = 0,07712 = 4,42^\circ$$

Rozkład momentów gnących wzdłuż łopaty podaje tabela 8 i rys. 4.

Wnioski

Na podstawie wyników, jakie uzyskaliśmy w przytoczonych przykładach przeliczeń, możemy przeprowadzić porównanie tych trzech metod i wyciągnąć wnioski.

Wszystkie trzy metody wymagają dość znacznego nakładu czasu i pracy. Zasadnicze przeliczenia w metodzie Myklestada muszą być przeprowadzane z wysoką dokładnością, którą zapewnić mogą tylko maszyny do liczenia.

Stosując do metod kolokacji lub Galerkin funkcje dobrane w sposób podany, można uzyskać skrócenie czasu obliczeń. Poważne jednak oszczędności czasu można osiągnąć dopiero wówczas, gdy zastosuje się aparaty matematyczne oraz

stabeluje funkcje. Przy użyciu funkcji podanych w artykule, metody Galerkin i kolokacji dają wyniki bardzo bliskie sobie. Różnice w wartościach stałych nie są duże już przy trzech funkcjach w metodzie Galerkin i sześciu punktach podziału w kolokacji.

Różnice między wartościami największych momentów dodatnich są stosunkowo niewielkie, natomiast znacznie większe dla największych ujemnych. Punkty maksymalnych momentów są względem siebie przesunięte.

Metoda Myklestada pozwala w sposób prosty uwzględnić wszystkie czynniki, nie wymaga pomocniczych funkcji, dlatego też — mimo trudności rachunkowych — można ją uważać za wygodniejszą i dokładniejszą. Metodę kolokacji lub Galerkin można by zalecać do sprawdzania obliczeń.

Podany w pracy sposób znajdowania funkcji może być również zastosowany do metod Ritza i Rayleigha.

LITERATURA

1. Lipka J. — Zagadnienie zginania w locie łopat śmigłowca, „Technika Lotnicza” zes. 5/55
2. Keiichi Hayashi — Fuenfstellige Funktionentafeln, Berlin, 1930
3. Myklestad N. O. — A. Tabular Method of Calculation Helicopter Blade. Journal of Applied Mechanics, nr 2, 1948
4. Salvadori M. G., Baron M. L. — Numerical Methods in Engineering, New York, 1952

Mgr inż. ALEKSANDER BALIŃSKI

Amortyzatory cieczerw-gazowe w świetle zjawisk fizycznych

W artykule omówiono wpływ rozpuszczalności gazu w cieczy na właściwości lotniczych amortyzatorów cieczerw-gazowych, wyprowadzono wzory uwzględniające ten wpływ i przeprowadzono ich analizę.

OZNACZENIA

Symbole ogólne

- V — objętość cm^3
 p — ciśnienie kG/cm^2
 T — temperatura $^\circ\text{K}$
 G — ciężar gazu kG
 K — współczynnik rozpuszczalności gazu w cieczy odniesiony do stanu normalnego
 κ — wykładnik procesu bez rozpuszczalności gazu w cieczy
 n — wykładnik procesu z rozpuszczalnością gazu w cieczy
 s — spręż
 ε — stopień sprężania
 a — stała amortyzatora

Znaczenie wskaźników przy symbolach ogólnych

- O — stan normalny
 E — stan początkowy (ładowanie)
 K — stan końcowy
 N — część gazu, która nie uległa rozpuszczeniu w cieczy
 R — część gazu, która uległa rozpuszczeniu w cieczy
 C — ciecz
 Δ — różnice parametrów między dwoma dowolnymi stanami
 a — proces adiabatyczny
 i — proces izotermiczny

Symbole szczególne

- V_C — objętość cieczy w amortyzatorze
 V_{OR} — bezwzględna objętość gazu rozpuszczona w cieczy, sprowadzona do stanu normalnego
 V_R — bezwzględna objętość gazu sprowadzona do stanu chwilowego cm^3
 ΔV_{OR} — względna objętość gazu rozpuszczona w cieczy sprowadzona do stanu normalnego (od ciśn. p_L do p)
 ΔV_R — względna objętość gazu rozpuszczona w cieczy odniesiona do stanu chwilowego
 ΔN — objętość gazu nie rozpuszczona w cieczy w stanie chwilowym
 p_O — ciśnienie normalne ($p = 760 \text{ mm Hg}$)
 p_L — ciśnienie w stanie początkowym (ładowanie)
 p_K — ciśnienie końcowe
 T_O — temperatura normalna $^\circ\text{C}$
 T_L — temperatura ładowania
 T_K — temperatura końcowa

1. WPROWADZENIE

Na wstępie przypomnieć należy podstawowe definicje, które są na ogół znane.

Lotniczym amortyzatorem nazywamy urządzenie, którego przeznaczeniem jest:

a) zmniejszyć reakcję ziemi na zespół podwozia, do wielkości dopuszczalnej, którą może przenieść dana konstrukcja,

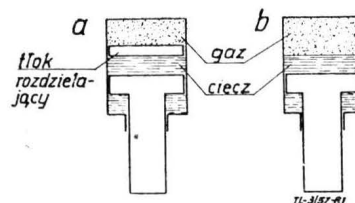
b) pochłoniąć energię uderzenia.

A więc amortyzator lotniczy jest połączeniem dwu elementarnych mechanizmów: sprężyny i tłumika drgań.

W amortyzatorach cieczerw-gazowych ośrodkami roboczymi są gaz i ciecz. Podatna objętość gazu spełnia rolę sprężyny, ciecz zaś — ośrodka tłumiącego. Pod względem wzajemnego stosunku obu ośrodków rozróżniamy dwa typy amortyzatorów cieczerw-gazowych:

a) amortyzatory o rozdzielonych komorach cieczerw i gazowej, to znaczy — oba ośrodki robocze są oddzielone na przykład za pomocą tłoka itp. (rys. 1a),

b) amortyzatory o nierozdzielonych komorach cieczerw i gazowej, to znaczy — oba ośrodki są w bezpośrednim ze sobą kontakcie (rys. 1b).



Rys. 1. Schematy elementarnych amortyzatorów: a — amortyzator o rozdzielonych komorach cieczerw i gazowej, b — amortyzator o nierozdzielonych komorach cieczerw i gazowej

W zależności od sposobu przyłożenia sił zewnętrznych do amortyzatora rozróżniamy obciążenie: statyczne i dynamiczne.

Obciążenie statyczne jest to powolne i ciągle przyłożenie siły, przy którym wpływ tłumienia jest nieznaczny — amortyzator pracuje wtedy jak idealna sprężyna.

Obciążenie dynamiczne jest to nagłe, uderzeniowe przyłożenie siły, przy którym tłumienie posiada wartość wpływającą w znacznym stopniu na pracę amortyzatora. Amortyzator pracuje wtedy jako układ złożony z idealnej sprężyny i tłumika drgań.

Ośrodek gazowy amortyzatora, niezależnie od sposobu obciążenia, lecz zależnie jedynie od sposobu wymiany ciepła, może podlegać przemianom dowolnym, leżącym między procesem izotermicznym i adiabatycznym.

Podczas swemu sprężania względnie rozprężania gaz ulega przemianom zgodnie z prawami termodynamiki, ciecz zaś

przetłaczana jest przez dysze z jednej strony tłoka na drugą. Ciecz wypływa z dyszy z prędkością zależną od prędkości ruchu tłoka, a więc dla obciążenia statycznego z prędkością b . małą, dla obciążenia zaś dynamicznego — b . dużą.

Wskutek oporów dławienia przy przepływie cieczy przez kalibrowane kanały, ulega ona ogrzaniu, przy równoczesnym powstaniu nadciśnienia z jednej strony tłoka. W ten sposób zostaje zamieniona na ciepło energia mechaniczna, którą amortyzator ma wytłumić.

W zależności od różnicy temperatur otoczenia i ośrodków czynnych, przewodnictwa cieplnego materiałów powierzchni, prędkości opływu ośrodka otaczającego itp. będzie istniała wymiana ciepła między ośrodkami czynnymi a otoczeniem.

Nas najbardziej interesuje wzajemne oddziaływanie cieczy i gazu. Zależy to jest od tego, czy komory gazowa i cieczowa są rozdzielone czy też nie. Wzajemne oddziaływanie obu ośrodków polega na wymianie ciepła między cieczą i gazem oraz rozpuszczalności gazu w cieczy. W ogólnym przypadku rozpuszczalność gazu w cieczy zależy od wielkości ciśnienia, powierzchni wzajemnego kontaktu, objętości cieczy itp.

W przypadku komór rozdzielonych wzajemny wpływ ośrodków będzie nieznaczny, gdyż polega on jedynie na przepływie ciepła przez ściankę tłoka.

O ile komory nie są rozdzielone, wtedy wzajemne oddziaływanie cieczy i gazu, polegające na przenikaniu ciepła od ośrodka gazowego do cieczy oraz rozpuszczalności gazu w cieczy, może być znaczne i jest zależne od sposobu obciążenia.

Tak więc przy obciążeniu statycznym wpływ kontaktów obu ośrodków roboczych amortyzatora jest bardzo nieznaczny, gdyż powierzchnia kontaktu obydwóch ośrodków jest mała, równa zwierciadłu cieczy. Przy obciążeniach dynamicznych wpływ kontaktu obu ośrodków jest znaczny wskutek dużego rozpylenia cieczy w gazie (spienienia), co prowadzi do intensywnej wymiany ciepłej między zawieszoną kropelką cieczy a gazem oraz do intensywnej rozpuszczalności gazu w cieczy.

Rozpuszczanie się gazu w cieczy odbywa się podczas suwu sprężania, wydzielanie zaś podczas suwu rozprężania.

2. POGLĄDY NA JAKOŚCIOWY I ILOŚCIOWY WPŁYW ZJAWISK FIZYCZNYCH NA PRACĘ AMORTYZATORÓW CIECZOWO-GAZOWYCH

2.1. Rozważania ogólne

Sprężanie gazu w amortyzatorze o komorach rozdzielonych odbywa się w ogólnym przypadku według równania politropy i słuszny jest wzór dla stałej masy gazu

$$pV^\kappa = \text{const} \dots \dots \dots [2.1]$$

gdzie $1 \leq \kappa \leq 1,4$ — stały wykładnik politropy w obszarze ciśnień od ciśnienia ładowania p do ciśnienia końcowego p_K ($\kappa = 1$ — dla procesu izotermicznego, $\kappa = 1,4$ — dla procesu adiabatycznego).

Określenie rodzaju procesu, jaki odbywa się w amortyzatorze o komorach nierozdzielonych, polega na eksperymentalnym wyznaczeniu wykładnika politropy κ . Z eksperymentu otrzymujemy krzywą zależność $p = f(V)$, z której wyznaczamy wykładnik politropy ze wzoru, którego wyprowadzenie podamy niżej.

W zasadzie wskutek dowolnego doprowadzenia lub odprowadzenia ciepła wzdłuż skoku, rzeczywisty proces będzie się składał z elementarnych obiegów o zmiennym wykładniku politropy. Ponieważ w praktyce inżynierskiej dążymy do jak najbardziej prostego ujęcia zjawiska, zatem wprowadza się pojęcie średniego, stałego wykładnika politropy wzdłuż skoku amortyzatorów, który jest zależny jedynie od stanu początkowego i końcowego. A więc równanie politropy dla stanów — początkowego (ładowania — p_L i V_L) i końcowego (p_K i V_K) będzie

$$p_L V_L^\kappa = p_K V_K^\kappa \dots \dots \dots [2.2]$$

lub nowej postaci

$$\frac{p}{p_L} = \left(\frac{V_L}{V} \right)^\kappa \dots \dots \dots [2.3]$$

Logarytmując równanie (2.3) i wprowadzając proste przekształcenie otrzymamy średni wykładnik politropy

$$\kappa = \frac{\ln \frac{p_K}{p_L}}{\ln \frac{V_L}{V_K}} = \frac{\ln s_K}{\ln \varepsilon_K} \dots \dots \dots [2.4]$$

Ze wzoru (2.4) wynika, że średni wykładnik nie zależy od temperatury końcowej, lecz jedynie od końcowego sprężu i stopnia sprężania. Dla przypadków granicznych, którymi są obieg izotermiczny i adiabatyczny, otrzymujemy średni wykładnik politropy równy wykładnikowi procesu elementarnego i wynoszący odpowiednio 1 lub 1,4. Powyższe rozumowanie dla amortyzatorów o komorach rozdzielonych potwierdza eksperyment.

Jeżeli będziemy wyznaczać eksperymentalnie wykładnik politropy obiegu termodynamicznego amortyzatora o nierozdzielonych komorach ciecowej i gazowej, stosując wyżej wymienione wzory stwierdzimy, że średni wykładnik politropy (przy wyjściowych parametrach termodynamicznych niezmiennych — V_L , p_L , T_L) w niektórych przypadkach będzie niższy niż dla obiegu amortyzatora o komorach nierozdzielonych.

W praktyce inżynierskiej istnieje przekonanie, że dla tego typu amortyzatorów dominującą rolę odgrywa intensywna wymiana ciepła między ośrodkiem gazowym a cieczą, wskutek czego właściwie procesy graniczne izotermiczny i adiabatyczny nie istnieją, lecz tylko proces politropowy o dowolnej wymianie ciepłej wzdłuż skoku. Jednakże powyższy pogląd nie może wytłumaczyć faktów, dlaczego w niektórych przypadkach średni wykładnik politropy osiąga wartości niższe od jedności nawet w procesie wybitnie nieizotermicznym, co jest sprzeczne z pojęciem ogólnym, gdyż wykładnik politropy waha się od 1 do 1,4.

2.2. Hipoteza dotycząca podstawowego wpływu rozpuszczalności gazu w cieczy na proces zachodzący w amortyzatorze o komorach nierozdzielonych

Z uprzednio wymienionych sprzeczności wynika, że należy jeszcze raz przeanalizować ilościowy wpływ poszczególnych czynników na charakter obiegu.

Z doświadczeń dotyczących amortyzatorów o otoczeniem nie wchodzi w rachubę. A zatem charakter obiegu może być zależny od:

- wymiany ciepła między ośrodkiem ciekłym a gazowym
- rozpuszczania się gazu w cieczy, to znaczy, że będziemy mieli do czynienia z obiegiem o zmiennej masie gazu.

To ostatnie założenie może nam wytłumaczyć, dlaczego średni wykładnik politropy w niektórych przypadkach może być mniejszy od jedności.

W amortyzatorze o komorach nierozdzielonych, zależnie od czynników zewnętrznych, względny stosunek wpływu rozpuszczalności gazu i wymiany ciepłej jest wielkością zmienną. Wielkości te określić może tylko eksperyment. Na przykład przy obciążeniu statycznym nie wyczuwa się widocznego odchylenia od procesu izotermicznego dla stałej masy gazu. Natomiast przy obciążeniu dynamicznym odchylenie od procesu adiabatycznego przy stałej masie gazu jest znaczne.

Powyższy fakt nasuwa myśl, że przy obciążeniach dynamicznych dominującym czynnikiem, wpływającym na odchylenie procesu rzeczywistego od procesu o stałej masie gazu, jest rozpuszczalność gazu w cieczy. W ten sposób dochodzimy do nowego modelu pracy amortyzatorów o komorach nierozdzielonych.

Powyższe zachowanie się układu gaz-ciecz tłumaczymy tym, że przy obciążeniu statycznym proces będzie:

- wybitnie izotermiczny, gdyż wskutek jego powolności następuje duża wymiana ciepła z otoczeniem i temperatura układu ciecz-gaz może być stała,

- rozpuszczalność gazu w cieczy prawie nie istnieje wskutek bardzo małej prędkości ruchu tłoka, z czym związany jest brak rozpylenia cieczy w gazie, w wyniku czego wymiana ciepła między ośrodkiem również prawie nie istnieje, rozpuszczalność zaś cieczy jest także nieznaczna, gdyż powierzchnia kontaktu obu ośrodków jest bardzo mała — równa zwierciadłu cieczy.

Dla obciążeń dynamicznych, wskutek dużego rozpylenia cieczy w gazie, wymiana ciepła i rozpuszczalność gazu w cieczy mogą przyjmować znaczne wartości.

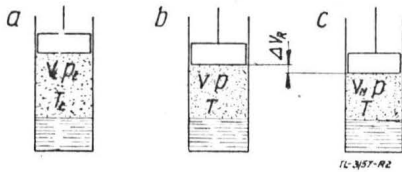
Wobec tego, że wymiana ciepła nie może wytłumaczyć, dlaczego wykładnik politropy może być mniejszy od jedności nawet dla procesów izotermicznych, przyjmuje się, że:

- wymiana ciepła między ośrodkami gazowym i ciecowym odgrywa nieznaczną rolę,
- dominującym czynnikiem wpływającym na charakter procesu jest rozpuszczalność gazu w cieczy.

3. OBIEG TERMODYNAMICZNY AMORTYZATORA O KOMORACH NIEROZDZIELONYCH

3.1. Rozpuszczalność gazu w cieczy

Dany jest cylinder o ruchomym tłoku (rys. 2), pod którym znajduje się ciecz i gaz. Suma mas ciężarów gazu i cieczy dla danego układu jest wielkością stałą. Osobliwością tego układu jest to, że pod wpływem ciśnienia i temperatury, różnej od wyjściowej, masa gazu nie rozpuszczonego w cieczy, znajdująca się nad powierzchnią cieczy, ulega zmianom, to jest na przykład przy wzroście ciśnienia ulega zmniejszeniu i na odwrót — na skutek zjawiska rozpuszczalności gazu w cieczy, przy czym część rozpuszczona gazu i ciecz tworzą ośrodek jednorodny (roztwór).



Rys. 2. Schemat zmiany objętości gazu nad cieczą pod wpływem rozpuszczalności gazu w cieczy: a — stan wyjściowy, b — zmiana objętości bez rozpuszczalności gazu, c — zmiana objętości gazu z rozpuszczalnością gazu w cieczy

Rozróżniamy procesy rozpuszczania się gazu w cieczy: idealny i rzeczywisty. Z procesem idealnym mamy do czynienia, gdy będzie on zależał tylko od parametrów termodynamicznych gazu (pVT), objętości cieczy V_C , rodzaju ośrodków i będzie on procesem typowo odwracalnym. Proces rzeczywisty zależy jeszcze dodatkowo od innych czynników, a mianowicie od powierzchni zetknięcia obu ośrodków, to jest od stanu rozdrobnienia cieczy w gazie lub innymi słowy — masa cieczy V_C biorąca udział w procesie rozpuszczania jest zależna właśnie od stanu rozdrobnienia cieczy w gazie, co znów zależne jest od szybkości procesu (szybkość tłoka). Może on być procesem nieodwracalnym, to znaczy, że będzie istniała histereza rozpuszczalności pomiędzy suwem sprężania i rozprężania w obszarze jednego lub wielu skoków.

Z powyższego widzimy, że ujęcie matematyczne rzeczywistego stanu jest bardzo trudne. Dlatego poniższe rozważania ograniczymy do procesu idealnego.

Masa gazu doprowadzona do cylindra składa się z gazu rozpuszczonego w cieczy i nie rozpuszczonego. A więc zamiast pojęcia masy, wprowadzając pojęcie ciężaru, otrzymamy podstawową zależność

$$G = G_R + G_N = \text{Const} \dots [3.1]$$

lub w postaci współczynnikowej

$$\frac{G_R}{G} = 1 - \frac{G_N}{G} \dots [3.2]$$

Stosunek ciężaru gazu rozpuszczonego lub nie rozpuszczonego do ciężaru całkowitego gazu doprowadzonego do cylindra jest wielkością zmienną, zależną od skoku amortyzatora, to jest od p i T .

Praktyka wykazała, że dla określenia mocy gazu rozpuszczonego w cieczy wygodniej jest posługiwać się nie stosunkiem

$$\frac{G_R}{G} = f(V_L V_C p, T \text{ i rodzaju cieczy}) \dots [3.3]$$

lecz objętością gazu sprowadzoną do warunków normalnych ($P_0 T_0$), to jest w postaci:

$$V_{OR} = f(p; T; V_C \text{ i rodzaju cieczy}) \dots [3.4]$$

Wobec braku dostępnych danych eksperymentalnych, założymy według Baszła „Samolotnyje gidrawliczeskije priwody i agregaty“, Oborongiz, 1951, str. 83, że

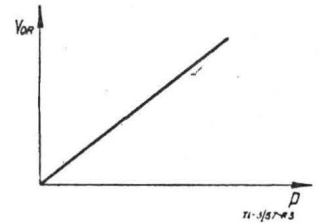
$$V_{OR} = f(p, V_C \text{ i rodzaju cieczy}) \dots [3.5]$$

to znaczy, że objętość rozpuszczonego w cieczy gazu, sprowadzona do warunków normalnych zależy od objętości cieczy, ciśnienia bezwzględnego i współczynnika rozpuszczalności gazu w cieczy dla danego układu gaz-ciecz i wyrazi się prostym wzorem

$$V_{OR} = K V_C \cdot p \dots [3.6]$$

gdzie współczynnik K — charakteryzuje układ gaz-ciecz, lub w postaci wykresu zgodnie z rys. 3.

W przypadkach konkretnych operujemy nie objętością i temperaturą normalną, lecz parametrami chwilowymi gazu w amortyzatorze, to jest ($p; V_R; T$).



Rys. 3. Objętość rozpuszczonego gazu w cieczy sprowadzona do warunków normalnych jako funkcja ciśnienia bezwzględnego

A więc z równania stanu dla ciężaru gazu rozpuszczonego w stanie normalnym i chwilowym

$$\begin{aligned} V_{OR} P_0 &= G_R R T_0 \dots [3.7] \\ V_R P &= G_R R T \end{aligned}$$

uwzględniając wzór (3.6) otrzymamy wyrażenie na objętość gazu, która uległa rozpuszczeniu w cieczy w odniesieniu do warunków chwilowych.

$$V_R = V_{OR} \frac{P_0}{P} \cdot \frac{T}{T_0} = K V_C P_0 \frac{T}{T_0} \dots [3.8]$$

Z powyższego wynika, że chwilowa objętość V_R zależy tylko od stosunku temperatury chwilowej i normalnej. Powyższy stosunek może być wartością stałą lub zmienną, zależnie od rodzaju obiegu.

Dla procesu izotermicznego temperatura w każdym momencie, a więc dla każdej wartości skoku, jest wielkością stałą, a więc $\frac{T}{T_0} = \text{const}$. Dla każdego procesu różnego od izotermicznego stosunek ten będzie zmienny, zależny od stopnia sprężania, bądź sprężu.

Wyżej wymieniona zależność wyraża bezwzględną objętość rozpuszczonego gazu w cieczy od ciśnienia $p = 0$ do ciśnienia $p = p$.

W większości zagadnień technicznych operujemy nie bezwzględną objętością gazu rozpuszczonego w cieczy, lecz objętością względną, to jest objętością gazu, która ulegnie rozpuszczeniu w cieczy przy wzroście ciśnienia od ciśnienia początkowego (ładowania) p_L do ciśnienia danego p .

A więc objętość względna gazu rozpuszczonego w cieczy odniesiona do warunków normalnych, wskutek zmiany ciśnienia od ciśnienia ładowania do ciśnienia danego, będzie

$$\Delta V_{OR} = K V_C (p - p_L) \dots [3.9]$$

odniesiona zaś do warunków chwilowych wyrazi się w postaci

$$\Delta V_R = \Delta V_{OR} \cdot \frac{P_0}{P} \cdot \frac{T}{T_0} = K V_C P_0 \frac{T}{T_0} \left(1 - \frac{p_L}{p} \right) [3.10]$$

3.2. Dane ogólne i założenie natury fizycznej pracy amortyzatora cieczerw-gazowego o komorach nierozdzielonych

Przebieg procesu, jaki odbywa się w amortyzatorze o komorach nierozdzielonych można w przybliżeniu scharakteryzować przez średni wykładnik typu politropy, jako

$$p V_N^n = f(G_N) \dots [3.11]$$

funkcję ciężaru gazu nie rozpuszczonego w cieczy, przy czym V_N — objętość nie rozpuszczonego gazu nad cieczą.

Wyprowadzenie wzorów w dalszej części będzie opierać się na następujących założeniach:

- a) obciążenie dynamiczne (stwierdza się wtedy maksymalną rozpuszczalność gazu w cieczy, wskutek rozpylania ostatniej, wywołanej wytryskiem, z dużą prędkością, cieczy z dyszy),
- b) dominujący wpływ na przebieg procesu ma rozpuszczalność gazu w cieczy,
- c) rozpuszczanie się gazu w cieczy jest procesem odwracalnym,
- d) w procesie rozpuszczania się bierze udział całkowita masa cieczy znajdująca się w amortyzatorze, niezależnie od powierzchni wzajemnego kontaktu z gazem (patrz pkt a),
- e) wymiana ciepła między gazem a cieczą i otoczeniem zewnętrznym odpowiada granicznym procesom izotermicznemu i adiabatycznemu.

Proces rzeczywisty, którego jednak nie ujmujemy w równaniach, zależy jeszcze od:

a) sposobu obciążenia (wpływ na rozpuszczalność i wymianę ciepła między ośrodkami ma rozpylenie cieczy, które jest największe przy obciążeniu dynamicznym, najmniejsze zaś przy procesie statycznym. Ze względu na krótkotrwałość procesu przy obciążeniu dynamicznym będzie on procesem adiabatycznym, przy obciążeniu statycznym zaś, procesem izotermicznym),

b) konfiguracji komór (w niektórych przypadkach w procesie rozpuszczania się gazu w cieczy nie bierze udziału całkowita ilość cieczy z powodu złego wymieszania się cieczy z gazem),

c) wymiany ciepła między gazem a cieczą i otoczeniem zewnętrznym,

d) szybkości procesu (patrz pkt a).

Zagadnienie to wymaga dalszej analizy i eksperymentów.

3.3. Analiza procesu sprężania gazu z uwzględnieniem jego rozpuszczalności w cieczy

Schemat obiegu termodynamicznego bez rozpuszczalności gazu i z rozpuszczalnością gazu w cieczy pokazano na rys. 4, przy czym wyjściowe parametry gazu nad cieczą w obu przypadkach są jednakowe.

Ze schematu wynika, że przy danym ciśnieniu p objętość zajmowana przez gaz przy obiegu bez rozpuszczalności jest większa od objętości przy obiegu z rozpuszczalnością o wielkość

$$\Delta V_R = V - V_N \dots \dots \dots [3,12]$$

która będzie tym większa, im wyższe jest ciśnienie w amortyzatorze.

Amortyzator o nierozdzielonych komorach będzie już całkowicie ugięty przy ciśnieniu p_{KR} p_K , to jest przy ciśnieniu niższym niż amortyzator o rozdzielonych komorach, o tych samych parametrach wyjściowych (V_L, p_L, T_L). Z powyższego wynika, że rozpuszczalność gazu w cieczy zmiękcza amortyzator.

Ponieważ krzywa sprężania przy rozpuszczalności gazu w cieczy leży poniżej krzywej z rozpuszczalnością, zatem średni wykładnik pozornej politropy n będzie mniejszy od wykładnika politropy κ .

Należy zaznaczyć, że wprowadziliśmy tu termin „wykładnika pozornej politropy“, który jest wykładnikiem równania (3.11) i odpowiada równaniu typu politropy dla zmiennej masy gazu podczas procesu sprężania. W przypadku granicznym, gdy będziemy mieli do czynienia z obiegiem izotermicznym z rozpuszczalnością gazu, pozorny wykładnik politropy będzie mniejszy od jedności $n_i < 1$.

Przy obliczaniu konstrukcyjnym amortyzatorów cieczowo-gazowych o komorach nierozdzielonych dla procesów adiabatycznych praktyka podaje wartość wykładnika $n_a = 1,3$. W większości przypadków dla stosowanego zakresu ciśnień 0—150 atn doświadczenia potwierdzają założenia.

Z powyższego widać, że należy przeanalizować wartość pozornego wykładnika politropy w zależności od:

- a) zakresu ciśnień, w jakim pracuje amortyzator,
- b) charakterystyki cieczy pod względem rozpuszczalności w niej gazu pod zwiększonym ciśnieniem.

A zatem zakładany do obliczeń pozorny wykładnik politropy należy przyjmować bardzo ostrożnie z uwzględnieniem wyżej wymienionych zależności. W dalszych rozważaniach zostaną wyprowadzone zależności dla wyznaczenia pozornego wykładnika politropy dla dwu granicznych obiegów — izotermicznego i adiabatycznego. Należy jeszcze raz podkreślić, że wpływ rozpuszczalności charakterystyczny jest dla obciążenia dynamicznego.

3.4. Wyznaczenie wykładnika pozornej politropy

Obecnie wyprowadzimy wzory na pozorny wykładnik politropy dla dowolnego obiegu termodynamicznego dla wykładnika politropy $1 \leq \kappa \leq 1,4$.

A więc dany jest schemat obiegu sprężania gazu z uwzględnieniem rozpuszczalności gazu w cieczy, przedstawiony na rys. 4. Stan wyjściowy odpowiada warunkom ładowania (V_L, p_L, T_L), gdzie V_L jest objętością gazu nie rozpuszczonego w cieczy przy ciśnieniu ładowania.

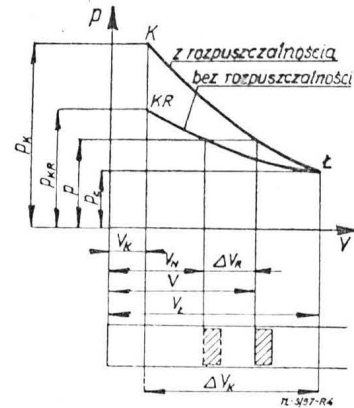
Jeśli proces odbywałby się bez rozpuszczalności gazu w cieczy, wówczas po osiągnięciu ciśnienia p gaz zająłby objętość V (patrz rys. 2 i rys. 4). Wskutek rozpuszczalności gazu objętość jego nad cieczą, po osiągnięciu ciśnienia p , będzie $V_N < V$, co — jak już wspomniano — będzie równoznaczne ze zmniejszeniem się masy gazu.

Dla wyznaczenia wykładnika pozornej politropy wyjdziemy z równania stanu dla procesu bez rozpuszczalności (to jest

stałej masy gazu nad cieczą) i objętość gazu — gdyby nie było rozpuszczalności — wyznaczymy ze wzoru (3,12), to jest:

$$V = \Delta V_R + V_N \dots \dots \dots [3,13]$$

gdzie ΔV_R — objętość rozpuszczonego gazu przy wzroście ciśnienia od p_L do p odniesiono do warunków chwilowych, V_N — chwilowa objętość gazu nie rozpuszczonego.



Rys. 4. Schemat obiegu termodynamicznego gazu amortyzatora dla procesu bez rozpuszczalności i z rozpuszczalnością gazu w cieczy

A więc równanie obiegu politropowego, gdyby nie było rozpuszczalności, wyrazi się wzorem

$$p_L V_L^\kappa = p V^\kappa \dots \dots \dots [3,14]$$

lub zależnością ciśnienia od temperatury

$$\left(\frac{p_L}{p}\right)^{\frac{1}{\kappa}} = \frac{V}{V_L} = \frac{T}{T_L} \frac{p_L}{p} \dots \dots \dots [3,15]$$

skąd możemy wyrazić stosunek chwilowej temperatury do temperatury ładowania w zależności od stosunku ciśnień

$$\frac{T}{T_L} = \left(\frac{p_L}{p}\right)^{\frac{1}{\kappa}} - 1 \dots \dots \dots [3,16]$$

Wprowadzimy jeszcze założenie — zresztą zupełnie słuszne — że rozpuszczenie się części gazu w cieczy nie wpłynie na temperaturę pozostałej masy gazu.

W rzeczywistości, jeżeli rozpuszczanie gazu jest następstwem sprężenia, a więc i jego podgrzania, wtedy rozpuszczalność może wpłynąć tylko na podgrzanie cieczy, które jest znikome wskutek dużych różnic mas cieczy i rozpuszczonego gazu.

Objętość gazu, która ulegnie rozpuszczeniu wskutek wzrostu ciśnienia od p_L do p odniesiona do stanu chwilowego wyrazi się wzorem (3.10).

W powyższym wyrażeniu wygodnie jest wprowadzić stosunek $\frac{T}{T_L}$, charakteryzujący zmianę temperatury podczas procesu sprężania, a więc wzór (3.10) w nowej postaci:

$$\Delta V_R = K V_C p_O \frac{T}{T_L} \cdot \frac{T_L}{T_O} \left(1 - \frac{p_L}{p}\right) \dots \dots [3,17]$$

Z powyższego widzimy, że objętość gazu rozpuszczonego zależy poprzez czynnik $\frac{T}{T_L}$ od rodzaju obiegu.

A więc dla procesu izotermicznego, gdy $\frac{T}{T_L} = 1$, ΔV_R jest liniową funkcją stosunku $\frac{p_L}{p}$.

W dowolnym procesie, różnym od izotermicznego, stosunek $\frac{T}{T_L} \neq const$ i jest zależny od stopnia sprężania bądź sprężu. A więc dla procesu izotermicznego:

$$\Delta V_{Ri} = K V_C p_O \frac{T_L}{T_O} \left(1 - \frac{p_L}{p}\right) \dots \dots [3,18]$$

dla procesu adiabatycznego:

$$\Delta V_{Ra} = K V_{Cp} \frac{T_L}{T_O} \left(1 - \frac{p_L}{p}\right) \left(\frac{p_L}{p}\right)^{\frac{1}{\kappa} - 1} \dots [3.19]$$

Dalej przekształcimy równanie (3.14) z uwzględnieniem wyrażenia (3.13) i (3.19), a więc

$$\begin{aligned} \left(\frac{p_L}{p}\right)^{\frac{1}{\kappa}} &= \frac{\Delta V_R + V_N}{V_L} = \frac{\Delta V_R}{V_L} + \frac{V_N}{V_L} = \\ &= K p_O \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_O} \left(1 - \frac{p_L}{p}\right) \left(\frac{p_L}{p}\right)^{\frac{1}{\kappa} - 1} + \frac{V_N}{V_L} \end{aligned} \quad [3.20]$$

lub w postaci wykładniczej z wprowadzeniem średniego wykładnika pozornej politropy w zakresie od p_L do p

$$\begin{aligned} \frac{V_N}{V_L} &= \left(\frac{p_L}{p}\right)^{\frac{1}{\kappa}} - K p_O \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_O} \left(1 - \frac{p_L}{p}\right) \left(\frac{p_L}{p}\right)^{\frac{1}{\kappa} - 1} = \\ &= \left(\frac{p_L}{p}\right)^{\frac{1}{n}} \dots \dots \dots [3.21] \end{aligned}$$

Logarytmując drugi i trzeci człon proporcji (3.21) otrzymamy:

$$\begin{aligned} \frac{1}{n} \ln \left(\frac{p_L}{p}\right) &= \ln \left[\left(\frac{p_L}{p}\right)^{\frac{1}{\kappa}} - \right. \\ &\left. - K p_O \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_O} \left(1 - \frac{p_L}{p}\right) \left(\frac{p_L}{p}\right)^{\frac{1}{\kappa} - 1} \right] \dots \dots [3.32] \end{aligned}$$

Sprawdzając do prostszej postaci:

$$\frac{1}{n} \ln \left(\frac{p_L}{p}\right) = \ln \left\{ \left(\frac{p_L}{p}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \left[1 - K p_O \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_O} \left(1 - \frac{p_L}{p}\right) \frac{p}{p_L} \right] \right\} [3.23]$$

Wykładnik pozornej politropy jako funkcja stosunku $\frac{p_L}{p}$

przy parametrach

$$K, p_O, \frac{V_C}{V_L}, \frac{T_L}{T_O} \text{ po prostych przekształceniach będzie}$$

$$\begin{aligned} \frac{1}{n} \cdot \ln \left(\frac{p_L}{p}\right) &= \frac{1}{\kappa} \ln \left(\frac{p_L}{p}\right) + \ln \left[1 - K p_O \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_O} \left(\frac{p}{p_L} - 1\right) \right] \\ \frac{1}{n} &= \frac{1}{\kappa} - \frac{\ln \left[1 - K p_O \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_O} \left(\frac{p}{p_L} - 1\right) \right]}{\ln \frac{p}{p_L}} \end{aligned} \quad [3.24]$$

lub w postaci ostatecznej

$$n = \frac{1}{\frac{1}{\kappa} - \frac{\ln \left[1 - K p_O \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_O} \left(\frac{p}{p_L} - 1\right) \right]}{\ln \frac{p}{p_L}}} \quad [3.25]$$

Ze względów praktycznych przedstawimy powyższe równanie w postaci współczynnikowej. Oznaczmy więc stałą amortyzatora przez

$$a = K p_O \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_O} \dots \dots \dots [3.26]$$

oraz spręż przez

$$s = \frac{p}{p_L} \dots \dots \dots [3.27]$$

Otrzymamy wówczas wzór na wykładnik pozornej politropy w postaci:

$$n = \frac{1}{\frac{1}{\kappa} - \frac{\ln [1 - a (s - 1)]}{\ln s}} = \frac{1}{\frac{1}{\kappa} - \frac{\lg [1 - a (s - 1)]}{\lg s}} \quad [3.28]$$

Przeprowadzimy teraz analizę funkcji $n = f(s)$. Przyjmuje ona wartości skończone dla wartości $s > 1$. Dla wartości $s = 1$ wzór (3.28) przyjmuje wartość nieoznaczoną, gdyż stosunek obu logarytmów przyjmuje wartość 0/0. A więc dla znalezienia granicy wyrażenia (3.28), gdy $s \rightarrow 1$ zastosujemy regułę de l'Hôpitala, stosowaną do wyznaczania granic funkcji ilorazowej, gdy licznik i mianownik dla pewnej wartości jednocześnie dążą do zera. A więc

$$\begin{aligned} \lim_{s \rightarrow 1} \frac{\ln [1 - a (s - 1)]}{\ln s} &= \lim_{s \rightarrow 1} \frac{\frac{d}{ds} \{ \ln [1 - a (s - 1)] \}}{\frac{d}{ds} [\ln s]} = \\ &= \lim_{s \rightarrow 1} \frac{-a}{\frac{1}{s}} = \left[-\frac{as}{1 - a (s - 1)} \right]_{s=1} = -a \end{aligned} \quad [3.29]$$

Wstawiając zależność (3.29) do równania (3.28) otrzymamy

$$n = \frac{1}{\frac{1}{\kappa} + a} = \frac{\kappa}{1 + a \kappa} \dots \dots \dots [3.30]$$

A więc wzory na wykładnik pozornej politropy dla dowolnego procesu termodynamicznego, to jest dla $1 \leq \kappa \leq 1,4$

$$\begin{aligned} n &= \frac{1}{\frac{1}{\kappa} - \frac{\lg [1 - a (s - 1)]}{\lg s}} \dots \dots \dots [3.31] \\ n_{s=1} &= \frac{\kappa}{1 + a \kappa} \end{aligned}$$

Dla obu granicznych procesów wzory (3.31) przyjmą postać:

a) obieg izotermiczny

$$\begin{aligned} n_i &= \frac{1}{1 - \frac{\lg [1 - a (s - 1)]}{\lg s}} \dots \dots \dots [3.32] \\ n_{i s=1} &= \frac{1}{1 + a} \end{aligned}$$

b) obieg adiabatyczny

$$\begin{aligned} n_a &= \frac{1}{1,4 - \frac{\lg [1 - a (s - 1)]}{\lg s}} \dots \dots \dots [3.33] \\ n_{a s=1} &= \frac{1,4}{1 + 1,4 a} \end{aligned}$$

Wzory na wykładnik pozornej politropy wyraża się w niektórych przypadkach jako funkcje stopnia sprężania (gdy chodzi o wyrażenie wykładnika jako funkcji skoku amortyzatora).

A więc w tym celu z równania (3.21) wyznaczmy stosunek $\frac{p_L}{p}$ w zależności od $\frac{V_N}{V_L}$, to znaczy

$$\frac{V_N}{V_L} = \left(\frac{p_L}{p}\right)^{\frac{1}{\kappa}} \left[1 - K p_O \frac{V_C}{V_O} \cdot \frac{T_L}{T_O} \left(\frac{p}{p_L} - 1\right) \right] \quad [3.34]$$

Powyższe równanie da się rozwiązać w postaci jawnej wg $\frac{V_N}{V_L}$ bez rozwijania w szereg tylko dla procesu izotermicznego.

Zatem w przypadku ogólnym z powyższego równania wyznaczamy stosunek $\frac{p}{p_L} = s$ i wstawiamy do równań (3.31) — (3.33), otrzymując w ten sposób wykładnik pozornej politropy jako funkcję stopnia sprężania $\frac{V_L}{V_N}$.

A więc dla procesu izotermicznego, gdy $\kappa = 1$ mamy

$$\frac{V_N}{V_L} = \left(\frac{p_L}{p}\right) \left[1 - K p_O \frac{V_C}{V_O} \cdot \frac{T_L}{T_O} \left(\frac{p}{p_L} - 1\right) \right] \dots \dots [3.35]$$

lub w postaci rozwiniętej

$$\frac{V_N}{V_L} = \frac{p_L}{p} \left(1 + K p_0 \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_0} \right) - K p_0 \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_0} \quad [3.36]$$

stąd

$$\frac{p_L}{p} = \frac{\frac{V_N}{V_C} + K p_0 \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_0}}{1 + K p_0 \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_0}} \dots \dots \dots [3.37]$$

lub w postaci współczynnikowej ze starymi oznaczeniami

$$s = \frac{p}{p_L} = \frac{1+a}{\frac{1}{\epsilon} + a} = \frac{1+a}{x+a} \dots \dots \dots [3.38]$$

gdzie ϵ — stopień sprężania, $x = \frac{1}{\epsilon}$ — odwrotność stopnia sprężania.

A więc wykładnik pozornej politropy dla procesu izotermicznego będzie

$$n = \frac{1}{1 - \frac{\ln \left[1 - a \left(\frac{1+a}{x+a} - 1 \right) \right]}{\ln \left[\frac{1+a}{x+a} \right]}} \dots \dots \dots [3.39]$$

Upraszczając i sprowadzając do wspólnego mianownika wyrażenie pod górnym logarytmem mamy

$$1 - a \left(\frac{1+a}{x+a} - 1 \right) = \frac{x(1+a)}{x+a} \dots \dots \dots [3.40]$$

zatem wykładnik politropy w nowej formie

$$n = \frac{1}{1 - \frac{\ln \frac{1+a}{x+a}}{\ln \frac{x(1+a)}{x+a}}} = \frac{\ln \frac{1+a}{x+a}}{\ln \frac{1+a}{x+a} - \ln \frac{1+a}{x+a} - \ln x} = \frac{\ln \frac{1+a}{x+a}}{\ln x} = \frac{\ln \frac{x+a}{1+a}}{\ln x} \dots \dots \dots [3.41]$$

Dla wyznaczenia wartości wykładnika dla stopnia sprężania $\epsilon = 1$ lub $x = 1$ stosujemy regułę de l'Hôpitala, a więc

$$n = \lim_{x \rightarrow 1} \frac{\ln \frac{x+a}{1+a}}{\ln x} = \frac{1}{x} \cdot \frac{1}{1+a} = \left[\frac{x}{x+a} \right]_{x=1} = \frac{1}{1+a} [3.42]$$

Z wyrażenia (3.42) widać, że wynik nie jest zależny od sposobu przedstawienia funkcji $n = f(\epsilon)$ lub $n = f(s)$.

4. ZESTAWIENIE WZORÓW

Poniżej podajemy tabelaryczne zestawienie wzorów na wykładnik politropy dwu granicznych obiegów: izotermicznego i adiabatycznego, wyprowadzonych w niniejszym artykule.

		P r o c e s	
		izotermiczny	adiabatyczny
$x=1$	$n=f(x)$	$n = \frac{1}{1+a}$	—
$x>1$		$n = \frac{\ln \frac{x+a}{1+a}}{\ln x}$	—
$s=1$	$n=f(s)$	$n = \frac{1}{1+a}$	$n = \frac{1,4}{1+1,4a}$
$s>1$		$n = \frac{1}{1 - \frac{\ln[1-a(s-1)]}{\ln s}}$	$n = \frac{1}{1 - \frac{\ln[1-a(s-1)]}{\ln s}}$

Z zestawienia podanego w tabeli 1 widać, że wykładnik politropy z uwzględnieniem rozpuszczalności gazu w cieczy jest mniejszy od wykładnika politropy bez rozpuszczalności.

Na wielkość zmiany wykładnika wpływają dwa czynniki, a mianowicie: stopień sprężania $\epsilon = \frac{1}{x}$ lub spręż s i stała amortyzatora a .

Wyniki podanych rozważań w niniejszym artykule są zgodne z ogólnie przyjętymi danymi eksperymentalnymi.

Do wzorów tych możemy mieć pewne zastrzeżenie a mianowicie, że nie ujmując wszystkich zjawisk zachodzących w amortyzatorze, mogą być za mało dokładne.

5. PRZYKŁADY OBLICZENIOWE

5.1. Przykład nr 1

Dany jest amortyzator olejowo-powietrzny o komorach nierozdzielonych, dla którego obliczono wymiary geometryczne przy założeniu średniego wykładnika pozornej politropy $n = 1,27$.

Sprawdzić wykładniki pozornej politropy dla procesu izotermicznego i adiabatycznego przy parametrach charakterystycznych amortyzatora:

- objętość początkowa (ładowania) $V_L = 2847 \text{ cm}^3$
- ciśnienie początkowe (ładowania) $P_L = 38,6 \text{ kG/cm}^2$
- temperatura początkowa (ładowania) $T_L = 293^\circ\text{K}$
- objętość cieczy $V_C = 1165 \text{ cm}^3$

współczynnik rozpuszczalności powietrza w oleju odniesiony do warunków normalnych

$T_0 = 273^\circ\text{K}$ $p = 1033 \text{ kG [cm}^2\text{]}$ $\dots \dots \dots K = 0,109$
 końcowy spręż $\dots \dots \dots s_K = 3,59$

Dla porównania podamy wielkość stopnia sprężania dla procesu adiabatycznego, wyznaczonego przy założeniu wykładnika pozornej politropy $n = 1,27$, a mianowicie $\epsilon_K = 2,735$.

A więc: stała amortyzatora wynosi

$$a = K \cdot p_0 \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_0} = 0,109 \cdot 1,033 \cdot \frac{1165}{2847} \cdot \frac{293}{273} = 0,0493$$

Wykładniki pozornej politropy dla danego maksymalnego sprężu, zestawione w tabeli 2, obliczono na podstawie wzorów zestawionych w tabeli 1. Oprócz tego wyznaczono stopień sprężania dla danego s_K lub n i sprawdzono wykładnik pozornej politropy według ogólnego wzoru (2,4).

		P r o c e s		
		izotermiczny	adiabatyczny	
Wykładnik	$n_i = \frac{1}{1 - \frac{\ln[1-a(s_K-1)]}{\ln s_K}}$	Dane: $a = 0,0493$ $s_K = 3,59$ Wynik: $n_i = 0,856$	$n_a = \frac{1}{1,4 - \frac{\ln[1-a(s_K-1)]}{\ln s_K}}$	Dane: $a = 0,0493$ $s_K = 3,59$ Wynik: $n_a = 1,217$
	$\epsilon_{K_i} = \frac{V_L}{V_N} = s_K^{n_i}$	Dane: $s_K = 3,59$ $n_i = 0,856$ Wynik: $\epsilon_{K_i} = 4,46$	$\epsilon_{K_a} = \frac{V_L}{V_N} = s_K^{n_a}$	Dane: $s_K = 3,59$ $n_a = 1,22$ Wynik: $\epsilon_{K_a} = 2,84$
Wykładnik	$n_i = \frac{\ln s_K}{\ln \epsilon_{K_i}}$	Dane: $s_K = 3,59$ $\epsilon_{K_i} = 4,46$ Wynik: $n_i = 0,856$	$n_a = \frac{\ln s_K}{\ln \epsilon_{K_a}}$	Dane: $s_K = 3,59$ $\epsilon_{K_a} = 2,84$ Wynik: $n_a = 1,22$

Z tabeli 2 widać, że przyjęty orientacyjnie wykładnik dla procesu adiabatycznego z rozpuszczalnością gazu jest większy około 4% od wykładnika otrzymanego z obliczeń przy założonych: rodzaju cieczy, geometrii amortyzatora itp. Analogicznie stopień sprężania różni się również o około 3,5% od przyjętego przy założeniu $n = 1,27$.

Powyższy przykład jaskrawo podkreśla, że wykładniki procesów z rozpuszczalnością gazu w cieczy są niższe od wykładników bez rozpuszczalności.

5.2. Przykład nr 2

Ustalić zmianę wykładnika politropy przy procesach z rozpuszczalnością gazu w cieczy w zależności od sprężu dla procesu adiabatycznego i izotermicznego dla amortyzatorów o danych charakterystycznych z przykładu nr 1.

Wyniki obliczeń zestawiono w tabeli 3.

Tabela 3 Tabelaaryczne zestawienie wykładnika pozornej politropy dla różnych sprężu przy procesie izotermicznym i adiabatycznym dla amortyzatora z przykładu Nr 2

Proces		W z o r y					D a n e		Wykładnik obiegu	
izotermiczny		$n = \frac{1}{1+a}$	$n = \frac{1}{1 - \frac{\lg[1-a(s-1)]}{\lg s}}$				$a = 0,0493$	n_i	n_a	
adiabatyczny		$n = \frac{1,4}{1+1,4a}$	$n = \frac{1}{1,4 - \frac{\lg[1-a(s-1)]}{\lg s}}$							
L.p.	s	s-1	a(s-1)	1-a(s-1)	lg[1-a(s-1)]	lg s	$\frac{\lg[1-a(s-1)]}{\lg s}$			
1	1	—	—	—	—	—	—	0,955	1,31	
2	2	1	0,0493	0,9507	-0,0218	0,301	-0,0705	0,935	1,27	
3	3	2	0,0986	0,9014	-0,0451	0,477	-0,0944	0,914	1,235	
4	6	5	0,2465	0,7535	-0,123	0,778	-0,1583	0,865	1,144	
5	10	9	0,444	0,556	-0,2549	1,000	-0,2549	0,797	1,033	

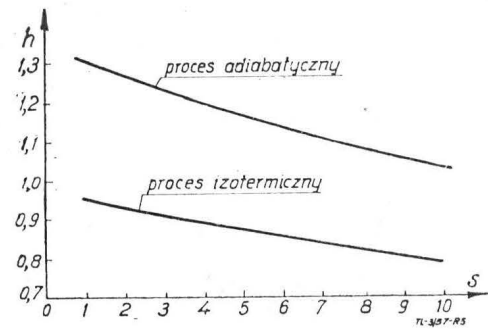
TL-3157-73

Wskazane wyniki postaramy się nanieść w układzie $n = f(s)$. Otrzymamy wtedy charakter zmian wykładnika pod wpływem zmiennego parametru s.

6. WNIOSKI KOŃCOWE

Z wyżej wymienionych przykładów widać, że rozpuszczalność gazu w cieczy dobrze tłumaczy zmiany wykładnika pozornej politropy wraz z zakresem stosowanego sprężu w amortyzatorze.

Okazuje się, że praktycznie przyjmowany wykładnik dla obiegu adiabatycznego amortyzatorów o komorach gazowej



Rys. 5. — Wykres zmiany wykładnika pozornej politropy dla procesów izotermicznego i adiabatycznego amortyzatora z przykładu nr 2

i ciecowej nierozdzielonych i wynoszący $n = 1,27 \div 1,3$ odzwierciedla procesy w zakresie sprężu 1—3 oraz stosunku objętości ładowania do objętości cieczy 2—2,5.

Z przytoczonego w niniejszym artykule rozumowania wynika, że przyjmowanie średniego wykładnika obiegu winno być ostrożne, uwzględniające maksymalny spręż s_K oraz stałą

$$\text{amortyzatora } a = K p_0 \frac{V_C}{V_L} \cdot \frac{T_L}{T_0}$$

Stosunek $\frac{V_C}{V_L}$ wchodzący w skład stałej a dobiera się tak,

aby amortyzator podczas pracy dał odpowiedni obszar tłumienia przy narzuconej maksymalnej różnicy ciśnień tłumienia oraz w ciągu określonego okresu czasu nie uległ przegrzaniu, co prowadziłoby do jego zatarcia.

W zasadzie zakładamy, że ciecz grzeje się tylko od energii rozproszanej podczas tłumienia. Jednak dokładniejsze rozważania wskazują, że ogrzanie się cieczy w amortyzatorze będzie zależało również od rozpuszczalności gazu w cieczy, tylko w stopniu znacznie mniejszym.

P R O D U K C J A



Mgr inż. TADEUSZ WIŚLICKI

Klejenie metali

(Część III)

W części trzeciej Autor omawia dalsze zagadnienia technologiczne, a mianowicie kontrolę połączeń klejonych, zagadnienia wytrzymałości statycznej, wpływu temperatur i korozji na wytrzymałość statyczną klejenia oraz zagadnienia wytrzymałości zmęczeniowej. W rozdziałach omawiających wytrzymałość podane są cenne wiadomości i wskazówki dla konstruktorów.

KONTROLA POŁĄCZEŃ KLEJONYCH

Zagadnienie kontroli połączeń klejonych jest dość skomplikowane, ponieważ w odniesieniu do gotowego połączenia nie dysponujemy metodami badań nieniszczących, których wyniki można by było traktować bez zastrzeżeń. W związku z tym odpowiednio silny nacisk położony został na kontrolę wszystkich zabiegów wstępnych przed klejeniem oraz zabiegu właściwego klejenia jako czynników mających decydujący wpływ na jakość połączenia.

Kontrola międzyoperacyjna obejmuje sprawdzanie stanu powierzchni przeznaczonej do klejenia, stężenia kąpieli stosowanych w zabiegach przygotowania powierzchni, jakości i lepkości substancji klejącej i sposobu jej nanoszenia, wreszcie sposobów ustalenia łączonych elementów oraz parametry procesu wiązania kleju, to jest temperaturę i naciski.

Po sklejeniu zespołu niektóre zakłady produkcyjne stosują kontrolę skleiny metodami dźwiękowymi i ultradźwiękowymi, przez co określić można obszary nie sklejone lub występowanie innych nieciągłości skleiny spowodowanych obecnością pęcherzy gazów itp.

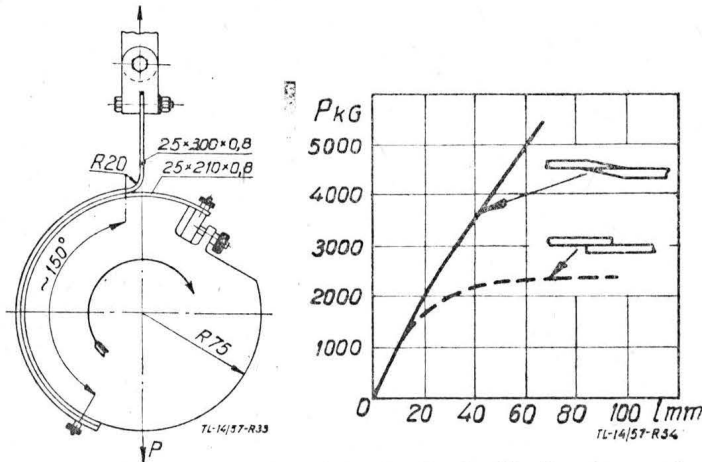
Wytrzymałość połączenia można jednakże sprawdzić jedynie przez jego zniszczenie, w związku z czym wraz z zespołem

klei się próbki, na których przeprowadza się odpowiednie badania. Aby wyniki próby były porównywalne powinny one być jednakowych wymiarów i z jednakowego materiału. Istnieje jednak również metoda porównywania wyników prób otrzymanych z różnych próbek. W zależności od rodzaju obciążenia, jakim poddany jest zespół w czasie pracy, stosuje się próbę na odrywanie oraz na ścinanie.

Próba na odrywanie odpowiada charakterowi obciążeń występujących w połączeniach takich elementów, jak pokrycia usztywnione podłużnicami lub blachą falistą itp. Jest ona bardzo czuła na wszelkie usterki skleiny, wynikające z użycia nieodpowiedniego kleju oraz z niewłaściwego przeprowadzenia zabiegów przygotowania powierzchni do klejenia czy też samego sklejenia. Próba na odrywanie polega na rozrywaniu dwu sklejonych ze sobą taśm blachy w specjalnie do tego celu skonstruowanym urządzeniu (rys. 33) na normalnej maszynie wytrzymałościowej, przy rejestrowaniu siły odpowiadającej określonej prędkości rozrywania (50 mm/min). Dla klejów typu „Redux“ warunki angielskie podają, że połączenie można uważać za dobre, jeśli siła rozrywająca wynosić będzie więcej niż 13,5 kG na przestrzeni ponad 85% długości wykresu sporządzonego przez maszynę wytrzymałościową.

Próba na ścinanie odpowiada warunkom pracy wszelkich połączeń klejonych na nakładkę lub zakładkę przy obciążeniu siłami leżącymi w płaszczyźnie skleiny. Jako wskaźnik dla porównania wytrzymałości połączeń klejonych przyj-

zakładki „l”, ale tylko do pewnej granicy wynoszącej praktycznie nie więcej niż 2 mm (rys. 35). Tłumaczy się to tym, że im grubszy przekrój, tym mniejsze odkształcenia materiału przy obciążeniach i tym mniejsze naprężenie na końcach



Rys. 33. Schemat urządzenia do prób na odrywanie

Rys. 34. Zależność siły niszczącej połączenie klejone od rodzaju połączenia i długości zakładki

muje się średnio naprężenie ścinające, występujące w skleinie przy maksymalnym obciążeniu:

$$\tau = \frac{\text{obciążenie}}{\text{pow. klejona}} \text{ kg/mm}^2$$

Nie należy jednak sądzić, że dla każdej skleiny o dowolnych wymiarach siła niszcząca będzie równa naprężeniu ustaleniemu dla próbki, pomnożonemu przez odpowiednią wielkość powierzchni. Jak wykazały doświadczenia, siła niszcząca jest proporcjonalna do szerokości zakładki nie jest proporcjonalna do jej długości, a ponadto zależy od grubości blach, wytrzymałości materiału blach oraz rodzaju połączenia. Niektóre z tych zależności charakteryzuje wykres podany na rys. 34.

Próby zmęczeniowe i udarowości (na rozciąganie) przeprowadza się obecnie jako uzupełnienie wyżej wymienionych raczej w stadium badań naukowych nad przydatnością danego kleju do łączenia określonych typów połączeń. W produkcji natomiast przeprowadza się co pewien czas próby statyczne całych głównych zespołów płatowca.

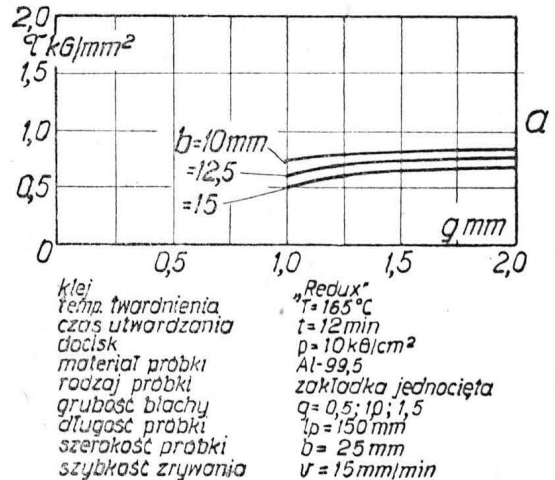
Udział kontroli w procesie produkcyjnym opartym na metodzie klejenia jest bardzo znaczny, w związku z czym stan personelu kontrolnego będzie tu większy niż przy produkcji wszelkimi innymi metodami łączenia, jednakże biorąc pod uwagę znaczne zmniejszenie personelu produkcyjnego, ogólny stan zatrudnienia będzie raczej niższy.

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

Pomimo zastosowania klejenia metali w skali produkcyjnej badania wytrzymałościowe stanowią w dalszym ciągu podstawowe prace dla tej techniki łączenia w budowie płatowców. W najogólniejszym ujęciu dotyczą one ustalenia wpływu na wytrzymałość takich czynników jak: kształt połączenia, metoda klejenia (przyjęty proces), obciążenia statyczne i dynamiczne oraz temperatura otoczenia i „starzenia się” skleiny. Na podstawie dotychczasowych badań stwierdzone zostało, że wytrzymałość połączeń klejonych zależy przede wszystkim od: grubości przekrojów blach, wytrzymałości materiału blach, wielkości powierzchni i rodzaju połączenia, przygotowania powierzchni, grubości warstwy substancji klejącej w skleinie, wytrzymałości samego kleju, oraz rodzaju obciążeń działających na połączenie. Naturalnie również zastosowane warunki procesu produkcyjnego klejenia mogą mieć wpływ na jakość połączenia. Wpływ i wzajemne zaszeregowanie się wymienionych wyżej czynników powodują, że rozpatrywanie celowości stosowania klejenia w konstrukcjach odpowiedzialnych i silnie obciążonych wymaga dokładnej ich znajomości i szczególnej analizy właściwości konstrukcji, dysponowanych możliwości produkcyjnych i warunków pracy zespołu.

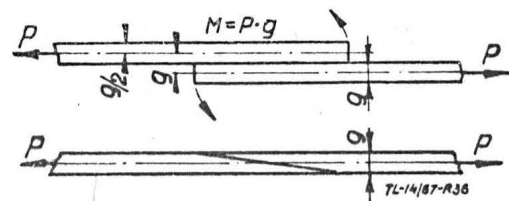
Wytrzymałość statyczna

Grubość przekroju blach ma o tyle istotny wpływ na wytrzymałość połączenia, że jej bezwzględna wielkość rośnie ze wzrostem grubości blachy przy stałej długości



Rys. 35. Wpływ grubości blachy na wytrzymałość połączeń klejonych

zakładki połączenia klejonego jednoczętowego. Z drugiej jednak strony — przy obciążeniu takiego połączenia siłami rozciągającymi, oprócz ścinania w skleinie występują niepożądane siły rozrywające połączenie, których obecność spowodowana jest istnieniem momentu gnącego od pary sił działających na ramieniu równym grubości blachy (rys. 36). Trzeba

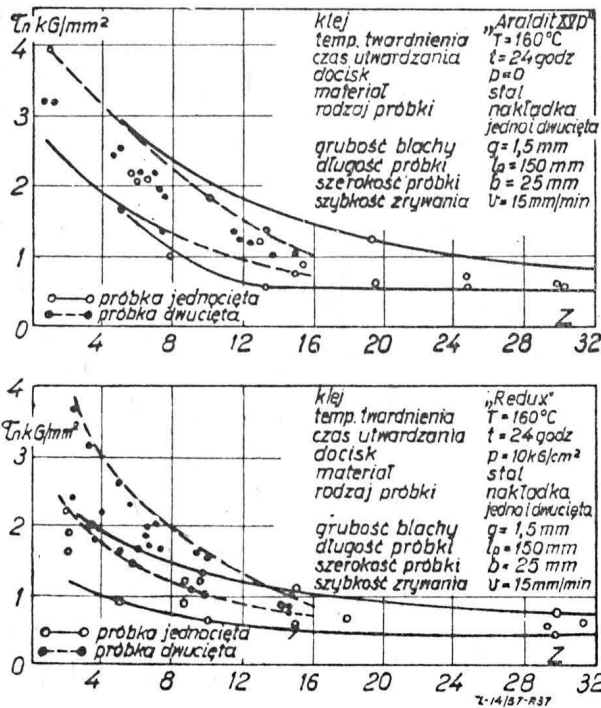


Rys. 36. Zależność obciążeń skleiny od rodzaju połączenia

przy tym dodać, że o ile wytrzymałość klejonych połączeń metali jest wysoka przy rozciąganiu skleiny, to przy jego rozrywaniu jest raczej niska. W związku z tym właśnie istnieje pewna graniczna wielkość grubości blachy, poza którą nie zachodzi już wzrost wytrzymałości połączenia. W odniesieniu do stałego współczynnika zakładki

$$z = \frac{\text{długość zakładki „l”}}{\text{grubość blachy „g”}}$$

można stwierdzić, że ze wzrostem grubości blachy spostrzegamy spadek wytrzymałości (rys. 35 b) spowodowany tym, że wzrasta wtedy długość zakładki „l”, co jest zjawiskiem niepożądanym. Zależności pomiędzy wielkością współczynnika „z” i wytrzymałością połączenia przedstawione są na rys. 37. Właściwa wielkość współczynnika zakładki winna ustalać taki stosunek długości zakładki do grubości blachy, aby wykorzystanie własności wytrzymałościowych materiału łączonych blach było jak największe. Ponieważ czynnik ten nie może być bezpośrednio odniesiony ani do wytrzymałości mate-

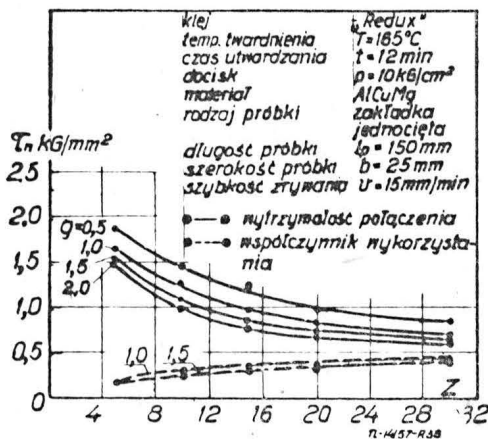


Rys. 37. Zależność wytrzymałości skleiny od wielkości współczynnika zakładki

riału blach, ani do jego granicy sprężystości, wydaje się celowe wprowadzenie specjalnego współczynnika określającego tak zwany stopień wykorzystania skleiny

$$\vartheta = \frac{\text{naprężenia rozciągające w blasze w momencie zniszczenia połączenia}}{\text{wytrzymałość na rozciąganie materiału blachy.}}$$

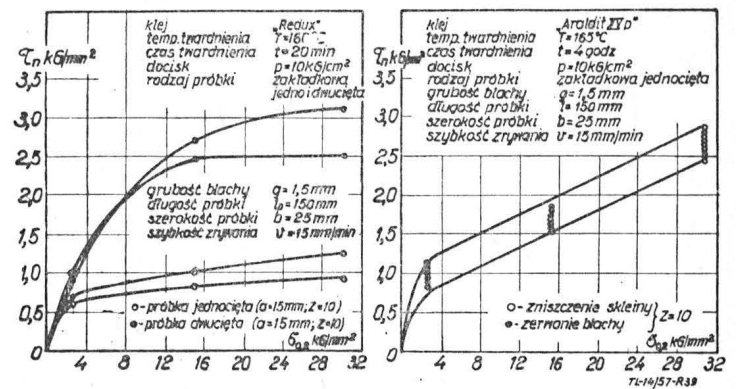
Na wykresie przedstawionym na rys. 38 uwidocznione są omawiane wyżej zależności. Z analizy ich można wyciągnąć wniosek, że klejenie metali jest metodą łączenia słuszną jedynie dla blach cienkich.



Rys. 38. Wytrzymałość połączeń klejonych i współczynnik wykorzystania skleiny dla blach o różnej grubości, w zależności od współczynnika zakładki

Wytrzymałość materiału sklejanych blach wpływa na wytrzymałość połączenia w tym sensie, że im jest większa, tym wyższa jest wielkość $\sigma_{0,2}$ (dopuszczalne naprężenia na granicy sprężystości), w związku z czym blacha odporniejsza jest na zginanie i rozciąganie przesuwając moment zjawiska płynięcia materiału pod obciążeniem w kierunku jego zwiększenia, co z kolei wpływa na zmniejszenie skupienia naprężeń na krawędziach skleiny powodujących znaczne obniżenie wytrzymałości skleiny. Charakter wzrostu wytrzymałości połączenia ze wzrostem wytrzymałości blachy przedstawiony jest na wykresie, na rys. 39.

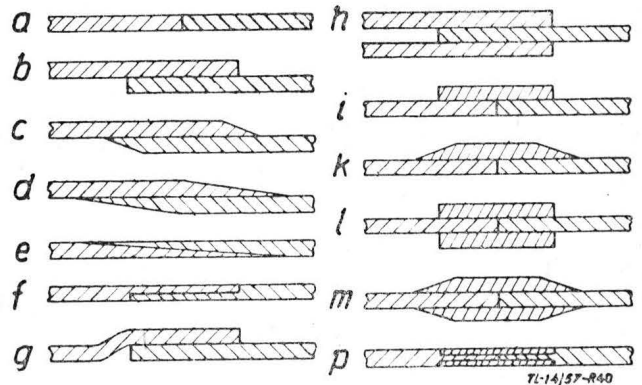
Uogólniając, można powiedzieć, że dla materiałów o wysokiej wytrzymałości połączenia klejone są właściwie zastoso-



Rys. 39. Wpływ wytrzymałości sklejanych blach na wytrzymałość połączenia

wane, ponieważ pozwalają na względnie wysokie obciążenia „odciążając” jak gdyby skleinę, podczas gdy dla materiałów o niskiej wytrzymałości (niskiej granicy sprężystości) skleina obciążona jest względnie wysoko i połączenie wykazuje niską wytrzymałość. Zagadnienie to wiąże się naturalnie ze sprawą grubości przekrojów, ponieważ dla blach cienkich przy mniejszych obciążeniach osiąga się granicę sprężystości, oraz z rodzajem połączenia ze względu na ewentualne występowanie dodatkowych sił wynikających z istnienia momentu gnącego.

Rodzaj połączenia klejonego (rys. 40) wpływa na jego wytrzymałość w sposób oczywisty, wynikający wprost z analizy sił występujących w skleinie przy obciążeniu jej siłami rozciągającymi, przyłożonymi do sklejanych blach. Najbardziej niekorzystne będzie normalne połączenie zakładkowe i nakładkowe jednostronne. Połączenie nakładkowe dwustronne, zabezpieczające przed występowaniem w skleinie sił rozrywających, nie jest chętnie stosowane ze względu na wzrost ciężaru konstrukcji. Podobnie korzystne wytrzymałościowo, a ponadto nie zwiększające ciężaru, jest połączenie skośne, jednakże zarówno przygotowanie powierzchni do klejenia gwarantujące dokładne ich przyleganie (zwłaszcza przy blachach cienkich), jak również sam proces klejenia są w tym przypadku utrudnione.

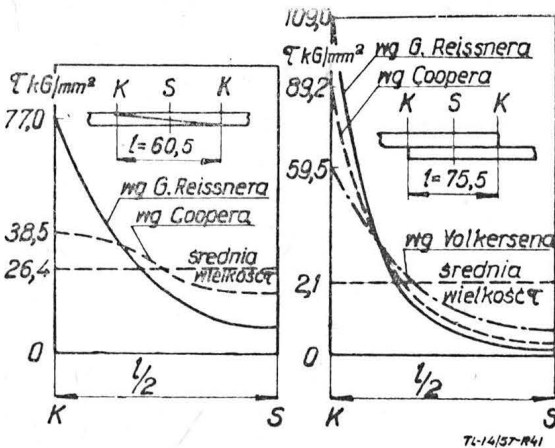


Rys. 40. Rodzaje połączeń klejonych: a — doczołowe, b — zakładkowe jednocięte, c, d — zakładkowe jednocięte skośne, e — doczołowe skośne, f — na wręb, g — zakładkowe z odsadzeniem, h — zakładkowe dwucięte, i — nakładkowe jednocięte, k — z nakładką skośną, l — nakładkowe dwucięte, m — z nakładkami skośnymi, p — na wręb dwucięte

Wielkość powierzchni klejenia posiada zasadniczy i dość charakterystyczny wpływ na wytrzymałość połączenia. W zasadzie — im większa powierzchnia klejenia — tym większa wytrzymałość połączenia. Przede wszystkim istnieje tu ograniczenie długości zakładki, ponieważ rozkład naprężeń w przekroju połączenia, leżącym w płaszczyźnie działania sił, wykazuje znaczne ich spiętrzenie na końcach blach, tym większe, im większa długość zakładki, co naturalnie bardzo ujemnie wpływa na wytrzymałość skleiny. Naturalnie rozkład naprężeń zależy tu będzie od rodzaju obciążenia oraz różnicy własności elastycznych materiału łączonych elementów i substancji klejącej. Na skutek nierównomiernego rozkładu naprężeń na długości zakładki (rys. 41), posiadającego paraboliczny przebieg z minimum na środku i maksimum na

krawędziach zakładki, naprężenia niszczące τ_n , obliczone jako iloraz siły niszczącej przez powierzchnię klejenia, nie są wielkością stałą dla dowolnej długości zakładki „l”. Dla pewnej optymalnej wielkości „l” otrzymujemy najwyższe wielkości

nawczym, tak zwanym „współczynnikiem połączenia” (joint factor) $f = \frac{\sqrt{g}}{l}$, gdzie g — grubość blachy, l — długość zakładki.



Rys. 41. Rozkład naprężeń przy rozciąganiu próbki klejonej

τ_n , po czym następuje zmniejszenie się wytrzymałości połączenia. Zagadnienie wpływu długości zakładki na wytrzymałość skleiny przy różnych materiałach blach i różnych rodzajach połączeń najlepiej charakteryzują wykresy przedstawione na rys. 42.

Wprowadzenie tego współczynnika opracowanego przez de Bruyne'a daje możliwość szybkiego i praktycznie wystarczająco dokładnego ustalenia wielkości wytrzymałości połączenia (rys. 43), pomimo że nie posiada on dostatecznego uzasadnienia teoretycznego (układ nie podlega prawu Hooke'a), jak również nie uwzględnia faktu występowania w skleinie naprężeń normalnych, osiągających w pobliżu krawędzi zakładki znaczne wielkości i powodujących rozrywanie połączenia.

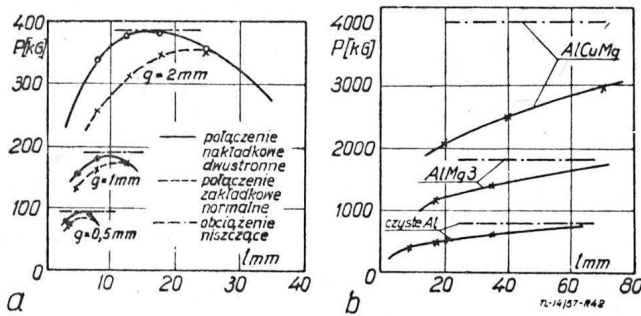
W przytoczonym niżej zestawieniu podana jest zależność wytrzymałości skleiny od wielkości „współczynnika połączenia” ustalona metodą prób dla kleju „Redux” i blach o grubości 1 i 2 mm.

Wynika stąd jasno, że dążąc do maksymalnej wytrzymałości połączenia należy stosować jak najkrótsze zakładki, a ponieważ zwiększanie grubości blach (g) powoduje wzrost średnich naprężeń niszczących (τ_n) w sposób bardzo nieekonomiczny \sqrt{g} , należy wyciągnąć wniosek, że klejenie korzystne jest dla blach o małej grubości (do 2 mm).

Współczynnik połączenia				
$f = \frac{\sqrt{g}}{l}$	0,05	0,1	0,2	0,3
Wytrzymałość połączenia dla naprężeń niszczących τ_n kG/mm ²	2,2	3,1	4,2	5,3

Poza czynnikami ujętymi przez „współczynnik połączenia” na wytrzymałość skleiny posiada również wpływ sposób przygotowania powierzchni do klejenia, grubość warstwy substancji klejącej oraz własności samego kleju.

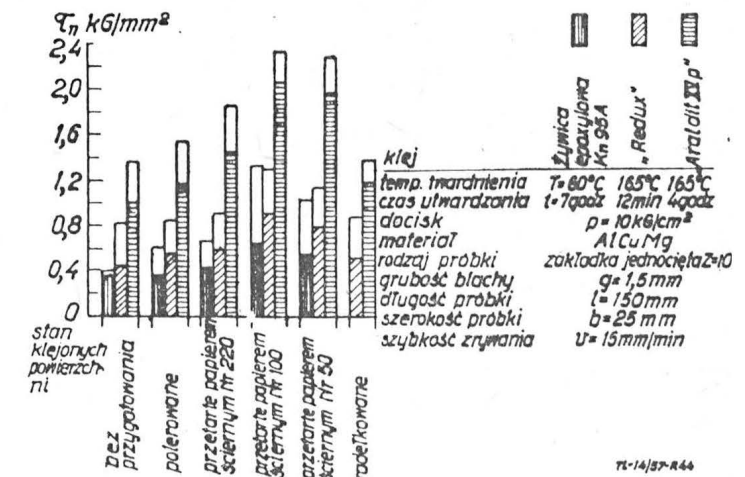
Sposób przygotowania sklepanych powierzchni wpływa na jakość połączenia w sposób oczywisty wynikający ze znaczenia czynnika adhezji substancji klejącej do łączonych elementów. Naturalnie dla metali, odznaczających się powierzchnią gładką, przygotowanie tej powierzchni zmierzające do zwiększenia przyczepności kleju jest bardzo wskazane. Na rys. 44 przedstawiony jest wpływ obróbki mechanicznej powierzchni przeznaczonych do klejenia na wytrzymałość połączenia. Tego rodzaju obróbka nie może być stosowana w odniesieniu do stopów lekkich, wobec czego zastępuje się ją specjalnymi zabiegami chemicznymi.



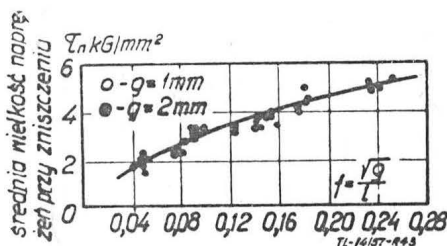
Rys. 42. Doświadczalnie ustalone obciążenia maksymalne połączeń klejonych: a — dla blachy aluminiowej w zależności od rodzaju połączenia i długości zakładki, b — dla połączenia skośnego w zależności od rodzaju materiałów łączonych blach oraz długości zakładki

Ponieważ wspomniane wyżej tak zwane „szczyty naprężeń” na krawędziach sklepanej zakładki są najniebezpieczniejszym zjawiskiem, występującym w połączeniach klejonych metali i decydują o ich wytrzymałości, należy wspomnieć o możliwościach złagodzenia tego czynnika. Można to osiągnąć przez: zmniejszenie długości zakładki, dopasowanie grubości przekroju połączenia do charakteru przebiegu naprężeń oraz przez przejście nieuniknionych „szczytów naprężeń” innymi środkami. Praktycznie warunki te uzyskuje się odpowiednio przez: zastosowanie połączeń z nakładką dwustronną, ukosowanie krawędzi blach, a przy połączeniach nakładkowych — ukosowanie również krawędzi nakładek oraz stosowanie w obszarach „szczytów naprężeń” uzupełniających połączeń nitami, zgrzeinami punktowymi lub przez zawinięcie krawędzi.

Pomimo tego, że na wytrzymałość połączenia klejonego wpływa bardzo wiele różnych czynników, bardzo praktyczne okazało się posługiwanie pewnym współczynnikiem porów-



Rys. 44. Wpływ sposobu przygotowania powierzchni metali przed naniesieniem kleju na wytrzymałość połączenia, w stosunku do wyników, jakie osiągnąć można bez stosowania zabiegów przygotowawczych



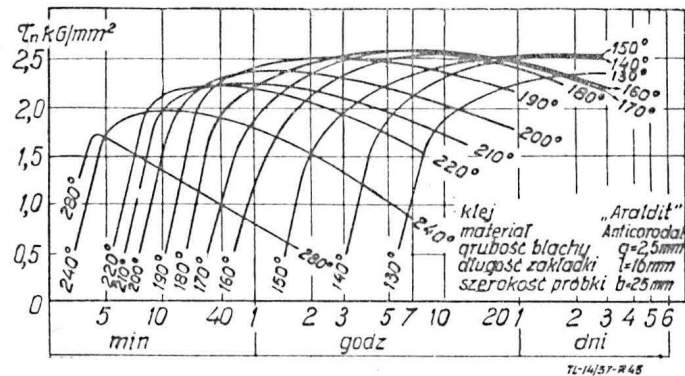
Rys. 43. Zależność wytrzymałości połączeń klejonych od współczynnika połączenia „f” (wg de Bruyne'a)

Grubość warstwy kleju w skleinie wchodzi w wymiar będący ramieniem działania pary sił, powodującej występowanie momentu gnącego nawet przy obciążeniu połączenia na rozciąganie, co naturalnie powoduje występowanie niekorzystnych naprężeń normalnych. Doświadczenia wykazały, że wpływ grubości warstwy kleju na wytrzymałość połączenia jest względnie większy dla małych obciążeń.

Uwzględniając możliwości procesu produkcyjnego przyjęto, że dla jednoczesnego zapewnienia właściwej wytrzymałości połączenia grubość warstwy kleju w skleinie powinna wynosić około 0,1 mm. Zwiększenie jej o 100% daje 8% zwiększenia momentu gnącego połączeń zakładkowych z wynikającymi stąd konsekwencjami wytrzymałościowymi.

Własności wytrzymałościowe samego kleju wpływają naturalnie również na wytrzymałość połączenia, chociaż niższą ich wielkość w stosunku do wytrzymałości łączonych blach (kleje z grupy fenolowoformaldehydowych osiągają wytrzymałość 10 kG/cm²), uzupełnić można w pewnym stopniu przez zwiększenie powierzchni klejenia. Zwiększenie wytrzymałości substancji klejących osiąga się przez dodawanie różnych wypełniaczy, przy czym bardzo dobre własności uzyskuje się stosując wypełniacze w postaci tkaniny nylonowej lub z włókna szklanego. Kleje wiążące na zimno dają połączenia o niższej wytrzymałości właściwej, jednakże obszar maksymalnej wytrzymałości, z uwagi na większą ich elastyczność, jest większy niż dla klejów twardniejących na gorąco. Wynika to z faktu, że kleje wiążące na zimno są substancjami dwuskładnikowymi i twardnienie ich związane jest z wydzieleniem się części lotnych. Utrudnione wydzielenie się gazów, zachodzące przy zbyt grubej warstwie kleju lub braku docisku łączonych elementów może spowodować wytworzenie się w skleinie pęcherzy, co — jeśli nie spowoduje zbrakowania przedmiotu — z pewnością zmniejszy wytrzymałość połączenia. W połączeniach klejonych metali najwyższe dopuszczalne naprężenia ścinające w skleinie nie przekraczają 3,5 kG/mm², ale dla stopów lekkich w praktyce trudno jest osiągnąć nawet tę wielkość.

Wpływ warunków procesu produkcyjnego na wytrzymałość skleiny jest o tyle istotny, że wymaga ścisłego dostosowania się do warunków technologicznych, obowiązujących dla danego kleju. Już przy minimalnych różnicach temperatury i czasu wiązania kleju wytrzymałość połączenia bardzo się zmienia. Przy zastosowaniu krótszych czasów wiązania i wyższych temperatur (zwłaszcza w zakresie 100° do 150°, a nawet 190°C) w zależności od rodzaju kleju wytrzymałość połączeń w normalnych warunkach dla większości stosowanych klejów wzrasta bardzo znacznie (rys. 45).



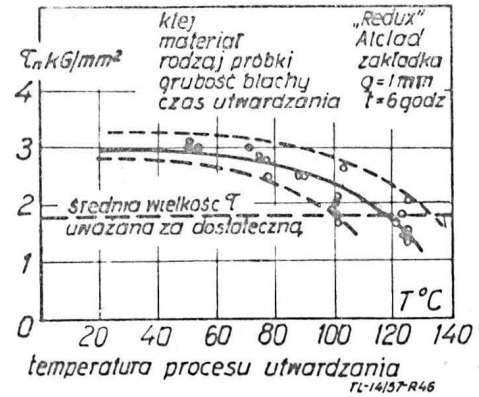
Rys. 45. Wytrzymałość połączeń klejonych w zależności od temperatury i czasu utwardzania (max. dla zakresu temp. 160° — 190°C wg. Zeerledera)

Ustalenie właściwego okresu oddziaływania zastosowanej temperatury jest trudne ze względu na wpływ szeregu różnych czynników, z których wymienić należy masę sklejonego przedmiotu, jego powierzchnię, moc pieca lub innego urządzenia grzejnego itp. Nie bez wpływu również pozostaje czas chłodzenia, który dla uzyskania jak najwyższej wytrzymałości skleiny powinien być jak najdłuższy. Dla zwiększenia wytrzymałości połączenia w temperaturach podwyższonych korzystne jest stosowanie czasów grzania dłuższych niż normalne. Na wykresie przedstawionym na rys. 46 pokazana jest charakterystyka wytrzymałościowa połączenia uzyskanego w przedłużonym procesie grzania (6 godz. zamiast normalnych 20 min.), wykazująca nieznaczny spadek wytrzymałości nawet dla temperatury +100°C. Duży również wpływ na wytrzymałość połączenia w podwyższonych temperaturach posiada długość okresu docisku sklejonych elementów, co najlepiej charakteryzuje wykres na rys. 47, a nawet czas studzenia przedmiotu (rys. 56).

Naturalnie, w praktyce należy przyjąć takie warunki procesu klejenia, aby zabezpieczając wymagania wytrzymałościowe — nie spowodować zbytniego podrożenia produkcji, mo-

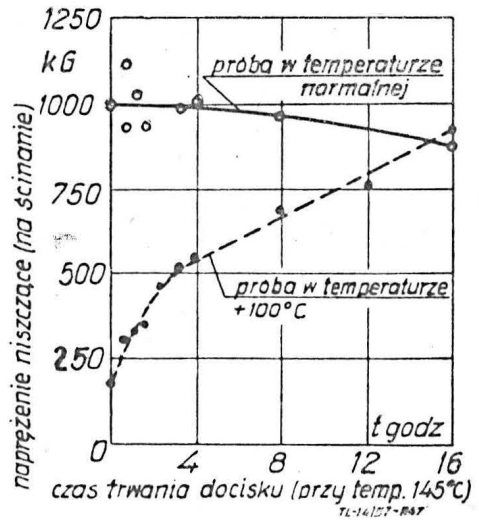
gącego zdecydować o nieopłacalności zastosowania tej techniki łączenia.

Analizując osiągnięcia wytrzymałościowe połączeń klejonych bardzo korzystne jest porównanie ich z tymi, jakie uzys-



Rys. 46. Wpływ temperatury procesu utwardzania kleju na wytrzymałość połączenia

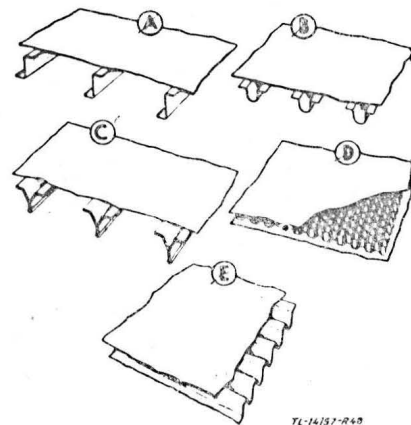
kujemy dla innych metod łączenia. Z doświadczeń laboratoryjnych (rys. 58, 59, 65) i prób eksploatacyjnych sprzętu wynika, że dla blach cienkich metoda klejenia w większości przypadków (rozwiązań konstrukcyjnych) daje może znacznie lepsze wyniki niż nitowanie czy spawanie.



Rys. 47. Wpływ czasu trwania docisku elementów klejonych „Reduxem” na wytrzymałość połączenia w temperaturach normalnych i podwyższonych

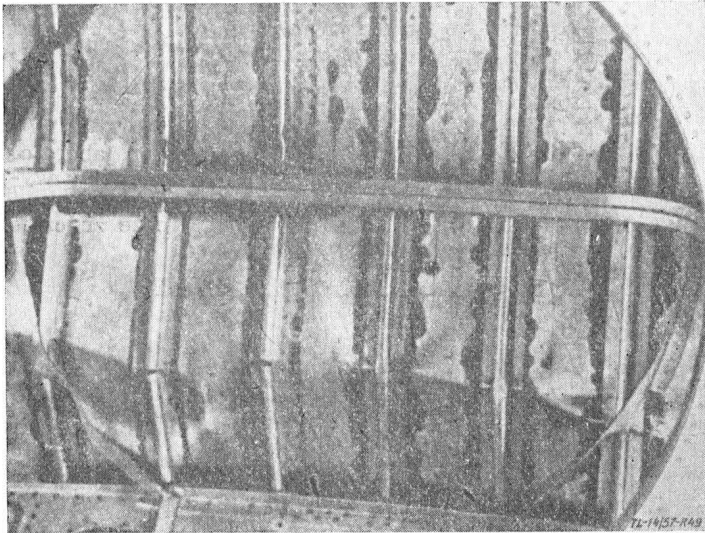
Poza doświadczeniami wytrzymałościowymi na próbkach, stanowiącymi bezwzględnie podstawę tego rodzaju badań przeprowadza się również próby wytrzymałościowe gotowych zespołów płatowcowych.

Pokrycia usztywniane (rys. 48) są w budowie płatowców zespołami, w których najczęściej spotykane jest zastosowanie



Rys. 48. Przykłady sposobów usztywniania blach pokryciowych

techniki klejenia. W porównaniu z nitowanymi, konstrukcje takie wykazują 20 do 25% większe naprężenia krytyczne. Wynika stąd jasno, że połączenia klejone zachowują się lepiej przy obciążeniach statycznych niż nitowane. Fakt ten jest zupełnie oczywisty przy założeniu dysponowania odpowiednio wytrzymałym klejem, biorąc pod uwagę, że stanowiące o wytrzymałości zespołu jest pokrycie pracujące na ściskanie. Cienkie blachy pokryć usztywnione w sposób ciągły naklejonymi podłużnicami nie są osłabione otworami pod nity, będącymi ośrodkami spiętrzeń naprężeń i początkiem pęknięć. Podłużnice natomiast, współpracując z pokryciem całą długością, posiadają zwiększoną odporność na wyboczenie. Ponadto występujące w konstrukcjach nitowanych sfalowania blach pokryciowych, będące konsekwencją samego procesu nitowania, mogą stawać się przyczyną przedwczesnego wybożenia. Charakterystycznym zjawiskiem dla połączeń klejonych jest fakt, że przy zniszczeniu zespołu pokryciowego nie następuje zniszczenie skleiny (rys. 49).



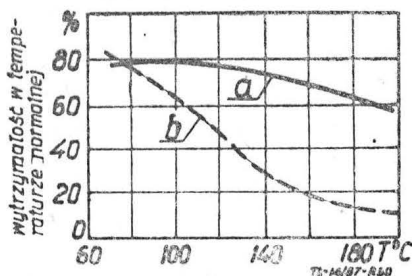
Rys. 49. Sposób zniszczenia pokrycia, usztywnionego podłużnicami przez naklejenie, przy próbie statycznej skrzydła samolotu „Dove“

Należy jeszcze dodać, że długotrwałe obciążenia statyczne skleiny, zachodzące w czasie eksploatacji sprzętu wykonanego przy zastosowaniu techniki klejenia, nie zmniejszają jej wytrzymałości poniżej ustalonej normy.

Wpływ wysokich i niskich temperatur oraz korozji na wytrzymałość statyczną

Wpływ na wytrzymałość skleiny wysokich i niskich temperatur oraz zmian temperatury był również przedmiotem wnikliwych badań przy ustaleniu przydatności techniki klejenia do budowy płatowców.

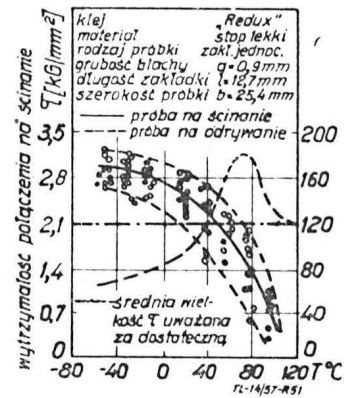
Badając wytrzymałość skleiny na ścinanie na gorąco, to jest bezpośrednio po wyjęciu próbki z urządzenia grzejnego, gdzie przebywała bez przerwy 192 godziny, oraz po ostudzeniu jej do temperatury otoczenia — stwierdzić można, że w zakresie temperatur do +80°C spadek wytrzymałości połączenia w obu wymienionych wyżej przypadkach nie przekracza 20 do 25% (rys. 50). Podobne badania dla niskich temperatur wykazały, że dla zakresu do -60°C spadek wytrzymałości w porównaniu z temperaturami normalnymi nie przekracza 10%. Omawiany wyżej zakres temperatur od -60° do +80°C



Rys. 50. Wpływ długotrwałego nagrzewania skleiny przez 192 godz. na wytrzymałość połączenia stopów lekkich „Reduxem“; a — na gorąco, zaraz po wyjęciu z termostatu, b — na zimno, po ostudzeniu próbki do temp. +27°C

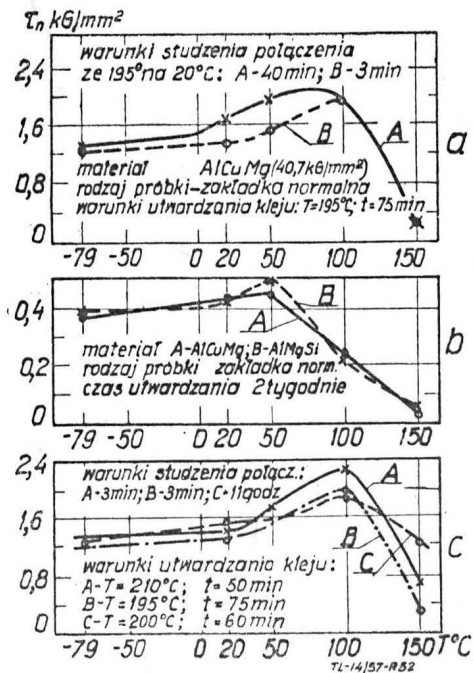
można uważać za normalny dla eksploatacji samolotów cywilnych.

Nieco inny charakter posiada wytrzymałość skleiny na rozrywanie w zależności od temperatury. O ile w temperaturze



Rys. 51. Wytrzymałość na ścinanie i odrywanie w zależności od temperatury, dla połączenia stopów lekkich „Reduxem“

+80°C wykazuje skleina wytrzymałość wyższą o 60%, to w temperaturze -70°C wytrzymałość spada do 70% tej, jaką połączenie posiadałoby w warunkach normalnych. Wpływ temperatury na wytrzymałość połączenia wykonanego w warunkach normalnych przedstawiony jest na wykresie rysunku 51. Poza tym trzeba jednak zaznaczyć, że na wytrzymałość połączenia w niższych i wyższych temperaturach duży wpływ posiadają warunki procesu technologicznego utwardzania kleju, a mianowicie: temperatura utwardzania, czas trwania tego zabiegu oraz czas studzenia. Zależności te zestawione są dla przykładu na wykresach pokazanych na rys. 52.



Rys. 52. Wpływ parametrów procesu technologicznego utwardzania kleju na wytrzymałość połączenia, w zależności od rodzaju kleju i łączonych materiałów

Można wymienić jeszcze, że dopełnieniem prób określających wpływ temperatur na wytrzymałość skleiny są badania oddziaływania zmiennych okresowo czynników klimatycznych, to jest temperatur i wilgotności. Obniżenie wytrzymałości jest w tych warunkach niewielkie i w żadnym przypadku nie schodzi poniżej normy określonej dla zastosowania klejenia w budowie płatowców.

Odporność klejów stosowanych do łączenia metali na działanie wody i rozpuszczalników jest w większości przypadków — jak wynika z przykładu podanego na załączonej tabeli — zupełnie zadowolająca.

Przy rozpatrywaniu odporności połączeń klejonych na działanie korozji należy rozdzielić zagadnienie na odporność anty-

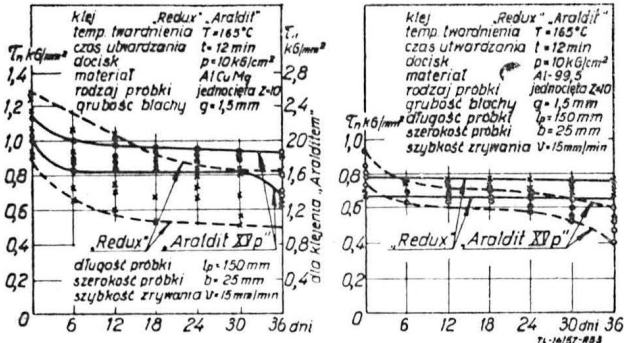
Tabela 4

Odporność połączeń klejonych „Aralditem“ na działanie wody i rozpuszczalników

Rodzaj połączenia	Obciążenie			
	statyczne		dynamiczne	
	obciążenie niszczące kG	przebieg zniszczenia próbki	liczba obciążeń do zniszczenia	przebieg zniszczenia próbki
Klejone	712	zniszczenie po przekroczeniu granicy sprężystości materiału blachy	5 · 10 ⁶	połączenie zrywa się począwszy od końców nakładki
Zgrzewane (2 punkty)	908	zgrzeiny wrywają się z materiału blachy przed jej rozzerwaniem	0,108 · 10 ⁶	pęknięcia powstają na brzegach zgrzeiny
Klejone wzmocnione zgrzewaniem (2 punkty)	836	zniszczenie skleiny następuje przy około 700 kG, dalszy przebieg zniszczenia próbki przebiega jak dla połączenia zgrzewanego	0,917 · 10 ⁶	pęknięcia powstają na brzegach zgrzeiny

Uwaga: Podane liczby są wielkościami średnimi z co najmniej trzech prób.

korozyjną klejonego materiału i substancji klejącej. O odporności połączenia na korozję można więc mówić dopiero wtedy, jeśli warunkowi temu odpowiadają oba wymienione wyżej czynniki. Próby mające w skróconym czasie zastąpić warunki eksploatacji klejonych przedmiotów polegają na okresowym zanurzaniu próbek w 3% roztworze chlorku sodu (soli kuchennej) w odstępach półgodzinnych na 5 minut. Następnie w określonym czasie przeprowadza się badania wytrzymałościowe.



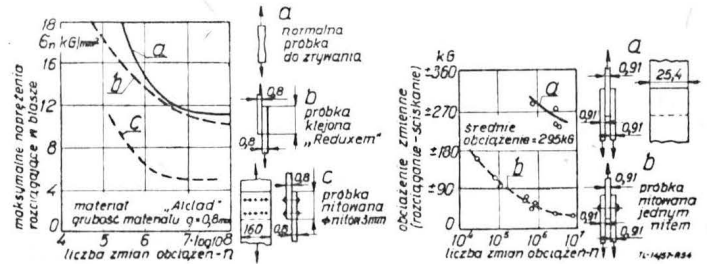
Rys. 53. Odporność połączeń klejonych na działanie korozji

Wykazały one (rys. 53), że poza aluminium inne stopy lekkie podlegają korozji, co powoduje osłabienie połączeń klejonych. Należy wyciągnąć stąd wniosek, że przy klejeniu materiałów nieodpornych na działanie korozji konieczne jest stosowanie odpowiednich pokryć ochronnych, uwzględniając naturalnie wpływ ich obecności na przyczepność klejów.

Zagadnienie wpływu czasu na wytrzymałość połączenia wiąże się ściśle z eksploatacją sprzętu. Jak wykazały dotychczasowe doświadczenia, nie tylko laboratoryjne ale również praktyczne, na sprzęcie latającym (np. samolot „Dove”) — 4,5-letni okres starzenia się skleiny w różnych warunkach nie wpłynął na zmniejszenie się jej wytrzymałości. O ile próby w temperaturach normalnych wykazują nawet niewielkie zwiększenie wytrzymałości po okresie kilku lat, to zastosowanie temperatury +70°C daje bardzo nieznaczny spadek wytrzymałości połączenia. Zresztą najlepszym potwierdzeniem przydatności klejenia w tych warunkach są eksploatowane w ciężkich warunkach klimatu tropikalnego samoloty firmy de Havilland.

Wytrzymałość zmęczeniowa

Wprowadzając klejenie do budowy płatowców, w których większość elementów najczęściej obciążona jest dynamicznie i zmęczeniowo, próby na wytrzymałość statyczną uzupełnić należy odpowiednimi dodatkowymi badaniami. W zasadzie



Rys. 54. Porównanie wytrzymałości zmęczeniowej na rozrywanie w zależności od liczby zmian obciążeń, połączeń klejonych z nitowanymi: a — dla połączeń jednociętych, b — dla połączeń dwuciętych

można by tu przeprowadzić analogiczną analizę wpływu poszczególnych czynników, jak to było zrobione przy rozważaniach wytrzymałości statycznej, najlepiej jednakże przeprowadzić to można przez porównanie konstrukcji klejonych, na przykład z nitowanymi lub zgrzewanymi. Przykład takiego porównania zestawiony jest w tabeli 5.

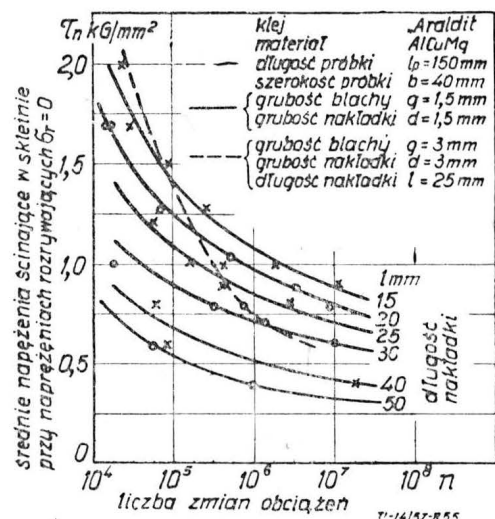
Tabela 5

Próby z połączeniami klejowymi, wzmacnianymi za pomocą zgrzeiny

Czynnik	Czas trwania próby dni	Wytrzymałość na ścinanie τ_n kG/mm ²
—	—	2,4
woda + 20°C	10	2,2
woda + 20°C	30	2,2
woda + 90°C	10	1,6
woda + 90°C	30	1,4
benzyna	10	2,4
benzol	10	2,0
aceton	10	2,3
metanol	10	2,2

Warunki próby
 Klej „Araldit“ I
 Materiał „Avional“
 Rodzaj próbki zakładka norm.
 Długość zakładki l = 13 mm
 Szerokość próbki b = 25 mm
 Warunki utwardzania T = 200°C, t = 30 min.

Wszelkie badania na wytrzymałość zmęczeniową zmierzają do określenia liczby obciążeń zmiennych do zniszczenia połączenia względnie określenia naprężeń, jakie można zastosować dla uzyskania założonej ilości zmian obciążenia. Naturalnie, wytrzymałość połączenia będzie zależna zarówno od bezwzględnej wielkości tych obciążeń, jak również różnicy pomiędzy obciążeniami maksymalnymi i minimalnymi. Na rys. 55 pokazane są wykresy, z których widzimy, że wytrzymałość zmęczeniowa połączenia klejonego jest niewiele niższa od wytrzymałości próbki jednorodnej, a więcej niż dwukrotnie większa od próbki nitowanej zakładkowej. Dla próbki charakteryzującej połączenie nakładkowe dwustronne różnica na ko-

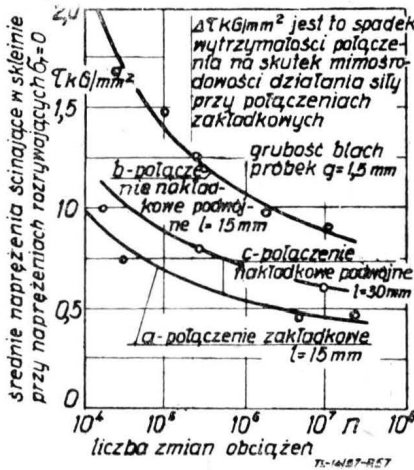


Rys. 55. Wpływ długości nakładki i grubości blach na zmęczeniową wytrzymałość na ścinanie połączeń nakładkowych dwustronnych

ryść połączeń klejonych jest jeszcze większa, co tłumaczy się usunięciem montażu gnącego, na który sklejana obciążana zmęczeniowo reaguje silniej niż przy obciążeniach statycznych.



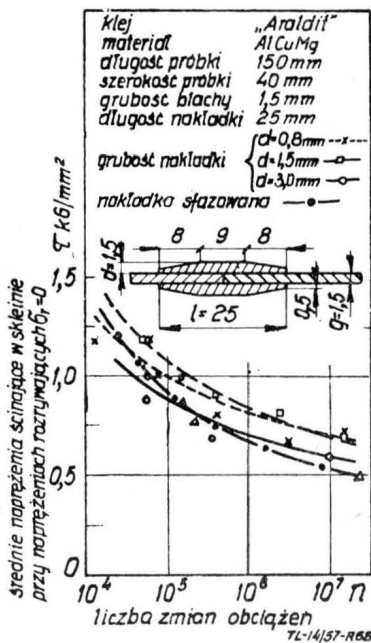
Rys. 56. Ustalenie najkorzystniejszej długości nakładki dla obciążeń dynamicznych



Rys. 57. Wpływ rodzaju połączenia na wytrzymałość zmęczeniową połączeń klejonych

Fakt ten tłumaczyć należy tym, że otwór pod nit powoduje wyjątkowo niekorzystne warunki pracy przekroju na obciążenie zmienne ze względu na działanie karbu. W miejscach tych występują zmienne śpiętrzenia naprężeń prowadzące do pęknięć lokalnych i w konsekwencji zniszczenia całego połączenia. Połączenia nitowane większą ilością nitów wykazują wprawdzie nieco lepsze własności wytrzymałościowe, jednakże w każdym przypadku można założyć 3 do 4-krotnie wyższą wytrzymałość zmęczeniową połączeń klejonych.

Z omawianych wyżej czynników wpływających na wytrzymałość skleiny największe znaczenie ma długość zakładki.



Rys. 58. Zależność wytrzymałości skleiny od grubości i kształtu nakładki dla połączeń nakładkowych dwustronnych

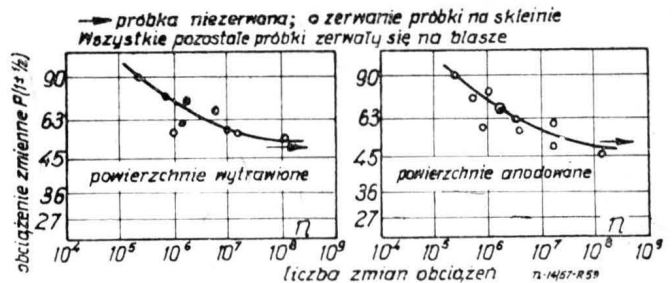
Zostało mianowicie ustalone, że zmniejszenie długości zakładki, słuszne z punktu widzenia wytrzymałości statycznej, może wpłynąć ujemnie na wytrzymałość zmęczeniową (rys. 55). Zagadnienie to jest o tyle ważne, że nie zawsze optymalna wielkość długości zakładki, podyktowana warunkami wytrzymałości statycznej, będzie zgodna z najlepszą wielkością dla wytrzymałości zmęczeniowej, podobnie zresztą jak i dla dynamicznej (rys. 56).

Z pozostałych, bardziej istotnych czynników analizowanych szczegółowo przy rozważaniach wytrzymałości statycznej,

wspomnieć można jeszcze wpływ taki, jak rodzaj połączenia, grubość i kształt nakładek oraz sposób przygotowania powierzchni do klejenia. Zagadnienia te naświetlają wykresy przytoczone na rysunkach 57, 58 i 59.

Ponieważ zagadnienie wytrzymałości zmęczeniowej jest podstawą rozważań zastosowania połączeń klejonych w budowie płatowców, poza próbkami — wiele badań przeprowadzono na oryginalnych zespołach płatowcowych. Typowymi przykładami takich elementów, które pracują na obciążenia zmienne, są dźwigary, wirniki śmigłowców oraz niektóre pokrycia. W odniesieniu do pokryć (rys. 60) stwierdzono, że wytrzymałość połączeń klejonych poddanych obciążeniom zmiennym, wynoszącym 45% statycznego obciążenia niszczącego, wynosi $2 \cdot 10^7$ zmian, podczas gdy nitowanych tylko $1,3 \cdot 10^6$. W tych więc warunkach trwałość skleiny jest 14 do 15 razy większa, podczas gdy dla obciążeń statycznych jedynie o 20%.

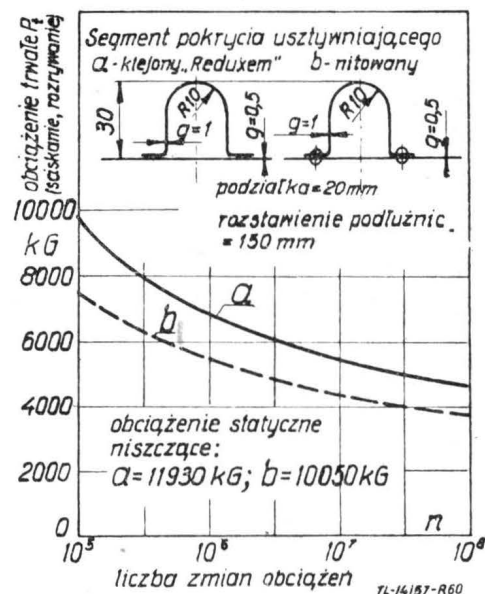
Naturalnie wytrzymałość zmęczeniowa skleiny zależna jest w znacznym stopniu również od rodzaju zastosowanego kleju i łączonych materiałów (rys. 61). Dla przykładu można podać, że zespół klejony klejem „Metlbond” (film klejowy na tkaninie nylonowej) wykazał wytrzymałość $24,0 \cdot 10^8$ zmian obciążeń, podczas gdy analogiczny nitowany — $1,8 \cdot 10^7$, a zgrzewany punktowno $1,2 \cdot 10^7$. Wirnik śmigłowca klejony „Reduxem” wytrzymał do zniszczenia $1,5 \cdot 10^8$ zmian obciążenia, przy czym zniszczenie nastąpiło od pęknięcia na otworze nitu łączącego pokrycie z żebrzem usztywniającym, zastosowanego tu dla wzmocnienia połączenia.



Rys. 59. Trwałość połączeń klejonych przy obciążeniach zmiennych w zależności od sposobu przygotowania powierzchni do klejenia, dla stopów lekkich przy klejeniu „Reduxem”

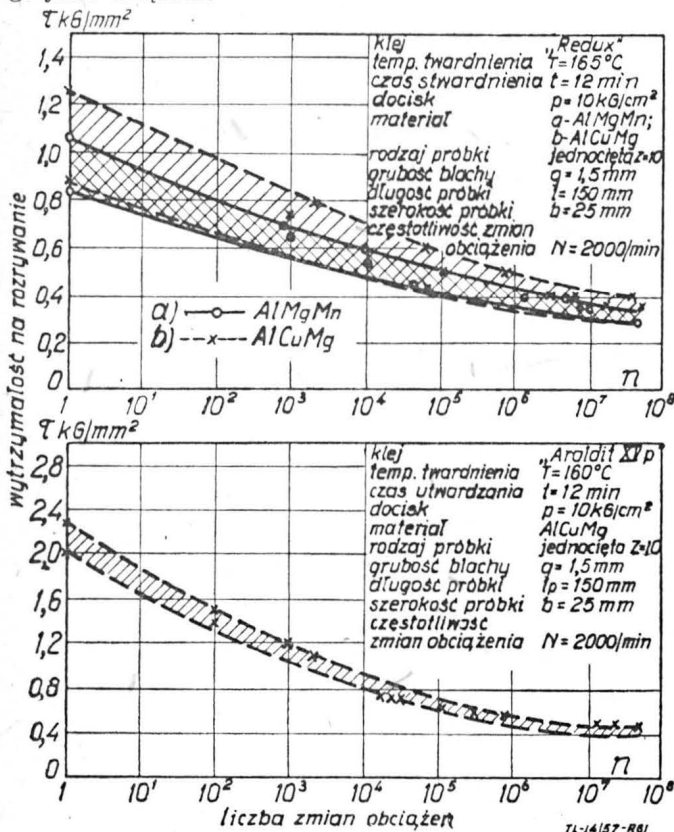
Ciekawym również zjawiskiem jest fakt, że pęknięcia blach w pobliżu skleiny powodują miejscowe pęknięcia klejonego połączenia. W miarę wzrostu liczby obciążeń powoli powiększają się one aż do punktów zerowych naprężeń w obszarach wyboczeń, nie są jednak przyczyną zniszczenia całego zespołu.

Mimo tych niewątpliwie pozytywnych wyników badań nad wytrzymałością połączeń klejonych metali i praktycznego zastosowania techniki klejenia w budowie płatowców, trzeba stwierdzić, że znajduje się ona jeszcze w stadium rozwoju,



Rys. 60. Porównanie wytrzymałości typowego elementu konstrukcji pokryć usztywnionych dla połączeń klejonych i nitowanych przy obciążeniach zmiennych i statycznych

tak że ze wzrostem doświadczeń w tej dziedzinie należy liczyć się z możliwością nie tylko podniesienia wytrzymałości, ale również udoskonalenia zarówno samego procesu produkcyjnego jak i urządzeń.



Rys. 61. Zależność wytrzymałości zmęczeniowej połączeń klejonych na rozrywanie od rodzaju kleju i materiału blach

LITERATURA

- Brenner P., Matting A.: Festigkeitsuntersuchungen an geklebten Leichtmetallverbindungen, Aluminium, 1954, nr 1, s. 3—9
- Faisst H. W., Günther O.: Verbinden von Leichtmetall, Zeitschrift Leichtmetall der Aluminium — Walzwerke Singen, 1951, nr 1/2 (Sonderheft)
- Kaliske G.: Untersuchungen und Studien zum Metallkleben, Aluminium, 1955, cz. 1, nr 5, s. 151—156, cz. II, nr 6, s. 275—281
- Meyerhans K.: Das Verbinden von Metallen unter sich oder mit anderen Werkstoffen, Metall, 1952, nr 6, s. 229—240
- Meyerhans K.: Einige Problemstellungen bei der Herstellung von Konstruktiven Metallverbindungen mit Kunstharzen, Zeitschrift für Metallkunde, 1956, nr 7, s. 506—516
- Pleines E. W.: Aus der Praxis des Klebens im ausländischen Leichtmetall-Flugzeugbau, Aluminium, 1954, cz. I, nr 2, (s. 49—56, cz. II, nr 4, s. 158—162)
- Pleines E. W.: Kunstharz — Klebstoffe und Aluminium — Klebverbindungen, Aluminium, 1956, cz. I, nr 1, s. 13—20, cz. II, nr 3, s. 151—157, cz. III, nr 5, s. 257—265
- Pleines E. W.: Ueber neuzeitliche Metallklebverbindungen und ihre Festigkeit, Zeitschrift für Metallkunde, 1952, nr 3, s. 160—171
- Rubo E., Reiche E.: Neuere Erkenntnisse über das Festigkeitsverhalten von Metall — Klebverbindungen, Werkstatttechnik und Maschinenbau, 1954, nr 4, s. 145—149
- Stander, Coburg N.: Das Kleben im Metall-Flugzeugbau, Weltluftfahrt, 1955, nr 6, s. 143—145
- Zeerleder A.: Eine neue Verbindungsart für Leichtmetalle, Interavia, 1947, nr 3, s. 31—34
- Adhesive Joints, Aircraft Production, 1953, nr 11, s. 402—406
- Bemiett G. D.: Synthetic-Resin Bonding, Aircraft Production, 1956, cz. I, nr 8, cz. II, nr 9
- Britania Leading — Edge, Aircraft Production, 1952, nr 8, s. 256—260
- Charles J.: Moss B. Sc.: Plastic Bending, Aircraft Production, 1948, nr 3, s. 87—89
- Clements R.: Metal-Bonging, Aircraft Production, 1953, nr 3, s. 76—79
- De Havilland Dove, Aircraft Production, 1948, cz. II, nr 2, s. 44—51
- Giddings H.: Fesign for Redux, Aircraft Production, 1951, nr 12, s. 387—392
- Nowell G. S.: Metal-Bonging, Aircraft Production, 1952, nr 7, s. 220—223
- Parker F. H.: Metal-Bonging, Aircraft Production, 1951, nr 4, s. 107—114
- Stevens J. H.: Metal-Bonging, Aircraft Production, 1956, nr 4, s. 150—155
- Povey H.: De Havilland Comet, Aircraft Production, 1951, cz. I, nr 5, s. 134—141, cz. II, nr 6, s. 170—178
- Tooley D. A.: Adhesive Bonding Magnesium Assemblies, Modern Metals, 1954, nr 7, s. 40—43

LUDZIE I ZDARZENIA

Bracia Działowscy

Sekcja Przemysłu i Techniki Lotniczej Komisji Historycznej nawiązała kontakt z przebywającym stale w Mielcu Mieczysławem Działowskim, jednym z żyjących z dwóch braci, znanych konstruktorów samolotów sportowych z okresu międzywojennego. Obszerny materiał opisowy i fotograficzny, opracowany przez inż. Stanisława Orczykowskiego z Mielca, znajduje się w archiwum Sekcji. Poniżej zamieszczamy wyjątki z tego archiwalnego materiału, które mogą zainteresować Czytelników „Techniki Lotniczej”.

Bracia Działowscy należeli do licznej grupy konstruktorów amatorów, których lotnictwo przyciągnęło jak magnes i zaważyło silnie na całym ich życiu. Obaj opanowani nieodpartym urokiem lotnictwa, pomimo olbrzymich trudności, które piętrzyły się na obranej przez nich drodze, dzięki nadzwyczajnemu uporowi i hartowi ducha, mogą wylegitymować się poważnym dorobkiem konstruktorskim.

Historię tę usłyszałem — pisze inż. St. Orczykowski — osobiście od żyjącego, młodszego z braci, Mieczysława Działowskiego, syna powstańca z 1863 r. Obaj bracia nie mieli pełnego średniego wykształcenia, byli natomiast świetnymi mechanikami z zylką konstruktorską, a przy tym natura obdarzyła ich odpowiednią dozą fantazji i odwagi. Obaj mieli dłuższy staż pracy ze sprzętem lotniczym, obaj zostali pilotami. Początek pracy braci Działowskich najeżony był różnymi trudnościami, z których największą był chroniczny brak funduszy. Bracia rozpoczęli swoją pracę konstruktorską bez żadnej pomocy finansowej państwa, z własnych uciulanych pieniędzy. Pierwszy twór ich wyobraźni, szybowiec „Bydgoszczanka” (model jego znajduje się w dziale „Lotnictwo” w Muzeum Techniki w Warszawie) powstał w latach 1924—25 w Parku Niższej Szkoły Pilotów

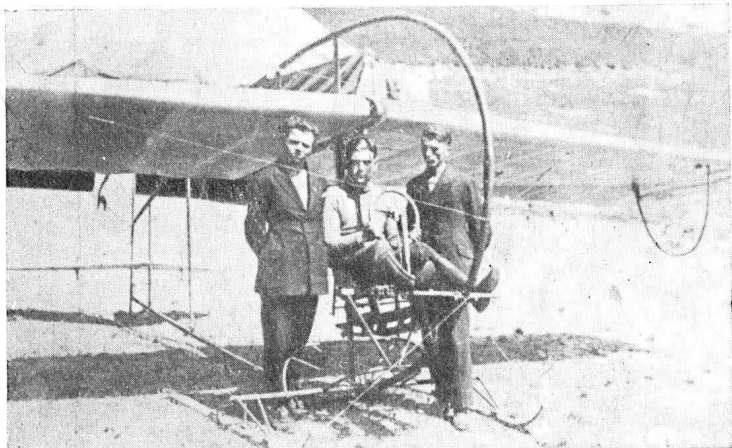


Rys. 1. Stanisław Działowski — w latach międzywojennych



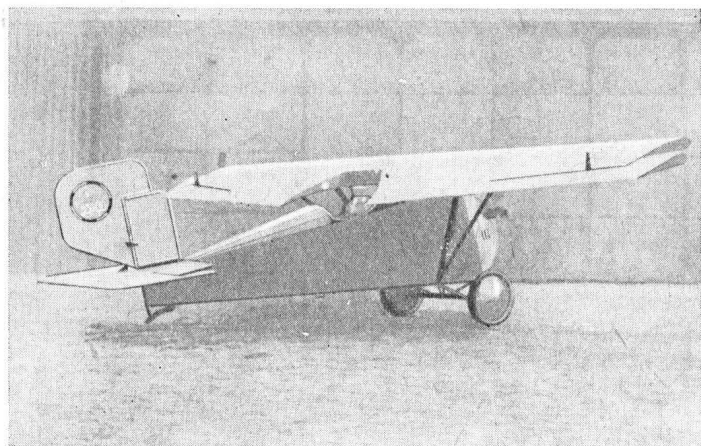
Rys. 2. Mieczysław Działowski (1957 r.)

w Bydgoszczy, gdzie Stanisław Działowski pełnił służbę wojskową na stanowisku szefa montowni płatowców, Mieczysław zaś był pracownikiem cywilnym — brygadzystą. „Bydgoszczanka” narodziła się w tajemnicy przed władzami wojskowymi. Gdy się sprawa wydała budowa była już w zasadzie ukończona. Szybowiec „Bydgoszczanka” brał udział w Drugim Wschodnim Konkursie Szybowców w Gdyni w roku 1925, nie zajmując żadnego punktowanego miejsca, ponieważ został dwukrotnie rozbity. Ze względu jednak na bardzo oryginalną konstrukcję został wyróżniony dyplomem. Konstruktorzy zaś zostali nagrodzeni w terminie późniejszym przez gen. Zagórskiego sześciocylindrowym silnikiem „Anzani”, mocy 45 KM. Na „Bydgoszczance” latał pilot sierz. Strzelczyk. Po pierwszym starcie uległ on katastrofie, ponieważ nie był dostatecznie obeznany z działaniem wolanu. Aby pamiętać o tym w przyszłości, prof. Witoszyński, który był obecny na zawodach, doradzał umieszczenie na skrzydle napisu „Festina lente” (śpiesz się powoli). Następną koncepcją braci Działowskich był samolot DKD-1. Ponieważ nie pozwolono go zrobić w Parku Szkoły Pilotów, więc budowę jego zaczęto w piwnicy przy ul. Pomorskiej w Bydgoszczy.



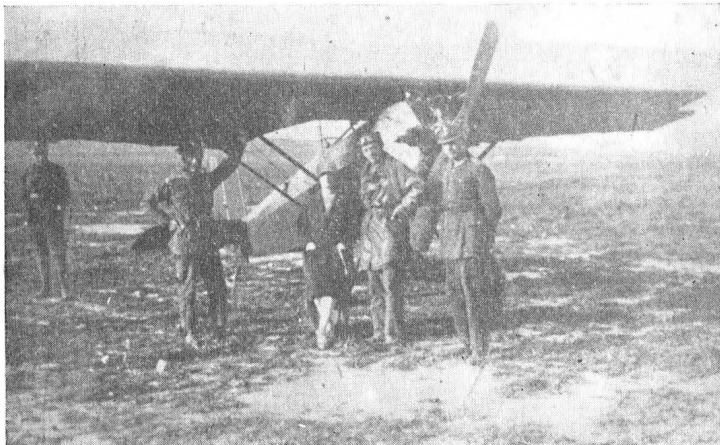
Rys. 3. Szybowiec „Bydgoszczanka“, wyremontowany po katastrofie, Gdynia 1925 r. Od lewej: Mieczysław Działowski, pilot sierż. Strzelczyk, Stanisław Działowski

Dwucylindrowy silnik Haacke 30 KM zakupiono od braci Gabriel, przy czym fundatorem był szewc Krüger z Bydgoszczy. Celem zwiększenia mocy silnika powiększono wysokość tłoku, zwiększono tym samym stopień sprężania i uzyskano moc 38 KM. Materiały były zakupywane z braków w Parku, a częściowo w Lublinie w zakładach „Plage i Laškiewicz“. Po wielu wyrzeczeniach, a nawet głodówce, samolot został wreszcie wykończony. Pomieszczenie, którym dysponowali bracia, było tak ciasne, że wyniesienie płatowca było możliwe wyłącznie przez okno na podwórko. Stąd przetransportowano go na sznurach, ponad dachami parterowych domków, na ulicę i wreszcie dokołowano do Parku. Pierwszy lot odbył się w marcu 1925 r. Samolot, pilotowany przez instruktora Parku sierż. pilota Muślewskiego, wykazał, z wyjątkiem drobnych usterek łat-

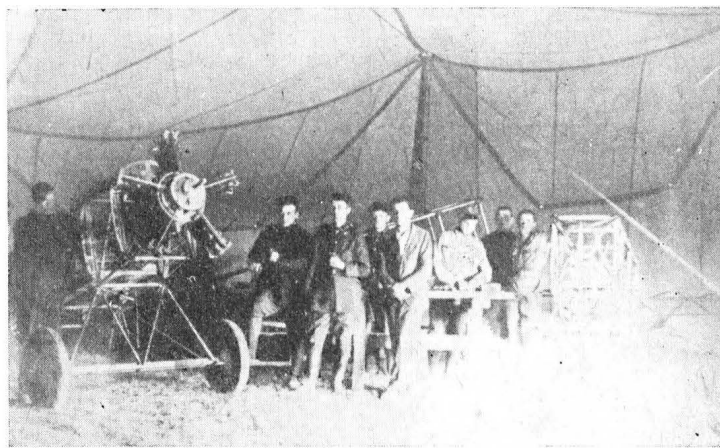


Rys. 4. Samolot DKD-1 przed hangarem w Bydgoszczy, 1925 r.

wych do usunięcia, doskonale walory samolotu. W r. 1927 samolot DKD-1 był wystawiony na Wystawie Lotniczej w Warszawie na terenach Łobzowianki (obecnie plac na Rozdrożu). Po Wystawie przy starcie do Krakowa samolot uległ katastrofie. Został wyremontowany w Parku Lotniczym w Krakowie i przebudowany na jednomiejscowy z silnikiem Anzani 45 KM, otrzymując nazwę DKD-3. Samolot DKD-3 brał udział w r. 1927 w pierwszym Krajowym Konkursie Awionetek, zdobywając czwarte miejsce. W Drugim Krajowym Konkursie Awionetek w r. 1928 wzięły udział trzy samoloty



Rys. 5. Samolot DKD-3 na lotnisku Rakowickim w Krakowie, r. 1928. W kurtce skórzanej Stanisław Działowski



Rys. 6. Samoloty DKD-4 i DKD-5 w budowie w namiocie na lotnisku Rakowickim w Krakowie. Rok 1928

braci Działowskich — DKD-3, DKD-4 z silnikiem Anzani, DKD-4 z silnikiem Siemens-Halske, zajmując pierwsze, trzecie i piąte miejsce w zawodach. Zachęci powołaniem konstruktorzy zakładają firmę „Bracia Działowscy“ w Krakowie. Zachętą do tego była pochlebna opinia o samolocie DKD-4 majora Wereszczyńskiego, dowódcy Drugiego Pułku Lotniczego, który oświadczył, że wojsko chętnie zakupi w celach szkoleniowych 25 samolotów tego typu. Zamówienie było tylko ustne, a nie formalne. Dopiero w r. 1934 nadeszła odpowiedź Departamentu Lotnictwa MSWojsk. — odmowna. Bracia przystąpili do opracowania produkcji seryjnej. Robotę rozpoczęto od wykonania szablonów i stołów montażowych.

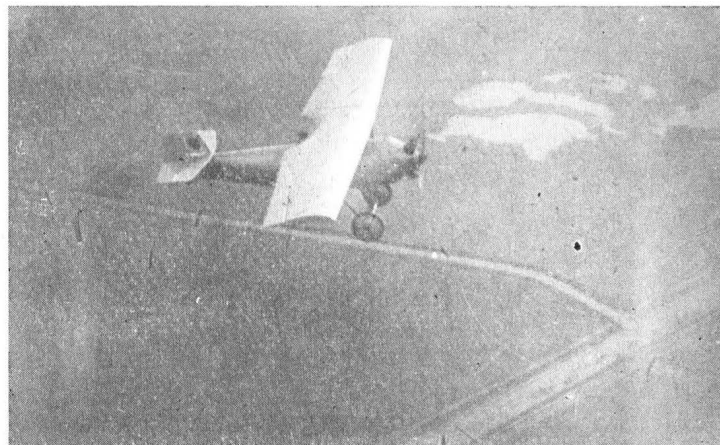
W 1929 r. bracia biorą udział w Powszechnej Wystawie Krajowej w Poznaniu, wystawiając we własnym stoisku samolot DKD-4.

W końcu 1929 r. bracia przystąpili do budowy samolotu DKD-5 z silnikiem Cirrus-Hermes 80 KM, który miał brać udział w Międzynarodowych Zawodach Samolotów Turystycznych „Challenge“ w roku 1930. W drodze z Krakowa do Warszawy samolot pilotowany przez Stanisława Działowskiego zmuszony był do przymusowego lądowania i uległ rozbięciu, co uniemożliwiło wzięcie udziału w Zawodach.

Niepowodzenie nie załamuje konstruktorów, budują DKD-6, DKD-7 i DKD-8. Prace nad samolotem DKD-6 przerwano po uzyskaniu złych wyników dmuchań aerodynamicznych. Tu trzeba dodać, że już począwszy od DKD-4, która uzyskała pozytywne wyniki dmuchań w tunelu Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie, wszystkie następne konstrukcje braci były poddawane dmuchaniom. Samolot DKD-7 miał być zaopatrzony w silnik Siemens-Halske 55 KM, DKD-8 zaś w silnik Major-Genet 80 KM. Prace nad tymi samolotami również przerwano wskutek negatywnych wyników prób aerodynamicznych.

Od roku 1931 bracia rozpoczęli prace konstrukcyjne, w latach zaś 1935—36 zbudowali „Aeromobil“. Było to połączenie samolotu z samochodem przeznaczone jako samolot łącznikowy dla wojska lub do transportu rannych. Konstrukcja przewidywała odłączenie tylnej części kadłuba i skrzydła tak, że samolot przekształcał się w pojazd drogowy. Zainteresowanie budową Aeromobilu było bardzo duże, szczególnie wśród wojskowych. Na skutek braku funduszy Aeromobil leżał nie wykończony. Był on wystawiony na Wystawie Lotniczej we Lwowie w r. 1938.

W r. 1936 Stanisław Działowski został przeniesiony na emeryturę, następnie pracował jako pracownik cywilny w Drugim Pułku Lotniczym w Krakowie, w r. 1938 otrzymał pracę w PZL — WP 1 w Warszawie, Okęcie-Paluch, jako mistrz montażu głównego. Tam też w r. 1938 ściągnął swego brata Mieczysława, który został brygadystą w dziale przyrządów pokładowych. W r. 1939 obydwaj zostali przeniesieni służbowo do PZL — WP 2 w Mielcu. Przed samą wojną Stanisław przeniósł się do SHL w Kielcach. Gdy wybuchła II wojna światowa Stanisław Działowski został powołany do wojska, w wyniku wypadków wojennych wraz z synem Stanisławem znalazł się w Rumunii, stamtąd przedostał się do Francji, a później do Anglii. Tam został przydzielony do jednego z dywizjonów myśliwskich. Latał na Curtissach. W czasie jednego z wielkich nalotów na Niemcy

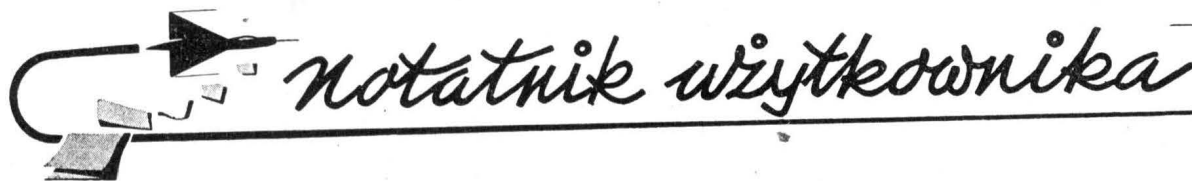


Rys. 7. Samolot DKD-4 w locie, zdobywca pierwszego miejsca w Drugim Konkursie Awionetek, 1928 r.

osłaniał wyprawę bombowców i został zestrzelony nad Hamburgiem. Ciężko ranny, został w drodze wymiany jeńców lotniczych przewieziony do Anglii, gdzie w szpitalu przeleżał 11 miesięcy mając zmiążdżenie słupka lędźwiowego w kręgosłupie. Mimo usilnych starań lekarzy, w szpitalu zakończył swoje pracowite życie. Syn jego w dalszym ciągu latał w dywizjonie, po wojnie zaś przeszedł do komunikacji lotniczej.

Mieczysław Działowski, jako szef polowego montażu, został w dniu 7. września 1939 r. ewakuowany wraz z personelem do Rumunii, po

czym nie chcąc być internowany — wrócił z powrotem do kraju. Po przybyciu do Mielca założył warsztat mechaniczny, który prowadził do dnia dzisiejszego. Po wyzwoleniu kraju Mieczysław Działowski jest współorganizatorem Aeroklubu Mieleckiego, gdzie latał do r. 1948. Ostatni jego lot odbył się na IX Krajowych Zawodach Lotniczych 15 sierpnia 1948 r., po których został zweryfikowany negatywnie. Przerwa w lataniu trwała do r. 1957. Dziś Mieczysław Działowski, całkowicie zrehabilitowany, wrócił do czynnego życia w sporcie lotniczym.

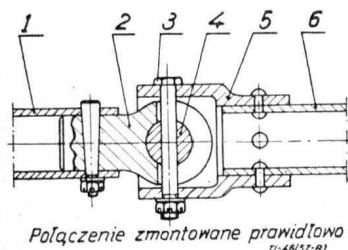


Nieprawidłowy montaż cięgła przyczyną wypadku lotniczego

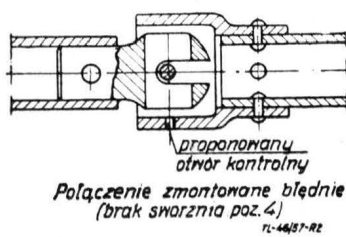
Zamieszczamy poniżej notatkę opracowaną przez inż. Bogdana Krutulskiego, pracownika jednego z zakładów remontowych sprzętu lotniczego, podległych Dowództwu Wojsk Lotniczych. Cieszy nas, że nasze wezwania o nadsyłanie rodzimych opracowań znalazły oddźwięk właśnie wśród wojskowych, którzy są najliczniejszymi użytkownikami sprzętu lotniczego. Oczekujemy na dalsze spostrzeżenia i wzmianki.

W czasie remontu samolotu posiadającego kłapy startowe napędzane za pomocą silniczka elektrycznego i układów ślimakowych, zdarzył się wypadek, który omal że nie zakończył się rozbięciem samolotu.

Napęd wychylania kłap odbywał się poprzez sztywne cięgła (1) i (6), połączone przegubem (2) w obsadzie (5) za pomocą sworznia łączącego (4) przytrzymałego śrubą (3), jak na rys. 1. W czasie montażu nie został założony sworzień (1) natomiast założono śrubę (3) z podkładką, nakrętką i zawleczką (rys. 2).



Rys. 1



Rys. 2

Kontroler nie miał możliwości sprawdzić połączenia, rozumował jednak, że ewentualne niedociągnięcia zostaną ujawnione podczas próby wychylania kłap.

Jednak próba pracy kłap na ziemi dała dobre rezultaty, gdyż na kłapy nie działały siły aerodynamiczne, nie było więc składowej wzdłuż osi cięgła.

Po wystartowaniu przy chowaniu kłap, została schowana tylko jedna z nich, natomiast składowa od sił aerodynamicznych, działająca wzdłuż osi cięgła, spowodowała rozłączenie napędu pomiędzy kłapami. Pozostawienie jednej kłapy wychylonej spowodowało gwałtowny zakręt samolotu, na małej wysokości i przy małej prędkości lotu. Tylko dzięki bardzo dobremu opanowaniu pilotażu przez pilota udało się wyprowadzić samolot i uniknąć katastrofy.

Jakie wnioski można wyciągnąć z tego wypadku?

Dla konstruktora, że należy przewidzieć możliwość kontroli prawidłowego montażu przez zaprojektowanie na przykład otworu kontrolnego (rys. 2).

Dla techników, że przy montażu ważnych i trudnych do kontroli węzłów należy stosować skrzynki kompletacyjne, co natychmiast ujawniłoby pozostanie sworznia nie wykorzystanego w montażu.



Mgr inż. JERZY ŚWIDZIŃSKI

Ciekawostki techniczne z wystawy lotniczej w Farnborough

Odbywająca się w dniach od 2 do 8 września 1957 r. doroczna wystawa lotnicza, urządzana przez Zrzeszenie Angielskich Przemysłowców Lotniczych (SBAC) w Farnborough pod Londynem, nie przyniosła — zdaniem niektórych fachowców — żadnych specjalnych rewelacji. Niemniej jednak, w miarę uważny obserwator mógł z łatwością znaleźć wśród wystawionych eksponatów szereg interesujących szczegółów z różnych dziedzin techniki lotniczej. Przepuszczamy, że tego rodzaju spostrzeżenia mogą zainteresować także Czytelników „Techniki Lotniczej”.

Nowe samoloty

Spośród nielicznych nowych samolotów, największe zainteresowanie wzbudził niewątpliwie doświadczalny samolot wytwórni Saunders Roe — Saro SR-53. Jest to studium do myślenia przechwytyjącego o napędzie mieszanym. SR-53 jest wyposażony w turboodrzutowy silnik typu Viper i raketowy silnik o regulowanym ciągu De Havilland „Spectre”. Pokazy w locie tego samolotu o cienkim skrzydle delta wykazały dużą prędkość wznoszenia osiąganą za pomocą napędu raketowego.

Drugą interesującą nowością był szkolno-treningowy samo-

lot odrzutowy Miles „Student” z silnikiem Blackburn Turbo-meca „Marboré” o ciągu 400 kG. Samolot, swą ładną sylwetką oraz dużą zwrotnością, korzystnie odróżnia się od nieco przy ciężkiego „Jet Provosta”.

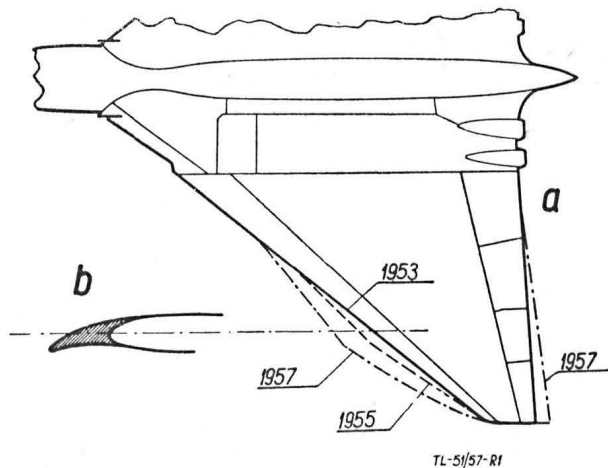
Nowością był także nowy komunikacyjny samolot firmy Aviation Traders „Accountant” zaskakujący widzów swą dziwną sylwetką.

Pewną sensację stanowiły wystawione prototypy naddźwiękowego myśliwca English Electric P-1 w wersji A i B, posiadające szereg interesujących szczegółów konstrukcyjnych i aerodynamicznych.

Interesujące rozwiązania aerodynamiczne

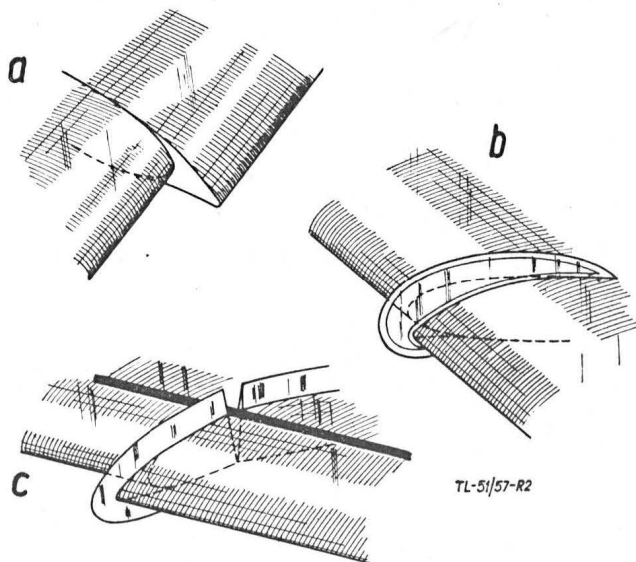
Także wśród znanych już z lat poprzednich samolotów, można było dostrzec sporo ciekawych szczegółów. Zwłaszcza rzucają się w oczy nowe kierunki w kształtowaniu skrzydeł szybkich samolotów, a szczególnie w doborze profilów.

Dość dobrym przykładem może tu być samolot Avro „Vulcan”, którego trójkątne skrzydło przechodziło w ostatnich latach szereg przeobrażeń (rys. 1). Proste początkowo krawędzie natarcia zostały nieco zniekształcone przez dodanie dodatkowej



Rys. 1

powierzchni z przodu. Ostatnio powierzchnię tę jeszcze bardziej powiększono. W ten sposób ogólna powierzchnia nośna samolotu uległa zwiększeniu, jednocześnie obniżona została procentowość profilów w skrajnych częściach skrzydła. Najciekawsze jest jednak, że radykalnej zmianie uległ sam kształt użytego profilu. W dodanej przedniej części profil jest silnie zwiężony, a jednocześnie linia szkieletowa wykonuje tu silne zagięcie, wskutek czego profil przybiera kształt sierpowy (rys. 1b). Celem tak radykalnej zmiany kształtu profilu jest polepszenie zachowania się skrzydła w lotach na zwiększonych kątach natarcia, to znaczy w czasie wznoszenia, w lotach wysokościowych oraz podczas lądowania. Wygięty kształt profilu ułatwia wejście strug i zapobiega przedwczesnemu oderwaniu, spełniając tym samym funkcję jakby nieruchomej kłapy przedniej.



Rys. 2

Podobną zmianę kształtów skrzydeł można zauważyć także na innych samolotach, na przykład na poprawionym prototypie P-1A, gdzie krawędź natarcia wykazuje w końcowej części skrzydła charakterystyczne załamanie, a wygięcie profilu w dodanej części jest bardzo wyraźne. Przypomina to analogiczne ukształtowanie krawędzi natarcia skrzydeł amerykańskich samolotów wytwórni Convair, naddźwiękowych delt F-102A i B-58.

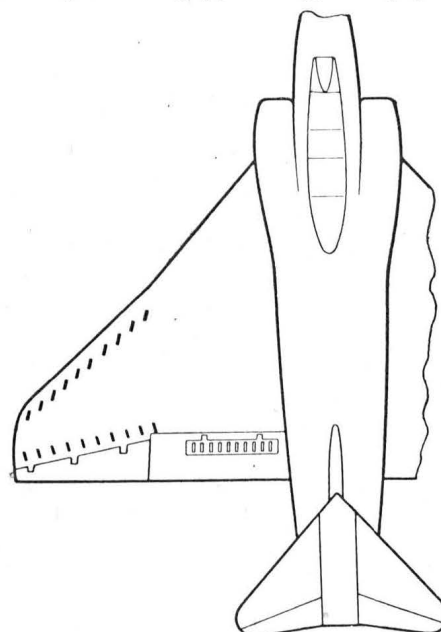
Podczas gdy w wymienionych samolotach zmiana kształtu profilu wzdłuż rozpiętości zachodzi w sposób ciągły, w samo-

lotach Hawker „Hunter” F-6 i TF-7 modyfikacje kształtu skrzydła przeprowadzono przy zastosowaniu tak zwanego „uskoku krawędzi natarcia”. Od pewnego miejsca skrzydło jest po prostu szersze, przy czym nosek profilu w części poszerzonej jest ostrzejszy, a krawędź natarcia opuszczona w stosunku do pozostałej części skrzydła (rys. 2a). Nie trzeba podkreślać, że skrzydło jest poszerzone w rejonie lotki i że w ten sposób zapewniono skuteczność lotek na większych kątach natarcia.

Uskok działa także jako turbulizator, wytwarzając intensywny warkocz wirów biegnący wzdłuż profilu skrzydła i zapobiegający spływowi strug w kierunku zewnętrznym, co jest — jak wiadomo — jedną z głównych wad skrzydła skośnego i przyczyną zjawiska „zadzierania” (pitch-up).

Podobnie gwałtowną zmianę przedniej części profilu można zaobserwować na krawędzi natarcia skośnego skrzydła samolotu De Havilland „Sea Vixen” (DH-110), tylko że w tym przypadku skrzydło nie jest poszerzone (rys. 2b). Dla rozdzielenia sąsiadujących ze sobą części skrzydła o różnych profilach zastosowano w tym miejscu krótki grzebień kierujący.

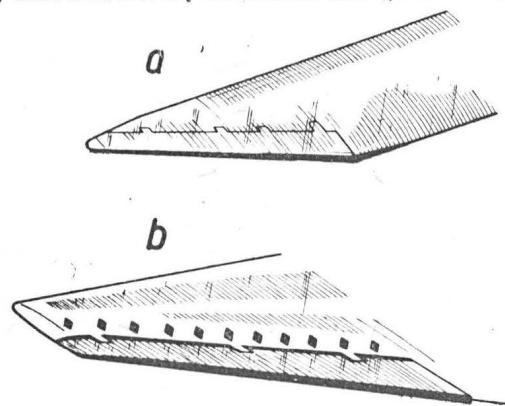
Podobny grzebień towarzyszy niewielkiemu uskokowi na krawędzi natarcia skrzydła samolotu Supermarine „Scimitar”. Nosek profilu w skrajnej części skrzydła, poza uskokiem, jest zwiężony, ale nie jest on zagięty w dół, jak w poprzednio omó-



Rys. 3

wionych przypadkach (rys. 2c). Nie jest to jednak potrzebne, gdyż samolot „Scimitar” wyposażony jest w kłapy przednie, wychylane w dół w czasie lotu na zwiększonych kątach natarcia. Warto przypomnieć, że samolot ten posiada dość ciekawe urządzenie zwiększające skuteczność kłap tylnych za pomocą nadmuchu sprężonym powietrzem, pobieranym ze sprężarek silników turboodrzutowych (tak zwana „supercyrkulacja”).

Inne, mniej radykalne, metody sterowania warstwy przyściennej zastosowane są na samolotach „Javelin” i „Victor”.



Rys. 4

Chodzi tym razem o tak zwane „wytwornice wirów“ (turbulizatory) w postaci zwykłych płaskich płytek z blachy, sterujących z górnej powierzchni skrzydła. Rozmieszczenie tych płytek na skrzydle „Javelina” pokazuje rys. 3. Płytki przedniego rzędu mają wymiary 45×20 mm, a tylne 45×45 mm. Odstęp między płytkami wynosi ≈ 250 mm. Skrzydło samolotu „Victor” ma tylko jeden rząd płytek w pobliżu krawędzi natarcia, są one przy tym znacznie dłuższe ($\approx 200 + 300$ mm).

Odmiennego rodzaju ciekawostką aerodynamiczną są spotykane na niektórych samolotach (P-1, „Javelin”) lotki o tępych krawędziach spływu (rys. 4). Celem tego na pozór sprzecznego z zasadami aerodynamiki urządzenia jest zapewnienie małej rozwartości kąta spływu profilu, co korzystnie wpływa na skuteczność steru w zaburzoną przepływ (w obszarze miejscowego oderwania).

Odnosi się wrażenie, że większość opisanych wyżej ulepszeń aerodynamicznych nie powstała na podstawie teoretycznych rozważań naukowych, ale na drodze empirycznej, w wyniku badań tunelowych i prób w locie. Pozwala to właściwie docenić korzyści wynikające z rozwoju empirycznych metod badań aerodynamicznych kształtów samolotów.

Nowe silniki

Wystawiono po raz pierwszy na widok publiczny szereg nowych typów silników, a niektóre z nich były także demonstrowane w locie. Największym z odrzutowych silników na wystawie był bezsprzecznie kanadyjski silnik z integralnym dopalaczem — Crenda „Iroquois”, przeznaczony dla naddźwiękowego myśliwca (Ma-3) CF-105 „Arrow”. Ciąg tego silnika (bez dopalania) wynosi obecnie 9000 kG, a w przyszłości ma wynieść (już razem z dopalaniem) 13 000 kG (!).

W drugim końcu skali (jeśli nie liczyć budowanych z licencji w firmie Blackburn silników Turbomeca) można ustawić silnik Rolls Royce RB-108, przeznaczony do samolotu pionowego startu Short SC-1. Pomimo niezwykle małych wymiarów, ciąg tego silnika jest podobno rzędu 1000 kG.

Wystawiono też dwie nowe turbiny spalinowe firmy Armstrong Siddeley, o mocy rzędu 1000 KM: P-181 dla napędu śmigłowców i P-182 dla samolotów. Oba silniki, różniące się od siebie tylko niektórymi szczegółami, zbudowane są na zasadzie tak zwanej „wolnej turbiny” (turbina napędzająca śmigło lub wirnik śmigłowca jest nie sprzężona ze sprężarką, która jest napędzana osobną turbiną). Po raz pierwszy pokazano również dużą turbinę Bristol „Orion” o mocy przelotowej 3500 KM, przeznaczoną dla rozwojowych wersji samolotu „Britannia”.

Duże zainteresowanie wzbudzały silniki strumieniowe Bristol BRJ-801 i Thor, ten ostatni jako źródło napędu kilku typów pocisków zdalnie sterowanych. Podobnie silniki rakietowe Napier „Scorpion” i De Havilland „Spectra” były z zainteresowaniem oglądane na stoiskach i w locie.

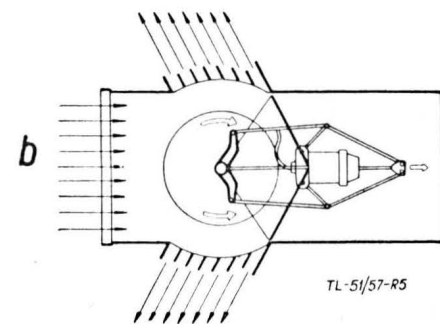
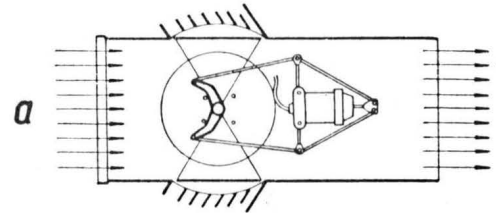
Elementy zespołów napędowych

Na stoiskach firmy Rolls Royce można było oglądać pracujący model urządzenia do odwracania ciągu przystosowanego do silnika „Avon”. Identyczne urządzenie demonstrowane było w ramach pokazów na specjalnie zmienionym egzemplarzu samolotu Hawker „Hunter”. Sądząc z planszy reklamowej odwracacz ciągu tego typu ma być zastosowany w samolotach komunikacyjnych „Comet IV”. Zasadę działania urządzenia przedstawia rys. 5. Dwa wychylne segmenty, stanowiące w normalnym położeniu części ścian rury wylotowej silnika, mogą być za pomocą wciągnika hydraulicznego zwierane tak, że zamykają przepływ główny. Strumień spalin zostaje wskutek tego rozdwojony i wypływa odsłoniętymi przez wychylone segmenty otworami bocznymi, zaopatrzonymi w płytki kierujące, tworzące tak zwane kaskady. Pomimo prostoty (a może właśnie dlatego) urządzenie jest dość pewne w działaniu. Podobno uzyskano już około 2000 przełączeń przy pracującym silniku bez uszkodzenia.

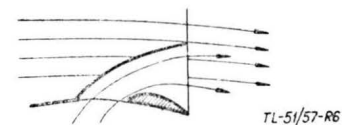
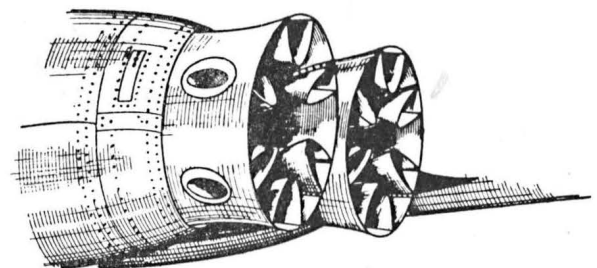
Drugim ciekawym urządzeniem, pokazanym na stoisku Rolls Royce’a, był tłumik hałasu (rys. 6), stosowany na silnikach „Avon” w samolocie „Comet III” (daje on podobno duże obniżenie hałasu w porównaniu do stanu poprzedniego). Tłumik działa na zasadzie wymieszania strugi wypływającej z silnika z otaczającym powietrzem, które zostaje zassane do strugi przez otwory boczne, umieszczone w ściankach tłumika i zakończone wewnątrz rodzajem kieszeni zwróconych otworami z prądem strugi.

Na jednym ze stoisk można było oglądać ciekawy model regulowanej dyszy odrzutowej dla silnika z dopalaczem prze-

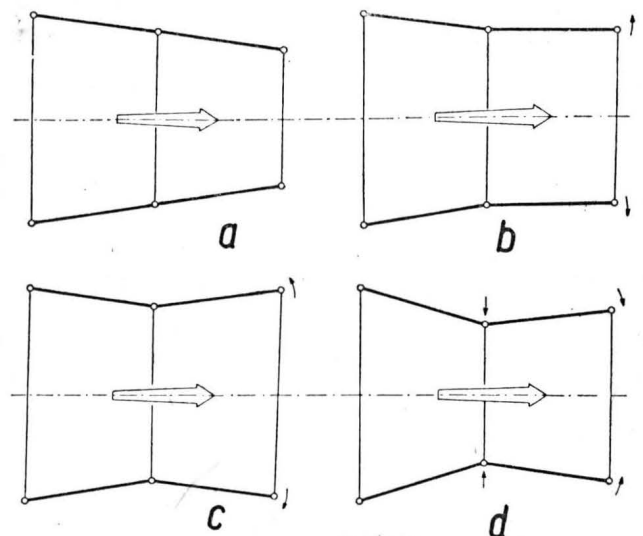
znaczono dla naddźwiękowych prędkości wypływu. Model wykonany z pleksiglasu był ruchomy i pozwalał obserwować poszczególne fazy pracy dyszy (rys. 7). Dyszę, której ściany wykonane są z zachodzących na siebie płytek, można podzielić na dwie części: przednią i tylną. W czasie normalnej pracy silnika, obie części tworzą wspólny stożek zwiężający się w stronę wylotu (rys. 7a). Z chwilą włączenia dopalacza tylna część dyszy przybiera kształt cylindryczny, zwiększając przekrój na wylocie (rys. 7b). Gdy moc silnika dalej wzrasta i przed-



Rys. 5



Rys. 6



Rys. 7

kość wypływu staje się naddźwiękowa, tylna część dyszy dalej się rozszerza, tworząc wraz z przednią częścią zbieżno-rozbieżną dyszę *de Laval* (rys. 7c). Po rozpędzeniu samolotu do dużej prędkości dopalacz można wyłączyć, pomimo to wypływ z silnika pozostaje naddźwiękowy. W tym jednak przypadku gardziel dyszy musi ulec zwięźeniu (rys. 7d).

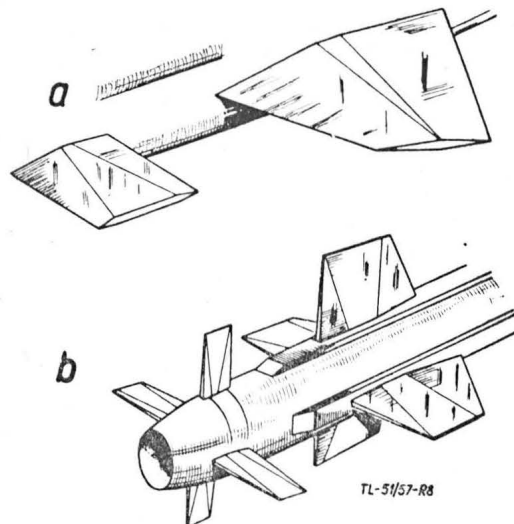
Pociski sterowane

Lotnictwo bezpilotowe miało stać się w założeniach organizatorów wystawy jej głównym symbolem. Jeśli tak się nie stało, to zapewne z powodu mało atrakcyjnej formy zademonstrowania pocisków. Stały one nieruchomo na swych stoiskach, podczas gdy samoloty pokazywane były w locie. Tym niemniej wystawa zademonstrowała poważny dorobek Wielkiej Brytanii na polu pocisków sterowanych. Wystawiono wiele typów pocisków „ziemia-powietrze“ (jak na przykład *Bristol Ferranti*, „*Bloodhound*“, *English Electric*, „*Thunderbird*“ i inne) oraz „powietrze-powietrze“ (*De Havilland*, „*Firestreak*“, *Fairey*, „*Fireflash*“ itp.). Szersze zajmowanie się tą sprawą na tym miejscu miałyby się z celem, gdyż pociski sterowane to całe odrębne zagadnienie, zasługujące na osobny, wyczerpujący artykuł. Jednakże należy może wspomnieć o kwestii napędu (wskazane już powyżej silniki strumieniowe i rakiety procho-we) oraz o pewnych szczegółach aerodynamicznych.

Ze względu na wysokie prędkości lotu pocisków (kilkakrotnie przewyższające prędkość dźwięku) stało się możliwe stosowanie typowo naddźwiękowych kształtów skrzydeł i profili. W pociskach sterowanych zostały po raz pierwszy praktycznie zastosowane profile „geometryczne“, złożone z odcinków linii prostych. Kilka charakterystycznych kształtów skrzydeł i usterzenia pocisków przedstawia rys. 8. Jak widać i tu znalazły zastosowanie tepe krawędzie spływu, mające tym

razem swe uzasadnienie w zdecydowanie naddźwiękowym charakterze opływu.

Ta garść dość przypadkowo wybranych szczegółów technicznych nie może — oczywiście — wystarczyć do zobrazowania całokształtu wystawy. Pozwoli ona jednak zwrócić uwagę Czytelników na olbrzymie bogactwo problemów z różnych dziedzin techniki lotniczej, na które napotyka nowoczesny przemysł lotniczy w swym burzliwym rozwoju.



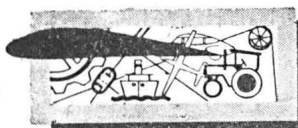
Rys. 8

SKRZYŃKA TECHNICZNA

Od mgr inż. Krzysztofa Kunachowicza otrzymaliśmy dostrzeżone przez niego błędy zawarte w artykule jego pt. „Anteny lotnicze“, zamieszczonym w zeszyte nr 4/57 „Techniki Lotniczej“. Na str. 103, w prawej szpalcie w wierszu 18 od dołu, tytuł rozdziału „Podstawowe parametry anteny“ powinien być wydrukowany wersalikami grubymi. Na str. 104, w lewej szpalcie w wierszu 25 od góry, zamiast słowa „odporności“ powinno być „oporności“; w tabeli, w kolumnie „polaryzacja“ dla rodzaju służby „radiokompas“, powinno być „pionowa“, dla rodzaju służby zaś „loran“ powinno być „pożądana pionowa“.

Na str. 106, w prawej szpalcie, w wierszu 14 od góry zamiast słowa „sztywność“ powinno być „sprawność“. Na str. 107, w prawej szpalcie, w wierszu 5 od góry, tytuł rozdziału „Anteny rezonansu poprzecznego“ powinien być wydrukowany wersalikami grubymi. Na str. 110, w lewej szpalcie, w wierszu 13 od góry, zamiast słowa „Shot“ powinno być „Slot“; w wierszu 15 od góry, zamiast słowa „Noth“ powinno być „Notch“; w prawej szpalcie, w wierszu 14 od góry, zamiast słowa „Tail-Cop“ ma być „Tail-Cap“.

S. M



PRZEGLĄDAMY USPRAWNIENIA

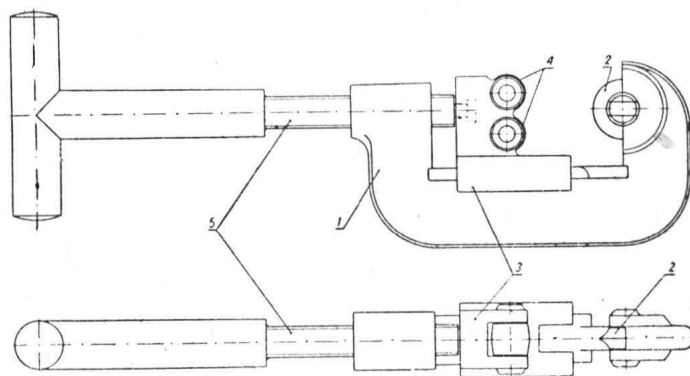
Przyrząd do cięcia izolacyjnych rurek stalowo-pancernych (Kl. 21 c; nr 0-2381; z nr 17) Kajetan Greiner

Dotychczas cięcia rurek stalowo-pancernych dokonywano ręczną piłką do metali. Rurka obcięta w ten sposób posiada na krawędziach zadziory, które trzeba opiłować przed gwintowaniem. Niemożność otrzymania równego końca rurki w płaszczynie prostopadłej do osi rurki stwarza trudność w otrzymaniu prawidłowo naciętego gwintu na końcu rurki.

Usprawnienie polega na wykonaniu przyrządu z nożem krążkowym do cięcia izolacyjnych rurek stalowo-pancernych.

W kabłąku 1 przyrządu osadzony jest obrotowo na sworzniu nóż krążkowy 2, wykonany ze stali szybko tnącej lub węglowej i odpowiednio zahartowany. Poza tym przyrząd posiada suwak 3, w którym umocowane są dwa krążki dociskowe 4. Odstęp krążków 4 od noża krążkowego ustala się w zależności od średnicy ciętej rurki przez przesuwanie suwaka 3, co osiąga się obracając rurkę 5 zaopatrzoną w odpowiedni ręczny uchwyt.

Cięcie odbywa się, po założeniu przyrządu na rurkę w odpowiednim miejscu, przez obrót przyrządu dookoła osi rurki.



Rys. 1

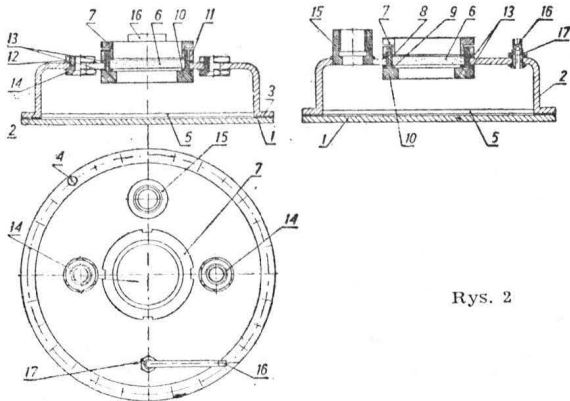
Otrzymuje się równe i gładkie brzozy rurki nie wymagające dodatkowej obróbki pilnikiem, przy czym skraca się czas cięcia rurki.

Aparat do badania zregenerowanych samochodowych świec zapłonowych

(Kl. 43 c³; nr 0-2388; z. nr 17) Wiktor Trambowicz

Wśród samochodowych świec zapłonowych przeznaczonych na złom znajdują się świece, które nie wytwarzają iskier wskutek nagaru osadzonego na porcelanie, stanowiącego dobry przewodnik prądu elektrycznego między elektrodami.

Ten defekt świec można usunąć przez wymoczenie ich w gorącym ługu, przemycie ciepłą wodą i wysuszenie. Aby sprawdzić, czy tak zregenerowane świece samochodowe działają prawidłowo i mogą być użyte ponownie, dokonano usprawnienia polegającego na skonstruowaniu uwidocznionego na rysunku aparatu do badania przydatności świec w warunkach normalnej ich pracy pod ciśnieniem.



Rys. 2

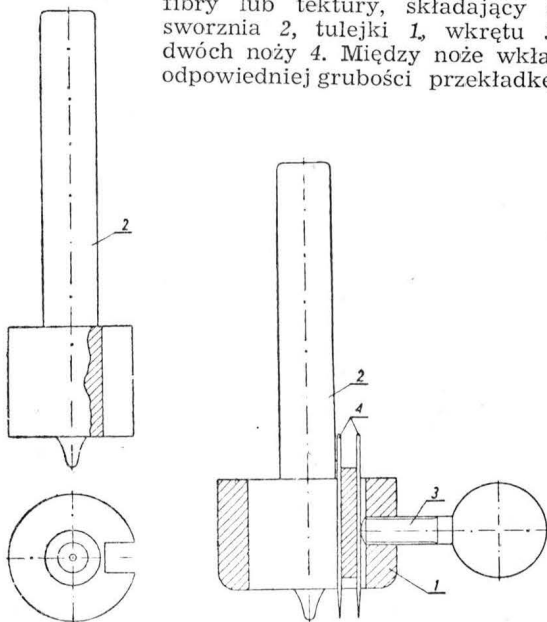
Aparat składa się z podstawy 1 i korpusu 2, uszczelnionych pierścieniem gumowym 3 i zamocowanych śrubami 4. Na podstawie 1 umieszcza się lustro 5. W środkowym otworze korpusu 2 wmontowuje się płytę szklaną 6 umocowaną nakrętką 7 i uszczelnioną pierścieniami gumowymi 8 i 9 w oprawce 10 przymocowanej do korpusu 2 nakrętką 11 oraz uszczelnionej pierścieniami gumowymi 13. Poza tym w korpusie 2 są króćce 14 zamocowane nakrętkami 12, przystosowane do wkręcenia w nie badanych świec, oraz króciec 15 przystosowany do wkręcenia manometru. Sprężone powietrze doprowadza się przewodem 16 przez zawór 17 stosowany do dętki samochodowej.

Po wkręceniu świec w króćce 14, napompowaniu powietrza przez zawór 17 i połączeniu świec z wtórnym uzwojeniem samochodowej cewki indukcyjnej (masa cewki jest przy tym połączona przewodem z korpusem aparatu) obserwuje się przez płytę szklaną 6 iskrzenie się świec odbijane w lustrze 5.

Przyrząd do wycinania uszczelek

(Kl. 47 f; nr 0-2389; z. nr 17) Franciszek Łabno

W związku z trudnościami otrzymania gotowych uszczelek zaprojektowano przyrząd do wycinania uszczelek ze skóry, fibry lub tektury, składający się ze sworznia 2, tulejki 1, wkrętu 3 oraz dwóch noży 4. Między noże wkłada się odpowiedniej grubości przekładkę w za-



Rys. 3.

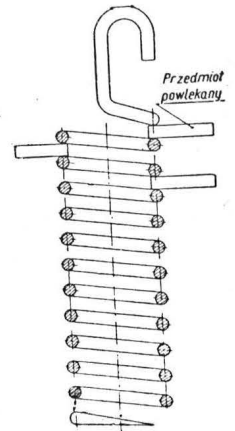
leżności od rozmiaru uszczelki. Przyrząd mocuje się do szczęk wiertarki mechanicznej, która ruchem obrotowym wycina uszczelki z podłożonego na stół materiału.

Sprężyna do mocowania przedmiotów podlegających anodowaniu

(Kl. 48 a; nr 0-2391; z. nr 17) Stanisław Jakubowski

Dotychczas przedmioty aluminiowe podlegające anodowaniu umocowywano wiążąc je za pomocą drutu aluminiowego. Usprawnienie polega na zastosowaniu sprężyny duralowej, pokazanej na rysunku, jako przyrządu do mocowania drobnych przedmiotów przy anodowaniu. Przedmioty powlekane, włożone między zwoje sprężyny, zostają zacisnięte pomiędzy zwojami dzięki sile sprężystości sprężyny.

Uwolnienia przedmiotów po zakończeniu operacji łatwo dokonać przez rozciągnięcie sprężyny.



Rys. 4

Uniwersalny uchwyt podzielnicy do dłutowania wieloboków w otworach

(Kl. 49 e; nr OU-409; z. nr 17) Gustaw Glaubitz

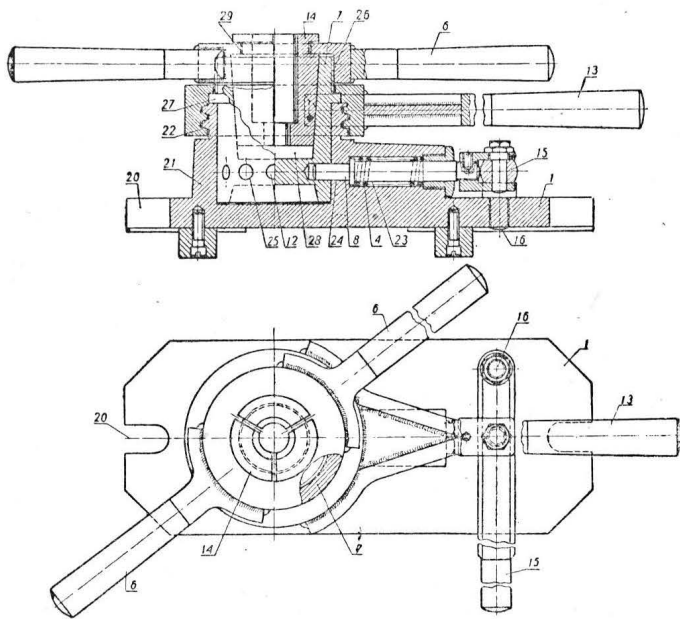
Dłutowanie otworów sześciokątnych lub dwunastokątnych do kluczy nasadowych odbywało się dotychczas przy użyciu uchwyty tokarskiego samocentrującego z miękkimi szczękami, w których wykonano zatoczenie do umocowania wytoczonej tulejki. Każdorazowo po wydłutowaniu jednej ścianki nakrętki obracano stół dłutownicy o 1/6 lub 1/12 obrotu za pomocą korby o ramieniu długości 300 mm. Dla skrócenia stołu o 1/6 obrotu należało wykonać 14 obrotów korby. W przypadku niedokładnego ustawienia uchwyty samocentrującego w osi obrotu stołu dłutownicy, następowało przesunięcie osi dłutowanego sześciokąta w stosunku do osi wytoczonej tulejki, co zmuszało pracownika do baczego śledzenia procesu dłutowania i dokonywania ewentualnych pomiarów po zatrzymaniu maszyny. Chłodzenie dłuła odbywało się ręcznie za pomocą pędzla porażonego w cieczy chłodzącej. Przekładnia ślimakowa obrotu stołu dłutownicy, nie przeznaczona do ciągłej pracy, ulegała szybkiemu zużyciu. Całkowity czas dłutowania jednej tulejki na sześciokąt wynosił 23 minuty.

W myśl udoskonalenia zastosowano podzielnice przedstawioną na rysunku. Podzielnica jest ustawiona na stole dłutownicy i przykręcona dwiema śrubami wchodzącymi w wycięcia 20 podstawy 1. Podstawa 1 ma pionową cylindryczną obsadę 21 korpusu 7 szczęk. W obsadzie tej u góry wykonany jest zewnętrzny gwint trapezowy 22, a u dołu poziome gniazdo 23 rygla 8, posiadające otwór 24 łączący przestrzeń obsady 21 z gniazdem 23. W gnieździe 23 umieszczony jest rygiel 8 obciążony sprężyną 4. Rygiel 8 może być odciągany wbrew działaniu sprężyny 4 za pomocą rączki 15 osadzonej obrotowo na trzpieniu 16 w podstawie 1.

W obsadę 21 wchodzi korpus 7 szczęk, który w dolnej części ma dwanaście promieniowo ułożonych poziomych wytoczonych wgłębień 25. We wgłębienia 25 wkłada się, odpowiednio do przeprowadzanej roboty, dziewięć przystosowanych trzpieni 12, tak iż powstają pewne wgłębienia wolne, w które może wchodzić koniec rygla 8, blokując w żądanym położeniu aparat podziałowy. W górnej części korpus 7 ma gwint zewnętrzny 26 oraz kołnierz 27. W osiowe wydrążenia 28 korpusu 7, mające kształt stożkowy, włożone są trzy szczęki zaciskowe 14, mające zewnętrzną powierzchnię stożkową. Szczęki 14 mają w górnej części podtoczenie 29, w które wchodzi kołnierz dźwigni dwuramiennej 6. Za pomocą dźwigni dwuramiennej 6, nakręconej częścią gwintową na gwint 26 korpusu 7, istnieje możliwość zaciskania przedmiotu obrabianego w szczękach 14. Na gwincie trapezowym 22 osadzona jest dźwignia jednoramienna 13, która zaciska korpus 7 szczęk w obsadzie 21. Przez obrót dźwigni 13 i zlizowanie zaciskania umożliwia się obrót korpusu 7 w następnym roboczym położeniu.

Sposób użycia podzielnicy jest następujący. Po umocowaniu podzielnicy na stole dłutownicy odkręca się dźwignię 13, od-

ciąga się prawą ręką od siebie rączkę 15 rygla 8 i odkręcając dalej dźwignię wyjmuje się z podstawy 1 całą część podziałową wraz z dźwignią zaciskową 6, szczękami zaciskowymi 14 i dźwignią jednoramienną 13. Następnie do wgłębienia 25 wstawia się trzpienie ustalające 12 pozostawiając wolną taką liczbę otworów, jaka potrzebna jest w celu dokonania odpowiedniego podziału, po czym montuje się znowu podzielnicę, bacząc przy tym, aby przed dłutowaniem pierwszej ścianki rygiel 8 znajdował się w jednym z wolnych otworów. Następnie wkłada się wytoczoną tulejkę w szczęki zaciskowe 14 i zaciska się je przez obrót dźwigni 6. Do wnętrza korpusu 7 nalewa się ciecz chłodzącą i przystępuje się do dłutowania zważając na to, aby dźwignia jednoramienna była zaciśnięta. Zagłębienie dłuta w materiał obrabiany uzyskuje się przez odciągnięcie stołu dłutownicy do ustalonego punktu na podziałce przykorbowej. Z kolei cofa się stół tak, aby dłuto przeszło luźno przez oś umocowanej tulejki, odkręca się dźwignię 13 i odciąga się za pomocą rączki 15 rygiel 8. Następnie obraca się dźwignię dwuramienną 6 do położenia takiego, iż rygiel 8 wejdzie do następnego wolnego otworu korpusu szczęk, po czym zaciska się znowu dźwignię 13 i pociągając stół do ustalonego punktu dłutuje się następną ścianką wielokątą. Po wydłutowaniu ostatniej ścianki odkręca się dźwignię dwuramienną i wyjmuje się gotowy przedmiot.



Rys. 5

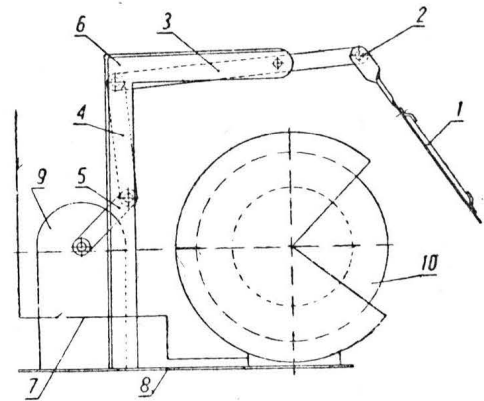
Obsadzenie dźwigni dwuramiennej 6 musi być takie, aby kółko części środkowej dźwigni znalazł się w podtoczeniu 29 szczęk 14, co umożliwi wyciągnięcie ze stożkowej części uchwytu szczęk, a tym samym złuszczenie dłutowanego przedmiotu. Po około trzygodzinnej pracy podzielnicy należy ją rozmontować w celu usunięcia wiórów, co trwa około trzech minut.

Korzyści wynikające z zastosowania podzielnicy są następujące: skrócenie operacji dłutowania sześciokąta do czterech minut, wyeliminowanie ręcznego chłodzenia noża, gdyż przedmiot obrabiany znajduje się całkowicie w kąpiel chłodzącej; zmniejszenie zużycia przekładni ślimakowej mechanizmu obrotu stołu dłutownicy, wyeliminowanie braków powodowanych przesunięciem osi sześciokąta i części cylindrycznej przedmiotu obrabianego, gdyż obecnie oś podzielnicy jest osią obrotu.

Ekran ochronny przy szlifierce z samoczynnym wyłącznikiem (Kl. 67 a; nr 0-2402; z. nr 17) Henryk Gorlicki, Jerzy Szychulski

W celu zabezpieczenia oczu szlifierka przed nieszczęśliwymi wypadkami skonstruowano według usprawnienia ekran, który w położeniu podniesionym wyłącza samoczynnie napęd szlifierki.

Ekran szklany 1 jest osadzony sztywno na osi 2, która jest połączona z układem dźwigni 3, 4 i 5, umocowanym na wsporniku 6. Ostatnia dźwignia 5 jest połączona z wyłącznikiem 7 silnika uruchamiającego szlifierkę. Wspornik 6 jest przymocowany do wspólnej podstawy 8, na której umocowany jest silnik 9 i tarcza 10.



Rys. 6

Przy podniesieniu ekranu 1 wyłącznik otwiera obwód prądu silnika 9, dzięki czemu szlifierka może pracować tylko przy opuszczonym ekranie.

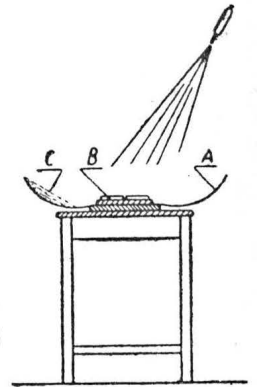
Przyrząd i sposób regenerowania lakieru nitrocelulozowego

(Kl. 75 c; nr 0-2403; z. nr 17) Ludovic Koszegi (Rum. R. Dem.)

Przy natryskiwaniu przedmiotów lakierem nitrocelulozowym część lakieru pada poza właściwy przedmiot, np. na podłogę warsztatu, układając się w postaci granulek lub nawet grubszych warstw.

W myśl usprawnienia zastosowano urządzenie pozwalające na zebranie większej części rozpryskanego lakieru i ponowne przerobienie go za pomocą substancji rozcieńczających.

Urządzenie przedstawione na rysunku składa się ze zwykłej drewnianej podstawy, na której ustawia się blaszane korytka A o drewnianym dnie. Pośrodku korytka ustawia się przedmiot B przeznaczony do lakierowania. Brzegi korytka powinny być wyższe od przedmiotów przeznaczonych do lakierowania, tak aby rozpylany lakier spadał na wewnętrzne ściany korytka tworząc tam z czasem grubą i zwartą warstwę C, którą później zbiera się z łatwością. Zebrany lakier rozpuszcza się i używa ponownie.



Rys. 7

Przepis na rozpuszczenie skrzepniętego lakieru zebranego z korytka jest następujący:

- 350 G skrzepniętego lakieru
- 50 G octanu butylu
- 20 G butanolu
- 30 G octanu amylu
- 550 G rozpuszczalnika

1000 G razem.

Metoda produkcji ciekłego preparatu do fosfatacji stali

(Kl. 48 d; nr OU-432; z. nr 18) Inż. Tobiasz Inwald i inż. Edward Pławner

Fosfatacja jest to proces chemiczny, polegający na wytwarzaniu na powierzchni stali warstewki trudno rozpuszczalnych w wodzie fosforanów.

Pokrywanie powierzchni stali taką powłoką ma na celu przeciwdziałanie niszczeniu tego metalu przez korozję, która, jak wiadomo, w naszym klimacie powoduje stratę rocznie około 2% magazynowanej stali.

Fosfatację przeprowadzano dotychczas za pomocą rozmaitych importowanych preparatów, od których sam proces nazywany był parkeryzacją, atramentowaniem itp. Proces przyspieszonej fosfatacji nazywamy bonderyzacją.

Udoskonalenie polega na opracowaniu metody produkcji ciekłego preparatu do fosfatacji stali w oparciu o krajowe

surowce. Do wyrobu preparatu stosuje się następujące surowce:

Biel cynkowa	7,5 ⁰ / ₀
Siarczan manganu bezw.	1 ⁰ / ₀
Kwas fosforowy techn. 50-procentowy	40 ⁰ / ₀
Kwas fosforowy chem. czysty (do korekty kwasowości)	1÷1,5 ⁰ / ₀
Saletra potasowa (aktywizator)	4,5 ⁰ / ₀
Woda — reszta do 100 ⁰ / ₀	

Produkcja preparatu obejmuje następujące czynności:

1. Oczyszczenie kwasu fosforowego techn. z jonów siarczanowych przez wytrącenie za pomocą węgla baru.
2. Przygotowanie kwaśnego fosforanu manganu z siarczanu manganu i kwasu fosforowego.
3. Przygotowanie kwaśnego fosforanu cynku z bieli cynkowej i kwasu fosforowego na gorąco.
4. Przygotowanie roztworu aktywizatora (saletry potasowej).
5. Wymieszanie składników na gorąco.
6. Oziębianie i sączenie mieszaniny.
7. Analizę chemiczną i korektę kwasowości preparatu.

Preparat nadaje się bardzo dobrze do fosfatacji stali, którą zaopatrzoną w powłokę antykorozyjną można używać zamiast

deficytowych metali, jak nikiel, miedź, mosiądz, kadm itd. Preparat znajduje również zastosowanie w innych gałęziach przemysłu, np. jako podłoże do farb i lakierów, lepsze niż minia.

Usuwanie zendry z blach stalowych

(Kl. 48 d; nr 0-2450; z. nr 18) August Göckler (NRD)

Usuwanie zendry lub rdzy z części stalowych, przeznaczonych do galwanizacji, przeprowadza się zazwyczaj za pomocą piaskowania. Czynność ta w myśl usprawnienia zostaje zastąpiona przez kąpiel chemiczną o następującym składzie:

120,0 l wody wodociągowej
12,0 l kwasu siarkowego
2,0 l kwasu siarkowego
0,3 l kwasu siarkowego

po 4÷5-godzinnym leżeniu w tym roztworze, blachy zostają uwoinione od zendry i można je, po kąpeli zobojętniającej, która powoduje całkowite odtuszczenie, poddawać galwanizacji.

S. M.



na półkach księgarskich

Najnowsze konstrukcje lotnicze, Jerzy Kotliński, Andrzej Lasek, Szymon Pilecki, Jerzy Swidziński, Jerzy Winiarski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1956 r., stron 103.

Książka składa się z czterech oddzielnych prac, opracowanych przez poszczególnych autorów. Praca pierwsza — opracowana przez mgr inż. Szymona Pileckiego — omawia ogólną problematykę rozwoju współczesnego lotnictwa, obejmując zagadnienia predkości i zagadnienia konstrukcyjne. Praca druga — Przegląd współczesnych konstrukcji lotniczych — opracowana przez mgr inż. Jerzego Swidzińskiego i inż. Jerzego Winiarskiego — zawiera opisy samolotów doświadczalnych, wojskowych, komunikacyjnych oraz wskazania nowych kierunków w lotnictwie. Pracę trzecią — Nowoczesne metody startu i lądowania samolotów — opracował mgr inż. Andrzej Lasek; zawiera ona omówienie startu wspomaganego, skracania dobiegu oraz opis samolotów i aparatów startujących pionowo. Praca czwarta — Współczesne śmigłowce i ich rozwiązania konstrukcyjne — opracowana przez mgr inż. Jerzego Kotlińskiego — zawiera wiadomości ogólne, opis budowy śmigłowców i ich zespołów. Książka zawiera łącznie 124 rysunki i fotografie oraz jedną tablicę — zestawienia różnych śmigłowców. Wykaz literatury (30 pozycji) zawiera książki tylko o śmigłowcach, czasopisma zaś raczej odnosi się do całej książki.

Książka robi bardzo dobre wrażenie i spełnia z pożytkiem wyznaczone jej przez Wydawnictwo zadanie. Wskazane byłoby jednak ujednoczenie zamieszczonych prac w razie przygotowywania następnego wydania, poszczególni autorzy pisali bowiem swe prace bez wzajemnej konsultacji, na różnym poziomie i różnej zawartości. Dostrzegliśmy następujące usterki językowe: liczba Macha M, siła ciągu, ilość samolotów, fotele katapultowe, kabiny hermetyczne, paliwo płynne, helikopter, titan, Glanert — zamiast właściwe Glauert, Britannia zamiast poprawnie Britannias itp. Barwna okładka z nowoczesnym startującym samolotem ze skrzydłem w układzie delta przyciąga oko przyszłych czytelników i nabywców książki.

S. M.

Topliwa dla wozduszo-reaktywnych dwigatielej, N. A. Ragozin, Gostopiechizdat, 1956 r., stron 58.

W broszurze podane są fizyczne i chemiczne charakterystyki i szczegółowe specyfikacje paliw stosowanych za granicą do silników odrzutowych (przelotowych, turbodrzutowych i turbosmigłowych). Podane są gatunki paliw, ich produkcja, wpływ jakości na eksploatację silników odrzutowych, charakterystyki paliw na dużych wysokościach i w niskich temperaturach, zasady załadunku paliw na samoloty odrzutowe na ziemi i w powietrzu, oraz zagadnienia zapalności paliw. Broszura przeznaczona jest dla inżynierów-technicznych pracowników zajmujących się produkcją paliw i stosowaniem ich w silnikach odrzutowych.

L. S.

Budowa lotnisk (wykonywanie robót), praca zbiorowa pod red. F. Spasskiego, tłum. z ros. mgr inż. J. Horwatt i mgr inż. J. Abramowicz, Wydawnictwo MON, 1955 r., stron 496.

Obszerna praca radzieckich specjalistów umożliwia zapoznanie się z wykonywaniem robót przy budowie lotnisk. Część I — budowa pola wzlotów — zawiera jedenaście rozdziałów i omawia przygotowanie terenu, charakterystykę robót ziemnych, wykonywanie wykopów i nasypów, roboty plantacyjne, hydromechaniczne roboty ziemnych, wykonanie robót odwadniających, zadarnianie pól wzlotów. Część II — budowa ulepszonych nawierzchni lotniskowych — w dziewięciu rozdziałach porusza następujące tematy: stabilizacja gruntu, nawierzchnie: żwirowe, tłuczniowe, ze sztucznego kamienia, z betonu asfaltowego, betonowe oraz rozbiernalne. Część III — produkcja pomocnicza — objętości pięciu rozdziałów — zawiera omówienie kopalni materiałów, wytwórni asfaltobetonu i betonu cementowego oraz zakładów pomocniczych. Książka zawiera 248 rysunków, wykresów i schematów.

S. M.

Vademecum nawigatora lotniczego, Grzegorz Keczus, Jerzy Rybarski, Czesław Szczeciński, Zygmunt Zbrowski, Wydawnictwa Komunikacyjne, 1956 r., stron 400.

Książka przeznaczona jest dla personelu latającego zarówno lotnictwa komunikacyjnego jak i sportowego oraz dla pracowników ruchu lotniczego; może być również przydatna dla innych

pracowników lotnictwa. Całość dzieli się na pięć części. Część pierwsza — wiadomości ogólne — zawiera podstawy matematyki oraz jednostek miar z tablicami przeliczeniowymi. Część druga — nawigacja powietrzna — dzieli się na nawigację podstawową, radionawigację i astronawigację. Część trzecia — meteorologia lotnicza — zawiera wprowadzenie, omówienie czynników i zjawisk meteorologicznych oraz układów barometrycznych i typów pogody, informacje i klucze (szyfry) lotniczo-meteorologiczne, jak również tablice pomocnicze i wzory matematyczno-fizyczne. W części czwartej — przepisy ruchu lotniczego — omówiono ogólne zasady prawa lotniczego, sygnalizację lotniczą, przepisy ruchu, łączność lotniczą i znaki konwencjonalne stosowane na mapach i szkicach lotniczych. Część piąta — radioosłona przelotów i procedury lądowania — zawiera wprowadzenie, wykaz skrótów oraz szczegółowe omówienie tras z Warszawy do Paryża i Sztokholmu. Książka zawiera 161 rysunków i map, 114 tablic. Skorowidz alfabetyczny oraz wkładkę z erratą i uzupełnieniami dotyczącymi zmian, jakie zaszły w „Zbiorze kluczy lotniczo-meteorologicznych” oraz w przepisach wykonywania lotów nad terytorium PRL. Liczne przykłady rozwiązane ułatwiają wykorzystanie materiału podanego w książce.

S. M.

Dynamika przepływów, L. Prandtl, tłum. z niem. Józef Wysocki, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, 1956 r., stron 554.

Omawiana książka stanowi tłumaczenie popularnej, nie tylko w Niemczech, książki znanego uczonego, przy czym oparto się — co zaznacza notka wydawcy — na trzecim wydaniu niemieckim z 1949 roku. Treść dzieli się na pięć obszernych rozdziałów, w których zawarto całokształt zagadnień tytułowych: własności cieczy i gazów, statykę płynów, kinematykę płynów, dynamikę płynów idealnych, ruch płynów lepkich, burzliwość i opory wraz z zastosowaniami technicznymi, dynamikę gazów, przepływy ze zmiennymi zmianami objętościowymi oraz specjalne zagadnienia wybrane obejmujące wzajemne oddziaływanie dwu ośrodków o różnym stanie skupienia, obracające się ciała i obracające się układy odniesienia, przepływy w rozwarstwionych płynach ciężkich, wymiana ciepła zachodząca podczas ruchu płynów i przepływy wywołane przez ogrzanie ośrodka. Pracę poprzedza wykaz ważniejszych oznaczeń przyjętych w poszczególnych rozdziałach, wykaz użytych skrótów nazw czasopism naukowych i sprawozdań, wykaz nowszej literatury z dodatkiem od tłumacza ważniejszych prac wydawanych w Polsce. W zakończeniu umieszczono skorowidz ważniejszych nazwisk oraz skorowidz rzeczowy. Przy przeglądaniu pracy znaleźliśmy szereg usterek językowych, które obciążają tłumacza i redaktora naukowego, ponieważ mogą wprowadzić w błąd czytelnika różniąc się od powszechnie stosowanej nomenklatury w naszej literaturze, zarówno teoretycznej jak i fachowej-lotniczej. Wymieniamy niektóre najbardziej typowe: siła ciągu, propellery, samolot szybkościowy, helikopter, autozyro, inżektor, łopatki śmigieł, płynny olej, śmigło nastawne w locie. Errata nie jest zbyt obszerna, a pomija błędy, które można łatwo stwierdzić, np. rys. 175 i 176 — nieprawidłowe oznaczenia wydłużenia; punkt sprzężenia, punkt krytyczny, punkt wejścia — trzy określenia na oznaczenie jednego i tego samego punktu — nie jest słuszne ze względów dydaktycznych; rys. 166 — zawiera rozkład ciśnienia narysowany według praktyki niemieckiej, u nas inaczej, co należało uwzględnić; niezgodność podpisu pod rys. 66 z rysunkiem. W razie przygotowywania następnego wydania należy bezwzględnie uzgodnić oznaczenia i skróty z normami obowiązującymi, a słownictwo ze stosowanym słownictwem.

S. M.

Ispytanja turboreaktywnych awiacyjnych dwigatielej, W. A. Tutinnow, Oborongiz, 1956 r., stron 140.

W książce rozpatrzone są przeznaczenie i rodzaje badań lotniczych silników turbodrzutowych, konstrukcja i budowa stanowisk badawczych, wielkości mierzone i wyznaczone w czasie badań, budowa i zasady działania podstawowych przyrządów i urządzeń stosowanych do badań, opis urządzeń do pomiaru ciągu, technologiczny proces badań, ogólne uwagi o przeprowadzaniu badań długotrwałych, metodyka wykonania badań i opracowanie wyników badań. Prócz tego w książce podane są krótkie wiadomości o metodach badań podstawowych wskaźników lotniczych

paliw i olejów. Treść książki uzupełniona jest 95 rysunkami, wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest dla słuchaczy lotniczych szkół technicznych, może być wykorzystana przez pracowników stacji badawczych i zakładów budowy silników odrzutowych. L. S.

Regulowanie gazoturbiny i prądotocznicy wozdusznorękiawych dwigatielej, E. A. Zaimanzon i B. A. Czierkasow, Oborongiz, 1956 r., stron 376.

W książce rozpatrzone są zasady regulacji lotniczych silników odrzutowych sprężarkowych i przelotowych, oraz podany jest opis fizycznych podstaw procesów regulacji silników. Opisane są również metody doświadczalnych badań i obliczenia urządzeń regulacyjnych, wiadomości o układzie regulacji i charakterystyka poszczególnych elementów regulacji, metody badania dynamicznych charakterystyk układu regulacji, wpływ procesów w układzie paliwowym na regulację oraz regulacja rozruchu i rozpędzania silnika. Ostatni rozdział daje opis zasad regulacji silników przelotowych. Na szeregu przykładów wskazany jest ścisły związek w pracy elementów układu regulacyjnego i układu zasilania silnika paliwem. Treść uzupełniona jest 157 rysunkami. Książka przeznaczona jest dla studentów lotniczych szkół zawodowych oraz pracowników specjalizujących się w zagadnieniach silników lotniczych. L. S.

Technologia mechanicznej obróbki diełalej awiacyjnej dwigatielej, F. T. Blinow i W. P. Firago, Oborongiz, 1956 r., stron 596.

W książce rozpatrzone są zasady projektowania technologicznych procesów obróbki mechanicznej, metody obróbki powierzchni elementów i technologiczne procesy mechanicznej obróbki elementów silników lotniczych. Łącznie trzy części książki zawierają dwadzieścia dziewięć rozdziałów. W pierwszej części opisane są takie zagadnienia, jak półfabrykaty, dokładność mechanicznej obróbki, przygotowanie planu procesu technologicznego, opracowanie operacji na obrabiarkach, analiza ekonomiczności operacji i metody zwiększenia wydajności pracy. W drugiej części opisane są: obróbka zewnętrznych powierzchni cylindrycznych, otworów, obróbka na rewolwerkach, karuzelowych i automatach, obróbka powierzchni płaskich, kształtowych, gwintów i kół zębatych. W trzeciej części opisana jest obróbka takich elementów silników, jak tłoki, cylindry, łączniki, wirniki, tarcze turbin, wałki z krzywkami, wały korbowe, kartery, łopaty, pierścienie i zawory. Treść uzupełniona jest 468 rysunkami. Książka przeznaczona jest jako podręcznik dla zawodowych szkół lotniczych. Może być też wykorzystana przez warsztatowców i technologów. L. S.

Sorka rieaktiwnych dwigatielej, E. K. Nikolenko, W. I. Sokolow, Oborongiz, 1956 r., stron 280.

W książce opisane są procesy montażu lotniczych silników odrzutowych oraz podane są zasady projektowania procesów technologicznych montażu. W sześciu obszernych rozdziałach opisane są podstawowe operacje i metody montażu, narzędzia i przyrządy stosowane przy wykonywaniu montażu, opis technologicznych procesów montażu głównych zespołów silników odrzutowych, podstawowe wiadomości z teorii i praktyki wyważania wirników, technologia ogólnego montażu silników odrzutowych, demontaż silników wraz z wykrywaniem usterek i wymiana zespołów po próbach odbiorczych, zasady przemywania elementów i zespołów silników, oraz zasady przeglądu silników odrzutowych i usuwania usterek. Treść uzupełniona jest 311 rysunkami, wykresami i tabelami. Książka przeznaczona jest jako podręcznik szkolny dla zawodowych szkół lotniczych, może być też wykorzystana przez pracowników technicznych i mechaników w zakładach budowy silników. L. S.

Wwiedzenie w raketnuju techniku, W. I. Fiedosjew i G. B. Siniawien, Oborongiz, 1956 r., stron 376.

Książka daje przegląd ogólnych zagadnień techniki raketowej. Podane są w niej zasady budowy i działania współczesnych rakiet i silników raketowych, opisane są typy raketowych aparatów latających i zasady ich budowy, paliwa silników raketowych, przebieg procesów w komorach spalania silników raketowych, przepływ produktów spalania w dyszy silnika raketowego, siły i momenty działające na raketę w locie, tor lotu rakiety, zasady stateczności i sterowania raketami oraz wyposażenie naziemne i urządzenia rozruchowe. Rozpatrzone są też prostsze zagadnienia balistyki i aerodynamiki rakiet. Książka przeznaczona jest dla czytelników mających co najmniej dwuletnie studia wyższych szkół technicznych, bez znajomości termodynamiki i aerodynamiki. L. S.

Aerodynamika awiacyjnych dwigatielej, D. Kùhemann, I. Weber, Izdatelstwo Inostrannoj Litieratury, 1956 r., stron 388.

Książka została przetłumaczona z wydania angielskiego z roku 1953 przez zespół tłumaczy pod redakcją D. A. Mielnikowa, treść jej zaś oparta jest na szeregu monografi napisanych na zlecenie władz angielskich w latach 1945—1946 w byłym niemieckim centrum badań aerodynamicznych w Getyndze. Przedmiotem książki jest aerodynamika silników lotniczych w zakresie prędkości poddźwiękowych. Treść zawarta jest w dwunastu rozdziałach, w których opisane są takie zagadnienia, jak podstawowe procesy ruchu w postaci jednowymiarowej, zadania przepływu niejednorodnego dwuwymiarowego, chwyt powietrza, osłony opływowe silników skończonej długości, śmigło tunelowe, silnik odrzutowy przelotowy, silnik turbodrzutowy, zabudowa silników odrzutowych na samolocie, zagadnienie strumienia odrzutowego, aerodynamika lotów w przyrodzie i zagadnienie chłodzenia silników. Materiały zawarte w książce mają aktualne znaczenie dla techniki raketowej oraz lotniczej i mogą być wykorzystane przez pracowników doświadczalnych biur konstrukcyjnych i studentów uczelni lotniczych. L. S.

Issledowanija rabocziwo procissa w stupieni gazowej turbiny, sbornik statiej, red. B. A. Czierkasow, Oborongiz, 1956 r., stron 124.

Jest to zeszyt (68) z serii prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego. Zawiera on następujące pięć prac: B. A. Czierkasowa i O. N. Jemina — Analityczne obliczenia charakterystyki turbiny gazowej z uwzględnieniem strat wyznaczonych na podstawie dmuhaich płaskich palisad; B. A. Czierkasowa — Wtórne straty i ich wpływ na charakterystykę stopnia turbiny; Je. W. Solcchina — Badania parametrów strumienia w osiowej szczelinie turbiny gazowej; O. N. Jemina — Wtórny przepływ i straty w przypadku powrotnego ruchu cieczy; N. N. Bykowa — Doświadczalne stanowisko do badań modeli turbin gazowych. L. S.

Obliczanie naddatków na obróbkę w budowie maszyn, dr nauk techn. prof. W. M. Kowan, tłum. z ros. mgr inż. Karol Kloc, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1956 r., stron 215.

Omawiana książka może być przydatna dla technologów w przemyśle lotniczym. Treść podzielona na dwie części, zawiera: teoretyczne podstawy obliczeniowo-analitycznej metody określenia naddatków na obróbkę i technologicznych tolerancji wymiarów międzyoperacyjnych półwyrobów oraz normatywy do obliczania naddatków na obróbkę mechaniczną typowych części maszynowych, zebrane w 86 tablicach. W załączniku podano 12 tablic pomocniczych do obliczania tolerancji technologicznych wymiarów międzyoperacyjnych oraz przykład obliczania naddatków na obróbkę i wymiarów granicznych dla zabiegów technologicznych. Wykaz piśmiennictwa zawiera 50 pozycji. S. M.

Skóra i jej namiastki, dr F. Stather, tłum. z niem. mgr inż. Walenty Nowacki, Wydawnictwo Przemysłu Lekkiego i Spożywczego, 1956 r., stron 120.

Omawiana praca zawiera wiele wiadomości, które mogą zainteresować użytkowników skóry i jej namiastek w przemyśle lotniczym. Treść dzieli się na dwie części. Część pierwsza — „Skóra surowa i jej konserwacja, operacje warsztatu mokrego, garbniki i metody garbowania, wykończanie skór, własności i rodzaje oraz magazynowanie i konserwacja skór. Część druga — „Namiastki skór (skóra sztuczna)“ — zawiera w czterech rozdziałach omówienie: tkanin imitujących skórę, włóknistych imitacji skóry, folii imitujących skórę oraz własności i warunków technicznych namiastek skóry. Jako osobną wkładkę dołączono schematy produkcyjne (10) różnych rodzajów skór. W dziesięciu tablicach ujęto wskaźniki techniczne różnych rodzajów skór oraz namiastek skóry. S. M.

Technologia gumy, F. F. Koszelew, tłum. z ros. mgr inż. Lech Czajkowski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1956 r., stron 410.

Książka przeznaczona jest wprawdzie dla techników i inżynierów zatrudnionych w przemyśle gumowym, jednakże wielu pracowników lotnictwa stykających się z wyrobami z gumy stosowanymi w lotnictwie znajdzie w niej potrzebne informacje. Treść dzieli się na cztery części. W części pierwszej — Kauczuki — omówiono kauczuk naturalny, lateks, kauczuki syntetyczne i namiastki kauczuku. W części drugiej — Składniki mieszanek gumowych — objaśniono środki wulkanizujące, przyspieszacze wulkanizacji, zmiekczacze, napelniacze, środki przeciwstarzeniowe i materiały włókiennicze. Część trzecia — Podstawowe procesy produkcji gumy — omawia przygotowanie kauczuku i innych składników, plastykację kauczuku, mieszanie, kalandrowanie, kleje gumowe, formowanie, łączenie gumy z metalem oraz wulkanizację. Część czwarta — Zasady sporządzania specjalnych mieszanek gumowych — zawiera omówienie gum odpornych na działanie ciepła i mrozu, gum do opon samochodowych, gum porowatych, ebonitów, gum specjalnych itp. Skorowidz rzeczowy oraz wykaz (7 pozycji) zalecanej literatury dopełniają całość. S. M.

Zegarmistrzostwo, praktyczny podręcznik fachowy, część szósta, konstrukcja i działanie zegarów i zegarków mechanicznych, red. brat Wawrzyniec M. A. Podwapiński, Niepokalanów, 1956 r., stron 766.

Po wzmiankach recenzyjnych w zeszytach 2/1950 — o częściach 1, 2 i 3 oraz w zeszytach 3/1953 o częściach czwartej i piątej, obecnie notujemy część szóstą tej bardzo pożytecznej książki, przydatnej w pracy zawodowej zwłaszcza dla pracowników warsztatów naprawczych i wytwórczych precyzyjnego osprzętu lotniczego. Treść książki dzieli się na dziesięć rozdziałów, które zawierają następujące tematy: ogólne opisy zegarów i zegarków, szkielety, napędy, naciągi i urządzenia nastawcze, ząbienia, przekładnie, łożyskowania, wychwyty, regulatory, tarcze i wskazówki, obudowy, mechanizmy sygnalizujące. Wykaz literatury obejmuje 33 pozycje krajowe i 144 pozycje w językach obcych. Skorowidz alfabetyczny obejmuje zawartość wszystkich sześciu dotychczas wydanych części. Książka zawiera 1020 fotografii oraz rysunków i schematów, które wyróżniają się bardzo starannym wykonaniem. S. M.

Starty szybowców, Władysław Janica, Antoni Mańkowski, Wydawnictwa Komunikacyjne, 1956 r., stron 128.

Omawiana książeczka przeznaczona jest dla mechaników obsługujących szybowce, wyciągarki i ściągarki, oraz dla instruktorów i pilotów szybowcowych. Treść podzielona jest na sześć rozdziałów, w których zawarto następujące tematy: rodzaje startów szybowcowych i ekonomia ich stosowania; start szybowca z gumowych lin startowych z omówieniem techniki wykonywania tego rodzaju startu, eksploatacji gumowych lin startowych i pomocniczych urządzeń startowych; start szybowca z wyciągarką z omówieniem techniki wykonywania startu, budowy i działania oraz eksploatacji wyciągarki „Zubr“ i ściągarki „Rys“, jak również konserwacji i naprawy linek; start szybowca za samolotem; inne rodzaje urządzeń do startu szybowców; zaczepy szybowcowe. Bibliografia zawiera osiem pozycji. Podczas przeglądania dostrzeżliśmy takie usterek: na rys. 38 — obydwie składowe siły aerodynamiczne noszą oznaczenie P_x ; słabe rysunki (nieznanego rysownika): nr 15, 17, 28, 32, 34; rysunki zaczepów — mało przejrzyste; rys. 22 zawiera błąd; fotografia na rys. 19 majaca przedstawiać wyciąg szybowcowy na Zarze, pomimo najlepszych chęci nie pozwalała na zorientowanie się w szczegółach tego urządzenia; podobnie rys. 16 — rymna startowa (nazywana w tekście deską startową) nie jest zbyt dobrze widoczna; do błędów językowych należy zaliczyć: szybkość zamiast właściwej i w niektórych przypadkach stosowanej: prędkość; sercówka (str. 38) na oznaczenie chomątka (rys. 52); rolka (błoczek) zamiast krządek linowy; dwuhol; km/godz, zamiast km/h, i inne. S. M.

Elektroobudowanie samolotów, D. E. Bruskin, Gosenlergoizdat, 1956 r., stron 336.

W książce opisana jest teoria i specjalne zagadnienia pracy wyposażenia elektrycznego samolotów, akumulatorów, prądnic prądu stałego, regulacji napięcia i zabezpieczania prądnic, równoległej pracy źródeł energii elektrycznej, przetwornic energii elektrycznej i sieci elektrycznej na samolotach. W dalszych rozdziałach podane są zasady działania i pracy układów zaplanowanych silników lotniczych, urządzeń oświetleniowych i grzejników, oraz zasady rozprowadzania energii elektrycznej na samolotach. Treść uzupełniona jest 145 rysunkami, wykresami, schematami i tabelami. Pierwsze wydanie tej książki ukazało się w roku 1948. W nowym wydaniu poszczególne rozdziały uległy przepracowaniu, a niektóre zostały

całkowicie na nowo napisane. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół technicznych, może być też wykorzystana przez pracowników technicznych zakładów produkcyjnych. L. S.

Sowriemiennye woprosy technologii sborki w priborostrojenii, red. W. P. Czumakow, Oborongiz, 1956 r., stron 108.

Książka ta jest jedną (nr 27) z cyklu prac Moskiewskiego Lotniczego Instytutu Technologicznego i omawia zagadnienia technologii montażu w budowie przyrządów. W skład tej książki wchodzi sześć następujących prac: W. P. Czumakow — zagadnienia dokładności technologicznych procesów nawijania uzwojeń agregatów elektrycznych; D. A. Brasławski — dokładność i fizyczna zamienność elementów czułych; G. A. Słomiński — uproszczone równania ruchu szybko obracającego się giroskopu w zawieszaniu kardanowym i wpływ statycznego niewyważenia silnika giroskopu na jego zachowanie się; W. P. Czumakow i Je. N. Nikołajew — ogólna klasyfikacja maszyn do nawijania w budowie przyrządów; nawijanie wirników o małych wymiarach z rozłożeniem zw. jów w szcełinach; — maszyny do nawijania wirników i stojanów ze szcełlinami zewnętrznymi. Materiał zawarty w tych pracach może być wykorzystany przez inżynierów i techników zakładów i pracowników naukowych instytutów. L. S.

Technologija priborostrojenija, A. B. Jachin i W. P. Jefimow, Oborongiz, 1955 r., stron 380.

Książka daje opis podstawowych zagadnień projektowania procesów technologicznych i technologii wykonania różnych elementów przyrządów. Główną uwagę skierowano na zagadnienia o charakterze teoretycznym. Treść podzielona jest na sześć części, zawierających łącznie dwadzieścia siedem rozdziałów. Część pierwsza omawia zasady projektowania procesów technologicznych, w tym jakość produkcji i automatyzację procesów; część druga — ogólne zagadnienia technologii wykonania elementów, w tym obróbkę mechaniczną, jej dokładność i pokrycia powierzchni; część trzecia — technologię wykonania osi i tulejek; część czwarta — technologię wykonania kół zębatach; część piąta — technologię wykonania różnych elementów o przeznaczeniu ogólnym, jak śruby, nakrętki krzywki, sprężyny, tarcze, płyty podstawowe, puszki; część szósta — ogólne zasady technologii montażu, w tym zagadnienia montażu połączeń nierozłącznych oraz wyważanie elementów i zespołów. Książka jest podręcznikiem szkolnym dla wyższych szkół technicznych, może być też wykorzystana przez inżynierów i technologów zakładów produkcyjnych, zwłaszcza w produkcji lotniczych przyrządów pokładowych. L. S.

Elementy tocznych priborow, rukowodstwo po rasczotu i konstruirowaniu, S. S. Tichmieniew, Oborongiz, 1956 r., stron 360.

W książce opisane są zasady obliczania i konstruowania elementów dokładnych przyrządów pomiarowych. W pierwszej części książki rozpatrzone są różne przyczyny błędów wskazań przyrządów i niektóre metody ich kompensacji. Znaczną uwagę zwrócona jest na zagadnienia dynamicznych błędów przyrządów, a specjalnie na zagadnienie wpływu drgań na pracę i wskazania przyrządów. W drugiej części książki podane są metody obliczania poszczególnych mechanicznych elementów przyrządów, jak elementów sprężystych o sztywności stałej i zmiennej, płytek bimetalowych, przekładnikowych i przekładniowych mechanizmów przyrządów oraz sprężyn włosowych. W końcowych dwu rozdziałach opisane są zagadnienia temperaturowych kompensacji przyrządów i konstruowania tłumików typu toczkowego. Książka daje bardzo obszerne i szczegółowe zasady obliczeń poszczególnych elementów. Opracowana jest jako podręcznik szkolny, korzystając z niej mogą również w dużym stopniu konstruktorzy lotniczych przyrządów pokładowych. L. S.

Aparatura kontrolna i pomiarowa w przemyśle, H. Borman, Z. Gajewski, M. Mączewski-Rowiński, W. Pietraszewicz, J. Walter, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1956 r., stron 248.

Omawiana książka może być przydatna w przemyśle lotniczym, zwłaszcza zaś w zakładach wytwórczych osprzętu lotniczego i aparatury pomiarowej. Szczególnie pozytywne mogą być wiadomości podstawowe zamieszczone we wstępie, w którym zawarto krótką encyklopedię pojęć, określeń i oznaczeń z dziedziny pomiarów. W treści podano zasady klasyfikacji i stosowania aparatury kontrolno-pomiarowej; omówiono szczegółowo pomiary ciśnienia, temperatur, natężenia przepływu, gęstości i ciężaru właściwego, wilgotności gazu oraz przewodnictwa elektrycznego i kwasowości; objaśniono poziomowskazy cieczy (wodowskazy) oraz analizatory gazów. Książka posiada 231 rysunków, 42 tablice, wykaz piśmiennictwa obejmujący 62 pozycje oraz skorowidz rzeczowy. S. M.

Pławka i litjo logkich spławow, M. B. Altman, A. A. Lebiediew, A. P. Polanski, M. W. Czuchrow, Miatialurgizdat, 1956 r., stron 492.

W książce opisane są podstawowe procesy zachodzące przy wytopach i odlewaniu stopów lekkich. Przedstawione są zagadnienia doboru stopów do odlewania elementów o różnym stopniu trudności kształtów, technologii wykonywania wytopów, rafinacji i modyfikacji stopów, doboru topników, doboru materiałów formierskich, technologii odlewania w formy piaskowe, kokile i pod ciśnieniem, lania bloków, przeróbki odpadków, obróbki cieplnej i sprawdzania odlewów. Dany jest opis najczęściej trafiających się wad odlewów i ich usuwania. Treść książki uzupełniona jest dwustu dwudziestu sześciu rysunkami, wykresami i fotografiami, stu dwudziestu czterema tabelami i wykazem dwustu dziewiętnastu pozycji literatury. Książka przeznaczona jest dla inżynierów-technicznych pracowników wydziałów, laboratoriów zakładowych i biur konstrukcyjnych różnych dziedzin przemysłu, zajmujących się produkcją odlewów ze stopów lekkich, oraz służyć może jako pomoc naukowa dla studentów wyższych szkół zawodowych. Z tych punktów widzenia pozycja ta cenna jest też dla pracowników przemysłu lotniczego. L. S.

Wykrywanie wad metali metodą magnetyczną, mgr inż. Stanisław Kocańda, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1957 r., stron 132.

Książka przeznaczona jest dla pracowników kontroli technicznej przemysłu metalowego; będzie ona z pożytkiem wykorzystana w przemyśle lotniczym, gdzie metoda ta jest rozpowszechniona. W treści, podzielonej na siedem rozdziałów, poruszono następujące tematy: metody badań nieniszczących i proskopowa metoda magnetyczna, wiadomości o polu magnetycznym w magnetyzmie, ogólne podstawy defektoskopii magnetycznej, wpływ warunków badania na wykrywalność wad, aparatura, przykłady wykrywania wad i zastosowania badania magnetycznego, odmagasowanie. Wykaz piśmiennictwa zawiera 41 pozycji o magnetycznych badaniach nieniszczących oraz 31 pozycji o innych metodach badań nieniszczących. W tekście zawarto 144 rysunki, fotografie i schematy. W książce podano

szereg przykładów zaczerpniętych właśnie z praktyki lotniczej, nazywanych np. korbwoody silników lotniczych (kilkakrotnie) lub rozpoznanych przy przeglądaniu książki, np. wał korbwoy, czop wału korbwoy i inne. S. M.

Struktura i swojstwa spławow, red. I. Je. Kantorowicz i W. A. Liwanow, Oborongiz, 1956 r., stron 196.

Książka ta jest jedną (nr 30) z cyklu prac Moskiewskiego Lotniczego Instytutu Technologicznego i omawia budowę wewnętrzną i własności stopów. Przedstawione są niektóre aktualne zagadnienia metaloznawstwa i technologii produkcji stopów aluminiowych, oraz obróbki cieplnej stali. W treści jedenastu prac omówione są między innymi: badania własności stopów grupy Al-Cu-Mg-Zn w wyższych temperaturach; wpływ cyrkonu, tytanu i wanadu na zjawisko ściskania w stopach aluminiowych; wpływ czynników technologicznych na budowę wewnętrzną i własności mechaniczne rur ze stopu AlMg; badania hartowności na wksroch stali konstrukcyjnych; łączny wpływ chromu i manganu na izotermiczną przemianę austenitu; wpływ prędkości nagrzewania prądem elektrycznym na przemianę perlitu w austenit. Książka może być wykorzystana przez technologów i metalurgów zakładów oraz pracowników instytutów naukowych. L. S.

Issledowanija w oblasti glubokoj wytiażki mietalłow, red. P. F. Czudariw, Oborongiz, 1956 r., stron 144.

Książka ta jest jedną (nr 29) z cyklu prac Moskiewskiego Lotniczego Instytutu Technologicznego i omawia badania w dziedzinie głębokiego tłoczenia i wyciągania metali, głównie blach. W skład tej książki wchodzi siedem następujących prac: M. N. Gorbunowa, O. W. Popowa i W. F. Katkowa — głębokie tłoczenie blach z zastosowaniem podgrzewania; N. A. Kluczariw, M. N. Gorbunowa — głębokie tłoczenie blach ze stali niskowęglowych i mosiądzu z podgrzewaniem kólnierza; I. N. Ganiulina — warunki stateczności kólnierza przy tłoczeniu z podgrzewaniem i skuteczność zmiennego doisku blachy; O. W. Popowa — wyznaczenie sił przy głębokości tłoczenia przedmiotów pustych; W. F. Katkowa — badania procesu głębokiego tłoczenia przedmiotów o kształtach złożonych; O. W. Popowa — metody obliczeń i wykreślenia obrysów półfabrykatów dla tłoczenia z podgrzewaniem przedmiotów skrzynekowych; M. N. Gorbunowa — wyznaczenie technologicznych czynników procesu zginania z rozciąganiem. Książka przeznaczona jest dla technologów zakładów produkcyjnych. L. S.

Specjalne metody kształtowania blach, mgr inż. Tadeusz Wiślicki, mgr inż. Jerzy Wichliński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1957 r., stron 304.

Omawiana książka przeznaczona jest wprawdzie dla wykwalifikowanych robotników, mistrzów i techników przemysłu lotniczego, ale będzie ona pomocna również dla studentów Wydziału Lotniczego Politechniki oraz pracowników inżynierskich lotnictwa. W książce omówiono materiały do obróbki plastycznej, kształtowanie ręczne, mechaniczne kształtowanie blach przy użyciu narzędzi uniwersalnych, wyoblanie, obróbkę plastyczną blach według metody kucia w foremkach ze stopów łatwotopliwych, obciążanie, kształtowanie blach gumą i według metod hydrotechnicznych. Książka zawiera 352 rysunki oraz 6 tablic (+ kilka nie numerowanych) z danymi technicznymi. Wykaz literatury zawiera 19 pozycji książkowych i 18 pozycji czasopism. Przy przeglądaniu książki nasunęły nam się następujące uwagi: przy podawaniu nazw metod lub obrabiarek wskazane byłoby podawanie kraju pochodzenia (tak podano np. na str. 252), ponieważ nie zawsze jest to łatwe do rozpoznania; samo podawanie nazw fabrycznych materiałów nie wystarczy, ważny jest skład; przy oznaczeniach krajowych lub radzieckich materiałów należy wskazać odpowiednie PN i GOST. Zastępuje na uznanie staranne opracowanie książki pod względem językowym, rzą jednak usterki: ilość obrotów (ale jest i wzdłuż: liczba obrotów), część w znaczeniu element, skrót: obr/min, zamiast obr/min i inne. Korekta (brak erraty) nie wyłapała wielu błędów, np. Mu zamiast Mn w tabeli na str. 142, tonny (str. 54 i inne) i tony (str. 121). S. M.

Wozduznajna kawaleria, L. Montross, tłum. z ang. na ros. W. N. Duboszin i O. S. Konstantinow, Izdatielstwo Inostrannoj Litieratury, 1956 r., stron 252.

W książce rozpatrzone są zagadnienia zastosowania śmigłowców w morskich operacjach desantowych. Szczegółowo opisane są działania śmigłowców w Korei w latach 1950—1953. Opisy w poszczególnych rozdziałach mają następujące tytuły: dwa pokolenia morskiej piechoty, opowiadanie o wiatrakowcach (autozyrach), zadania morskiej piechoty w operacjach desantowych, próby rozwiązania zagadnienia, teoria i sprawdzenie jej w praktyce, przygotowanie szkolne i praktyczne eskadry, eskadra w Korei, skrzydła miłosierdzia, eskadra na froncie, próby bojowe, rozejm w Korei. Na końcu książki załączono 39 fotografii przedstawiających różnorodne zastosowanie śmigłowców w działaniach bojowych, do celów transportowych i sanitarnych, oraz w działaniach morskich na lotniskowcach. L. S.

U progu przestrzeni międzyplanetarnej, Eric Burgess, tłum. z ang. mgr inż. Janusz Thor, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1957 r., stron 186.

Bardzo starannie wydana książka zapoznaje czytelnika z zagadnieniami naukowymi i technicznymi związanymi z budową rakiet, badaniami górnych obszarów atmosfery, aparaturą badawczą, przysłymi lotami międzyplanetarnymi oraz wykonaniem sztucznego satelity i jego wyniesieniem na orbitę. Problemy te zaczynają być coraz realniejsze, książka może więc, w sposób ścisły naukowo i atrakcyjnie popularny, zbliżyć czytelnika „Techniki Lotniczej“ do omawianego tematu. Treść dzieli się na osiem rozdziałów, w których poruszono następujące tematy: badanie progu przestrzeni międzyplanetarnej, stan wiedzy o atmosferze ziemskiej, rakiety jako narzędzia pomocnicze do badań górnych obszarów atmosfery, jonosfera, promieniowanie słoneczne i kosmiczne, sztuczny satelita. Książka zawiera 103 rysunki i fotografie, 11 tablic, wykaz źródeł zgromadzonych przy każdym niemal rozdziale (łącznie 156 pozycji), oraz zestawienie literatury polecanej w celu pogłębienia wiadomości (15 pozycji). Książkę poprzedza przedmowa do wydania polskiego, napisana przez prof. dr K. Zarankiewicza, prezesa Polskiego Towarzystwa Astronautycznego, które było zapewne motorem wydania tej pozytywnej książki. Przekład bardzo staranny — przy przeglądaniu dostrzegłszyśmy nieliczne tylko usterki: km/godz zamiast właściwej km/h, szybkość zamiast prędkość itp. Szata graficzna wyróżnia się korzystnie wśród wydawnictw technicznych (szkoda, że na fotografiach nie naniesiono podziałki centymetrowej). S. M.

Podstawowa nawigacja lotnicza, doc. mgr inż. Franciszek Janik i Czesław Malinowski, Wydawnictwa Komunikacyjne, 1957 r., stron 500.

Omawiana praca, pierwsza na tym poziomie w Polsce, jest przeznaczona dla nawigatorów lotniczych, pilotów zarówno komunikacyjnych, jak i sportowych, studentów wpolitechniki oraz pracowników kontroli ruchu lotniczego. Całość materiału zawartego w pracy podzielono na osiem rozdziałów, w których omówiono wiadomości podstawowe, przestrzeń nawigacyjną, mapy, elementy nawigacyjne, pozycję samolotu i określenie wiatru, nawigację praktyczną, meteorologię oraz suwaki nawigacyjne. Praca jest ilustrowana 375 rysunkami (w tym trzy jako wkładki). Zawiera 51 tablic i wykaz bibliografii obejmujący 17 pozycji. Cechą charakterystyczną omawianej pracy są bardzo liczne przykłady liczbowe, których rozwiązania zamieszczone w tekście pozwalają Czytelnikowi, przez przesłanie toku rozumowania i przeprowadzanych czynności rachunkowych, na przyswojenie materiału zawartego w książce. Podczas przeglądania książki zwrócić naszą uwagę następujące uchybienia: stosowanie określeń: szybkość i szybkościomierz, chociaż obecnie w poważniejszych wydawnictwach lotniczych ustalili się już — prędkość i prędkościomierz, Bernouilli zamiast właściwie Bernoulli, busolka, błędna wartość, prędkości rozchodzenia fal radiowych 300 000 km/h (str. 214) chociaż we wzorze poniżej poprawnie, na rys. 285 błąd w jednostce prędkości, nieprawidłowy skrót M (liczba Macha). S. M.

Proizvodstvo, prieobrazowanje i raspriedelenje elektriczeskoj energii na samolotach (elektrozasnabżenie samolotow), W. S. Kulebakin, W. T. Morozowski, I. M. Sindiejew, Oborongiz, 1956 r., stron 480.

Jest to jedna z pozycji serii „elektryfikacja samolotów“. Zawiera opisy zasad działania zasadniczych elementów wyposażenia służącego do wytwarzania, przetwarzania i rozprowadzania energii elektrycznej na samolotach, oraz podaje teorię pracy poszczególnych agregatów i podzespołów, jak i całych układów zasilania samolotów energią elektryczną. W dwudziestu jeden rozdziałach opisane są między innymi takie zagadnienia, jak chemiczne źródła prądu, prądnice, stabilizacja napięcia, równoległa praca prądnic, układy przekazywania i rozprowadzania energii elektrycznej, obliczanie sieci elektrycznej samolotu, zabezpieczanie sieci elektrycznych i eksploatacja układów przekazywania i rozprowadzania energii elektrycznej. Treść uzupełniona jest 437 rysunkami, schematami i wykresami. Książkę mogą wykorzystywać nie tylko elektrycy projektujący instalacje elektryczne, lecz i inżynierzy techniczni pracownicy przedsiębiorstw i jednostek lotniczych oraz załogi obsługujące i eksploatujące sprzęt lotniczy. L. S.

Radiotekhniceskije sriedstwa samolotowozdżenja, O. W. Bielawin, Oborongiz, 1956 r., stron 220.

Jest to publikacja z serii prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego, w której opisane są zasady pracy urządzeń radiotechnicznych służących do prowadzenia samolotu. W pracy tej rozpatrzone są głównie latarnie radiowe, odległościomierze radiowe i układy radionawigacyjne. Przy rozpatrywaniu radiopelengatorów opisane są jedynie geometryczne szczegóły ich wykonania bez rozpatrywania odmian technicznych, które szczegółowo opisane są w odpowiedniej literaturze. Z ciekawszych zagadnień opisane są geometryczne zasady budowy urządzeń radiotechnicznych, klasyfikacja urządzeń radionawigacyjnych, hiperboliczne układy radionawigacyjne, urządzenia radiowe do podchodzenia samolotów do lądowania bez widoczności zewnętrznej i układy bliskiej nawigacji i sterowania ruchem samolotów. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych szkół lotniczych. L. S.

Radioprijomnyje ustrojstwa, W. F. Barkan i W. K. Zdanow, Oborongiz, 1956 r., stron 496.

Jest to podręcznik szkolny dla przedmiotu „urządzenia radiowe odbiorcze i wzmacniacze niskiej częstotliwości“, używany w lotniczych szkołach technicznych. Opisane są w nim zagadnienia układów wysokiej częstotliwości współczesnych odbiorników radiowych, zasady działania wzmacniaczy wysokiej częstotliwości, odbioru regenerowanego, odbioru superheterodynowego, zakłócenia w odbiorze radiowym i sposoby zmniejszenia ich wpływu, odbiór częściowo modulowanych drgań, zasady działania odbiorników radiolokacyjnych, wzmacniacze napięcia niskiej częstotliwości, wzmacniacze mocy niskiej częstotliwości, urządzenia pomocnicze w odbiornikach radiowych, stosowanie półprzewodnikowych przyrządów w radioodbiornikach, układy radioodbiorników i zasady projektowania superheterodynowych odbiorników na fale długie, średnie i krótkie. Każdy z rozdziałów książki zawiera opis procesów fizycznych, zachodzących w elementach układu odbiornika, analizę matematyczną rozpatrywanych zjawisk i obliczenia elementów układu odbiornika radiowego. Szereg rozdziałów zaopatrzonych jest w zadania i przykłady. L. S.

Wożdenie odnomiestnawo samolota, N. A. Nosow, G. I. Ciupko, W. I. Pietiuk, Wojennoje Izdat. Ministerstwa Oborony Sojuza SSSR, 1956 r., stron 248.

W książce rozpatrzone są zasady teorii i praktyki pilotażu samolotu w zastosowaniu do lotów na samolocie jednoosobowym. Główną uwagę zwrócono na sposoby zastosowania technicznych środków pilotażu, stosowanie środków radiotechnicznych, sposoby formowania lotów grupowych, zasady nawigacyjnego przygotowania i wykonania lotu, specjalne zagadnienia pilotażu w różnych warunkach nawigacyjnych i przy wykonaniu różnych zadań bojowych. W książce podane są praktyczne wskazówki dla pilotów wykonujących loty bez nawigatora. Książka przeznaczona jest dla pilotów jednostek wojskowych. Może być też wykorzystana przez słuchaczy szkół lotniczych pilotów i załóg lotnictwa cywilnego. L. S.

Aerofotostjomka, A. I. Jewsiejew-Sidorow, J. Ł. Ziman, Izdatielstwo geodieczieskoj literatury, 1956 r., stron 259.

W książce przedstawiona jest szczegółowa metodyka prowadzenia samolotu przy wykonywaniu fotografii lotniczych terenu płaskiego, oraz opisana teoria określenia i utrzymania w locie elementów zdjęć lotniczych (wysokość fotografowania z powietrza podłużnego i poprzecznego nakrywania się zdjęć). Prócz tego w książce podane są opisy nawigacyjnego i fotograficznego wyposażenia samolotu. Opisy te podane są w objętości niezbędnej dla fotografa-nawigatora w celu prawidłowego praktycznego użytkowania tego wyposażenia w czasie lotów. Treść uzupełniona jest 170 rysunkami, fotografiami przyrządów i wyposażenia, wykresami,

tabelami obliczeniowymi, mapkami i przykładami logarytmicznych suwaków nawigacyjnych. Książka przeznaczona jest dla uczniów szkół specjalnych, może być wykorzystana w praktyce przez lotniczych nawigatorów fotografów. L. S.

Aerodinamiczeskije osobienności osobiennosti samolotow-istriebitelej, G. S. Wasiliew, N. M. Lysienko, E. B. Mikirtumow, Wojennoje Izdat. Ministerstwa Oborony Sojuza SSR, 1956 r., stron 264.

Książka ta opracowana została przez zespół wymienionych autorów pod redakcją dra techn. nauk W. F. Bołotnikowa. Przeznaczona jest dla załóg latających i inżynierów-technicznych pracowników jednostek lotniczych, może być też wykorzystana przez słuchaczy szkół lotniczych i aeroklubów. W książce rozpatrzone zostały specjalne zagadnienia aerodynamiki dużych prędkości, charakterystyki w locie i pilotażowe odrzutowych samolotów myśliwskich, oraz wpływ czynników eksploatacyjnych. Dużą uwagę zwrócono na specyficzne zagadnienia podłużnej i kierunkowej stateczności samolotu na prędkościach bliskich i równych prędkości dźwięku. Szczegółowo omówiono zagadnienia korkociągu współczesnych samolotów, wejście i wyjście z korkociągu oraz przyczyny nierównomiernego obrotu. Rozpatrzono też opływ na skrzydle ze skosem oraz aerodynamiczny układ samolotu ze skośnym skrzydłem. Podstawowe zagadnienia przedstawione w książce mogą być zastosowane do wszystkich nowoczesnych samolotów ze skośnym skrzydłem, dlatego książka przydatna jest dla załóg i pracowników wszelkich rodzajów lotnictwa. Treść książki uzupełniona jest licznymi wykresami i poglądowymi rysunkami. L. S.

Aerodynamika, N. S. Arżanikow, W. N. Malciew, Oborongiz, 1956 r., stron 484.

Jest to drugie wydanie podręcznika aerodynamiki teoretycznej. Książka napisana jest zgodnie z programem zatwierdzonym przez Ministerstwo Szkolnictwa Wyższego ZSSR dla instytutów lotniczych. W części pierwszej podane są podstawowe pojęcia i twierdzenia aerodynamiki cieczy nieściśliwych. Druga część zawiera opis zagadnień aerodynamiki dużych prędkości (gazodynamiki). W pierwszej części opisane są między innymi podstawowe pojęcia hydroaerodynamiki, kinematyka cieczy, zasady hydrodynamiki cieczy idealnej, teoria wirów, teoria skrzydła w strumieniu płaskim równoległym, teoria oporu wirowego, teoria ruchu cieczy lepkiej, warstwa przyścienna i teoria skrzydła o rozpiętości skończonej. W drugiej części podane są zasady dynamiki gazów, teoria prostego skoku gęstości, płaskie naddźwiękowe przepływy gazu i zasady teorii profilu i skrzydła w poddźwiękowym i naddźwiękowym strumieniu gazu. Książka przeznaczona jest dla studentów wyższych instytutów lotniczych, może być też wykorzystana przez inżynierów-technicznych pracowników zakładów produkcyjnych i biur konstrukcyjnych. L. S.

Rukowodstwo k prakticeskim zaniatiam w aerodinamiczeskoj laboratorii, A. K. Martynow i D. S. Gorszenin, Oborongiz, 1956 r., stron 138.

W książce podane są krótkie zasady wykonywania pomiarów i doświadczeń szkolnych w tunelach aerodynamicznych. Opisane są następujące doświadczenia: cechowanie przyrządów pomiarowych stosowanych w tunelu, wyznaczenie charakterystyki przestrzeni pomiarowej tunelu, wyznaczenie oporu kuli, wyznaczenie biegunowej skrzydła, siły nośnej, oporów i momentów, badanie stateczności modeli samolotów, badania modeli usterzeń i ich momentów zawiasowych, badania prędkości w warstwie przyściennej, wyznaczenie liczby Ma w przepływie naddźwiękowym, wyznaczenie oporu profilowego skrzydła, badania pracy śmigła na miejscu i wyznaczenie charakterystyki śmigła. W uzupełnieniu podana jest metoda tarowania wag tunelowych o trzech składowych oraz wzory kart zapisów pomiarów. Każda praca laboratoryjna przewidziana jest na czas dwu godzin wykładowych. L. S.

Skleiwanie mietalow, G. Epsztiejn, Oborongiz, 1956 r., stron 212.

Jest to autoryzowany przekład B. I. Pauszina z języka angielskiego, z wydania oryginalnego amerykańskiego z roku 1954. W książce rozpatrzone są własności klejów syntetycznych, opisane są zasady stosowania ich przy wykonywaniu metalowych konstrukcji samolotów i latających pocisków. W kolejnych rozdziałach omówiono zasadnicze materiały wiążące klejów dla metali, opisy ważniejszych typów klejów, kleje specjalne odporne na podwyższone temperatury, konstrukcje klejowych połączeń i ich badanie, technologię sklejanania i stosowanie klejów w warstwach konstrukcyjnych metalowych z lekkim wypełniaczem. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów i technologów budowy samolotów i innych konstrukcji, oraz dla chemików pracujących w dziedzinie wytwarzania klejów i stosowania ich. L. S.

Lentocznyj wozdusnyj tormoz dla tormozenja samolota na maniewrie, T. A. Grumondz, Oborongiz, 1956 r., stron 48.

Jest to zeszyt z serii prac Moskiewskiego Instytutu Lotniczego (praca nr 62), zawierający opis badań doświadczalnych nad zastosowaniem hamulca powietrznego typu taśmowego, różniącego się tak pod względem konstrukcji, jak i pod względem zasady wywołania siły hamującej od obecnie stosowanych hamulców aerodynamicznych. W czasie badań wyjaśniono wpływ pracy hamulca na aerodynamiczne charakterystyki skrzydła i wyznaczone czynniki wpływające na pracę hamulca i wielkość współczynnika oporu. Zeszyt zawiera również opis przeprowadzonych badań, zasady obliczeń aerodynamicznych taśmowego hamulca i badania wytrzymałości taśmy. L. S.

Realities of space travel, praca zbiorowa pod redakcją L. J. Cartera, Putnam, London 1957 r., stron 431.

Książka stanowi zbiór 26 artykułów, jakie zostały zgłoszone do Brytyjskiego Towarzystwa Międzyplanetarnej (B.I.S.). Poruszony jest całokształt zagadnień opuszczenia ziemi i jej atmosfery, zwalczania grawitacji, sztucznych satelitów, rakiet chemicznych i atomowych. Przedstawiono historię rozwoju rakiet i lotów międzyplanetarnych, niebezpieczeństwa, jakie muszą być przezwyciężone — meteoryty, promienie kosmiczne, ograniczone możliwości organizmu ludzkiego. Scharakteryzowano również najbliższe cele, to jest Księżyc i Mars, określając warunki na nich. Szesnastu autorów, będących ekspertami w swych dziedzinach gwarantuje wysoki poziom poszczególnych prac. Książka jest przeznaczona dla tych wszystkich, których interesują zagadnienia kosmonautyki, swobodnie jej czytanie wymaga jednak dostatecznego przygotowania naukowego. R. L.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA“

ROCZNIK VII

WARSZAWA, LISTOPAD – GRUDZIEŃ 1957

Z E S Z Y T 6

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

Sprzęt bezpieczeństwa. Wypadki.

143* 629.136.1 ILot
Gluškov J.: Nový sportovní cvičný padák. **Nowy ćwiczebny spadochron sportowy.** Křídla Vlasti, 1956, nr 22, A4, s. 698–699, rys. 2.

Tłumaczenie artykułu z radzieckiego czasopisma „Krylja Rodiny“ nr 8 z 1956 r. Opis spadochronu ćwiczebnego, który był demonstrowany w roku 1955 na święcie lotniczym w Tuszino podczas skoku zespołu 15-osobowego z dużej wysokości. Spadochron-pilociok wyciąga zaraz po opuszczeniu samolotu spadochron stabilizacyjny (3,3 m²), który powoduje opadanie skoczka z prędkością 25–30 m/s do wysokości około 750 m (przy skokach ćwiczebnych z użyciem urządzenia półautomatycznego KAP-3), gdzie następuje otwarcie spadochronu właściwego przy równoczesnym oddzieleniu się spadochronu stabilizacyjnego. Szczegółowy opis budowy i działania tego spadochronu. W dopisku tłumacza podano, że skoki wykonane przez czeskich skoczków w Pradze z wysokości 1100 m trwały 23–25 sekund, z 2000 m — około 56 sekund. S. Madeyski

144* 613.963:347.813:656.7.05 ILot
Knap J.: O prapříčinách leteckých nehod a katastrof. **O powodach lotniczych wypadków i katastrof.** Křídla Vlasti, 1957, nr 1, 2, 3, 4, A4, s. 22–23, 52–53, 86–88, 114–115, rys. 3.

Szczegółowe omówienie przebiegu czterech wypadków pilotów szybowcowych, wyciągnięcie z nich wniosków, które odpowiednio omówione przy szkoleniu pilotów szybowcowych powinny przyczynić się do podniesienia poziomu wyszkolenia. Jako główne przyczyny można wymienić: zbyt dużą pobłażliwość w stosunku do trenujących pilotów zaniedbujących się w wykonywaniu zadań; zbyt schematyczne podchodzenie do uczniów, bez wnikania w osobiste umiejętności i zdolności; mieszanie się organizacyj lub poszczególnych zwierzchników do decyzji o przeznaczeniu pilotów do dalszych prac; przyznawanie oceny na braku pilotów, zwłaszcza instruktorów przy obsadzaniu stanowisk. S. Madeyski

145* 613.963:347.813:656.7.05 ILot
Czapek A.: Příčiny nejasnoj komandy dispietčera. **Powody nieprawidłowych poleceń dyspozytorów.** Gražd. Awiacija, 1956, nr 9, A4, s. 30–31, rys. 2.

Rozważania z punktu widzenia lekarskiego przyczyn niewłaściwej pracy dyspozytorów ruchu na lotniskach komunikacyjnych. Wskazano przykłady według zapisów magnetofonowych. Omówiono fizjologiczne warunki (np. chroniczne schorzenia gardła i nosa), higieniczne (temperatura w pomieszczeniu, zadymienie od papierosów pomieszczenia, używanie alkoholu itp.), znajomość pracy dyspozytorskiej i inne. Wskazano wymagania mające na celu zapewnienie właściwej pracy (odpowiedni wypoczynek — zwłaszcza przed nocnym dyżurem, wygodne i blisko miejsca pracy położone mieszkania itp.). S. Madeyski

Kabiny ciśnieniowe

146* 629.13.012.59:628.8 ILot
Dalín W. N.: Issledowanije sistiem panelnowo obogriewa giermietičeskich kabin passażirskich samolotow. **Badanie układu powierzchniowego ogrzewania kabin ciśnieniowych samolotów pasażerskich.** Trudy Mosk. Ord. Lenina Awiac. Inst., zesz. 80, 1957, Oborongiz, str. 38, rys. 10, poz. bibl. 10.

Zagadnienia związane z projektowaniem układu powierzchniowego ogrzewania kabin ciśnieniowych samolotów pasażerskich. Metoda obliczania parametrów układu, wzory do określenia współczynników oddawania ciepła ściankom nagrzewnicy przez gorące powietrze, fizyczna strona wymiany ciepła. St. Rudka

147* 629.135.15:629.13.012.59 ILot

Siretta R.: L'habitabilité du planeur stratosphérique. **Zagadnienia kabiny szybowca stratosferycznego.** Aviasport, 1957, nr 33, 34, 12,5×19 cm, s. 75–81, s. 57–60, poz. bibl. 3.

Szczegółowe rozważania dotyczące wyposażenia ciśnieniowej kabiny szybowca stratosferycznego, koniecznego dla zabezpieczenia 2-osobowej załogi odpowiednich warunków lotu z punktu widzenia fizjologicznego. Zasadnicze problemy wymagające rozwiązania to:

1. utrzymanie ciśnienia na poziomie nie niższym niż 470 milibarów (odpowiadającym wysokości 6000 m) przy 40% zawartości tlenu,
2. pochłanianie dwutlenku węgla i pary wodnej, wymagające wymuszonego przepływu powietrza wydechowanego przez zastój absorpcyjny,
3. klimatyzacja kabiny i zabezpieczenie jak najlepszej izolacji cieplnej.

J. Sandauer

Samoloty

148* 620.17:629.135.2 ILot
Ebner H.: Stand der Festigkeitsforschung im Flugzeugbau und auf anderen Gebieten des Leichtbaues. **Stan badań wytrzymałościowych w budowie samolotów oraz w innych lekkich konstrukcjach.** Zeitschrift für Flugwissenschaften, 1956, nr 3/4, A4, s. 108–121, rys. 17, poz. bibl. 42.

Przegląd obecnego stanu badań wytrzymałościowych w budowie samolotów z uwzględnieniem niektórych pokrewnych zagadnień w budowie samochodów i zbiorników cienkościennych. Jako najbardziej aktualne zostały omówione następujące dziedziny badań wytrzymałościowych:

1. rozkład naprężeń w usztywnionych konstrukcjach blaszanych bez wykrojów i z wykrojami,
2. wytrzymałość konstrukcji lotniczych na zmęczenie,
3. obciążenie od nierównomiernego rozkładu temperatur,

4. stateczność cienkościennych profilów z udziałem współpracującej szerokości blaszanego pokrycia oraz stateczność skorup. J. Sandauer

149* 629.135.15 ILot
Ilic M.: „Ilindenka“ ein jugoslawisches Segelflugzeug. **Jugosłowiański szybowiec „Ilindenka“.** Flieger, 1956, nr 9, A4, s. 222–224, rys. 4.

Szczegółowy opis jugosłowiańskiego szybowca „Ilindenka“, który miał zastąpić używane w Jugosławii szybowce „DFS-Meise“ — niemiecki oraz „Triglaw“ — jugosłowiański. „Ilindenka“ jest to wolnołotny górnopłat, drewniany; elementy metalowe z duralu lub stali chromo-molibdenowej; bardzo prostej budowy, dopuszczony do wykonywania lotów figurowych. Pilot J. Obocki na mistrzostwach szybowcowych w Macedonii w 1955 r. zdobył na tym szybowcu bezapelacyjne pierwsze miejsce (startowało 8 szybowców „Weihe“). „Ilindenka“ przewyższa własnościami lotnymi szybowiec „Weihe“. S. Madeyski

150* 629.13.012.1:623.74 ILot
Kubow R. M., Wolfe J. E.: Canopy design for combat aircraft. **Konstrukcja wieżyczek samolotów wojskowych.** Aero Dig., 1956, t. 72, nr 1, A4, s. 58, 60, 62, 64, rys. 6.

Wymagania stawiane niezawodnemu funkcjonowaniu wieżyczek w temperaturach od -50°C do +70°C. Wskutek różnych współczynników rozszerzalności plexiglasu od części metalowych powstają pewne trudności. Na podstawie przeprowadzonych prób i wniosków zaleca się, aby konstrukcja szkieletu była symetryczna; pokrycie (oszklenie) winno być przekładkowe, zamocowanie jego krawędzi winno być takie, aby dopuszczało w pewnym stopniu wzajemne przesunięcia plexiglasu i wieżyczki. Podano przykłady zamocowania i rodzaje uszczelnień stosowanych w konstrukcji wieżyczek. J. Luboiński

Instalacje

151* 629.13.066:621.315.6 ILot
Szabota A.: Elektrowodka samolota Jak-18. **Instalacja elektryczna samolotu Jak-18.** Krylja Rodiny, 1956, nr 12, A4, s. 14–15, rys. 4.

Charakterystyka instalacji elektrycznej samolotu Jak-18: jest ona mieszana — część jako dwuprzewodowa, część jako jedнопrzewodowa. Zastosowane przewody LPRGS, o przekrojach 0,75 mm² — 2,5 mm², opór izolacji przy dobrej pogodzie — 2 000 000 omów, w wilgotnej — 500 000 omów. Próby oporności izolacji wykonuje się megometrem przy napięciu 250 V, woltomierzem lub specjalnym urządzeniem (np. tester TT-1). Naprawa i wymiana przewodów instalacji elektrycznej samolotu Jak-18 (przy trzeciej lub czwartej naprawie lub po 1800 godzinach — całkowita wymiana wszystkich przewodów elektrycznych). Ekranowanie przewodów, przegląd i naprawa uszkodzonych opłotów wzoru PE. Złącza i bezpieczniki. Metalizacja samolotu. S. Madeyski

152* 629.13.06:628.84 ILot
Fischer.: Klimaanlagen in Flugzeugen. **Urządzenia klimatyzacyjne w samolotach.** Luftfahrttechnik, 1957, t. 3, nr 2, A4, s. 28–29, tabl. 1, rys. 3.

Skróć odczytu dr E. Stilla. Zasilanie świeżym powietrzem w kabine ciśnieniowej może odbywać się w dwojaki sposób: 0,45 kg świeżego powietrza na minutę i pasażera, gdy będzie ono ponownie przetłoczone przez cabinę lub 0,7–0,9 kg świeżego powietrza stale dostarczanego na minutę i pasażera. Wykorzystanie ciśnienia sprężarki silnika turbodrzutowego daje oszczędność ciężaru. Zagadnienie chłodzenia dostarczanego powietrza do kabiny, regulacji temperatury i ciśnienia. Wymagania stawiane urządzeniom klimatyzacyjnym dla samolotów wojskowych i komunikacyjnych. S. Madeyski

153* 629.13.061 ILot

Baszta T.: Powyszenie niezawodności przewodów hydraulicznych w układach hydraulicznych. **Poprawienie niezawodności sztywnych przewodów rurowych w układach hydraulicznych.** Gražd. Awiacija, 1956, nr 9, A4, s. 16–18, tabl. 2, rys. 12.

Zależność niezawodności pracy układów hydraulicznych od niezawodności przewodów. Właściwości pracy układów hydraulicznych w samolotach i wpływ na niezawodność pracy: drgania i odkształcenia spowodowane przez drgania i odkształcenia elementów samolotu oraz przez uderzenia hydrauliczne i wahania ciśnienia cieczy przepływającej przez przewody. Przykładowo wskazano m. in. dla układu o ciśnieniu roboczym 80 kg/cm² wskutek szybkiego otwarcia zaworu w przewodzie zamkniętym ciśnienie wahało się z amplitudą ±80 kg/cm² 50–60 razy na sekundę. Żywość przewodów zależy od staranności wykonania przebiegów rur (bez splaszceń i zniekształceń), od zapobiegania drganiom własnym itp. Warunki wymagane przy mocowaniu przewodów do konstrukcji samolotu (przekładki tłumiące, odległości punktów mocowania itp.). Urządzenia do wyginania rur. S. Madeyski

Silniki

154* 621.431.75:621.454 ILot
Turbine engines in retrospect and prospect. **Przeszłość i przyszłość silników turbinowych.** Aeroplane, 1956, t. 91, nr 2361, A4, s. 818–819, rys. 4.

Omówienie części odczytu F. M. Owana z firmy de Havilland Engine Co. o rozwoju silników lotniczych. Historyczny rys rozwoju od Herona z Aleksandrii w 150 r. przed naszą erą, poprzez Barbera z 1791 r., Parsonsa z 1884, Holzwartha z 1910 r., Griffitha z 1926 r. — do Jendrassika i Whittle'a w okresie obecnym. Klasyfikacja układów napędowych stosowanych do samolotów. Omówienie kombin-

wanych układów napędowych np. silnika raketowego wbudowanego w silnik strumieniowy, zastosowania turbiny do silnika raketowego. Porównanie różnych układów napędowych w zależności od liczby Macha (do $Ma = 4$). S. Madeyski

155* 621.45:621—758.36 ILOT
Coombs L. F. E.: Keeping heat in its place. Some basic problems of insulation. **Utrzymanie ciepła na jego miejscu. Kilka podstawowych problemów izolowania cieplnego.** Flight, 1956, t. 70, nr 2501, A4, s. 985—986, rys. 2.

Turbina spalinowa znacznie więcej oddaje ciepła na zewnątrz (powierzchnia: 100 do 200 sq ft = 9 do 18m²) aniżeli silnik tłokowy. Trzy sposoby zabezpieczania konstrukcji samolotu przed uszkodzeniem spowodowanym przez ciepłe oddziaływanie silnika turbodoładowanego: osłona powietrzem przepływającym, izolacja odpowiednimi materiałami, wykonanie zagrożonych elementów ze stali nierdzewnej lub Nimonicu, które utrzymują swoje właściwości wytrzymałościowe przy podniesionej temperaturze. Ciepło wywołane tarcieniem cząstek powietrza przy prędkościach powyżej $Ma = 0.8$. Zagadnienie materiałów. Duralumin po godzinie przy 200°C wykazuje spadek wytrzymałości 28%, po 1000 godz. — może on mieć tylko 30% wartości posiadanej w stanie zimnym. Omówienie rozwiązań osłon zaprojektowanych przez firmę Delaney Gallay. S. Madeyski

156* 621.43.03:621.438 ILOT
Smyth M. I.: Fuel systems for gas turbine engines. **Systemy paliwowe dla turbin spalinowych.** J. Inst. Automot. Aeronaut. Engrs. 1955, t. 15, nr 12, A4, s. 180—184, rys. 9.

Rozpatrzenie zalet i wad różnych systemów paliwowych dla turbin spalinowych w zastosowaniu do silników odrzutowych, turbośmigłowych i przemysłowych. W. Narkiewicz

157* 621.438:621.43.038.7:662.75 ILOT
Cranston R. W., Beynon L. R.: The specification and testing of fine particle filters. **Warunki techniczne i próby filtrów na drobne cząstki.** Aircr. Engng. 1956, t. 28, nr 331, A4, s. 318—321, tabl. 5, rys. 6.

Uzasadnienie nowych warunków technicznych dla filtrów paliwa turbin spalinowych, które określają przepuszczalność filtrów przy różnych rodzajach zanieczyszczeń. W. Narkiewicz

158* 621.431.75(085) ILOT
The Alvis Two-row radial. **Silnik Alvis podwójna gwiazda.** Aeroplane, 1956, t. 91, nr 2357, A4, s. 654—659, rys. 5.

Opis konstrukcyjny silnika z bardzo szczegółowym rysunkiem zestawieniowym. Jest to nowoczesny silnik gwiazdowy 14 cyl. o mocy 875 KM, nadający się również do użytku w śmigłowcach. W. Narkiewicz

159* 629.13.035:539.17 ILOT
Niestierienko G.: Na puti k atomnomu awiawigatielu. **Na drodze do lotniczego silnika jądrowego.** Krylja Rodiny, 1956, nr 12, A4, s. 10—12.

Wystąpienie akademika J. W. Kurczatowa na XX Zjeździe Partii Komunistycznej Związku Radzieckiego ujawniło duże osiągnięcia w opracowywaniu jądrowych silników w ZSRR. Początkowe zastosowanie do budowanego lodolamacza. Możliwości wykorzystania do lotnictwa silników jądrowych i szczególne korzyści z ich stosowania. Paliwo jądrowe zawiera 2,5 miliona razy więcej energii w 1 kg w porównaniu do stosowanych paliw chemicznych. Nowoczesne dalekosieżne bombowce biorą 50 do 100 T paliwa chemicznego, przy zastosowaniu zaś jądrowego będą mogły bez lądowania i dopełnienia uzyskać zasięg powyżej 100 000 km. Konieczność stworzenia reaktorów małych wymiarów przy podwyższonych temperaturach roboczych. Zagadnienie ochrony przed promieniami gamma. Zagadnienia materiałowe. S. Madeyski

Produkcja lotnicza

160* 629.13.002:621.794.4:621.914 ILOT
Forrester A. L.: Chemical milling and contour machining in aircraft production. **Stosowanie chemicznego wytrawiania i frezowania zarzysów w przemyśle lotniczym.** Sheet Metal Ind., 1957, t. 34, nr 361, B5, s. 336—340, 352, tabl. 1, rys. 7.

Metoda chemicznego wytrawiania stopów aluminium, kolejność poszczególnych operacji; jedną z największych trudności jest zabezpieczenie powierzchni, która ma pozostać nie trawiona oraz łatwe usuwanie tego zabezpieczenia po trawieniu. Frezowanie zarzysu części z tytanu, którego czas obróbki jest 15 razy dłuższy w porównaniu do stopów aluminium. Stosowane obecnie obrabiarki z wodzikiem sterowanym hydraulicznie, zaś w przyszłości przy pomocy sterowania elektronowego taśmą dziurkowaną. Oprzyrządowanie i materiał stosowany do jego wyrobu. J. Luboiński

161* 668.3:629.13.002.5 ILOT
Evans N.: Autoclave bonding. **Klejenie w autoklawach.** Aircr. Prod., 1957, t. 19, nr 6, s. 240—249, rys. 20.

Konferencja dla wymiany doświadczeń z zakresu klejenia metali — ze szczególnym uwzględnieniem klejenia w autoklawach. Omawiane były doświadczenia w klejeniu metali, metody podgrzewania konstrukcji, oprzyrządowania oraz zalety tych metod. Firma Bristol rozpoczęła w roku 1947 klejenie metali stosując klej „Redux”. Podano parametry klejenia, tj. ciśnienie, temperatury i czas klejenia; przyrządy są wykonywane z cienkiej blachy ze stopów aluminium, dostosowanej do kształtu klejonej części. Omówiono zalety i wady klejenia metali w autoklawach i pod prasami. J. Luboiński

162* 629.13.002.1:623.746.3 ILOT
Konstruktion und Fertigung eines neuzeitlichen Jagdflugzeuges. **Konstrukcja i wykonanie współczesnego samolotu myśliwskiego.** Luftfahrttechnik. 1957, t. 3, nr 3, A4, s. 48—50, rys. 8.

F-ma Chance Vought wyprodukowała nowy myśliwiec F8U-1 „Cru-sader”. Cykl produkcyjny od pierwszego lotu do dostarczenia serial dla marynarki USA wyniósł 18 miesięcy. Między różnymi materiałami użyto 300 kg tytanu, do którego stosowano zgrzewanie punktowe. Zastosowano 275 odlewów z różnych materiałów: stali, stopów aluminium i stopów magnezu. Odlewy stalowe ulepszone były cieplnie do 120 kg/mm², 50 części wykonano ze stali Rr = 200 kg/mm². Odlewy z lekkich stopów posiadały ścianki 2-3 mm grubości. W czasie kiedy wykonywano próby w locie na pierwowzorach wytwórnia przygotowywała produkcję seryjną. J. Luboiński

163* 668.3:629.13.002 ILOT
Schliekelmann R. J.: Metallklebverbindungen im Flugzeugbau. **Klejenie metali w konstrukcji lotniczej.** Luftfahrttechnik 1957, t. 3, nr 3, A4, s. 57—63, rys. 23.

Klejenie metali w nowoczesnej konstrukcji lotniczej odgrywa ważną rolę. Po drugiej wojnie światowej wykonano setki samolotów metodą klejenia, co otwiera drogę dla nowych rozwiązań konstrukcyjnych. Autor omawia szereg przykładów stosowania łączenia klejeniem przez f-mę Fokker przy produkcji „F27 Friendship”, wskazuje na ekonomiczność i słusność tej metody. Do klejenia używano kleju p. n. „Redux” K6 dostarczanego przez f-mę angielską. Podano wyniki przeprowadzonych prób wytrzymałościowych i technologicznych. Omówiono kolejności zabiegów, przykłady oprzyrządowania i kontrolę klejenia. J. Luboiński

164* 621.884:629.13.002 ILOT
Krekel P.: Nietverfahren und Nietgeräte. **Nitowanie i przyrządy do nitowania.** Flugwelt, 1956, nr 2, A4, s. 81—85, rys. 15.

Przegląd rodzajów nitowania blach pokrywowych w budowie samolotów ze szczególnym uwzględnieniem ich pracochłonności w zależności od stosowanych przyrządów. Autor wykazuje korzyści wynikające z zastępowania ręcznych nitowników automatami i pół-automatami. W konstrukcji samolotu powinien być położony nacisk na łatwą dostępność nitowania, co pozwala na stosowanie zautomatyzowanych urządzeń nitowniczych. J. Sandauer

Komunikacja lotnicza

165* 388.9:656.7 ILOT
Podkaminier S.: Siebiestoičnost' vozduchnych pieriewozok i puti jejo sniženja. **Koszty własne przewozów powietrznych i sposoby ich obniżenia.** Gražd. Awiacja, 1956, nr 7, A4, s. 35—36.

Wskazania XX Zjazdu KPZR stawiają wymagania obniżenia kosztów własnych. W lotnictwie cywilnym ZSRR w okresie 20 lat koszty własne obniżono 4-krotnie. Wprowadzenie nowych szybkich, wielomiejscowych samolotów da w porównaniu do stosowanych II 12 i II 14 5—6-krotne zwiększenie wydajności lotów. Koszty własne: w 70% na wydatki bezpośrednie (paliwo, smary, amortyzacja, załoga), a w 30% na utrzymanie lotnisk i urządzeń naziemnych (personel, amortyzacja, naprawy). Rozpatrzono możliwości walki w poszczególnych grupach wydatków o obniżenie kosztów własnych. S. Madeyski

166* 629.138.5:629.13.035 ILOT
Black H. C.: Einige Probleme der Musterprüfung von Strahlverkehrsflugzeugen. **Niektóre problemy homologacji odrzutowych samolotów komunikacyjnych.** Interavia, 1957, nr 3, A4, s. 186—188, rys. 2.

Homologacja samolotów komunikacyjnych o napędzie odrzutowym przedstawia szereg zagadnień nie spotykanych w samolotach o napędzie śmigłowym, a wynikających zarówno ze specyfiki samego silnika odrzutowego, jak i ze zwiększonej prędkości i wysokości lotu. Z powodu braku odpowiedniego doświadczenia użytkownika samolotów komunikacyjnych o napędzie odrzutowym, homologowanie ich łączy się z opracowywaniem nowych kryteriów odnośnie wymagań konstrukcyjnych i lotnych. J. Sandauer

167* 388.9:629.135—7 ILOT
Smirnow N.: Opriedielenie minimalnych srokow riemonta samolotow. **Określenie najkrótszych czasów trwania napraw samolotów.** Gražd. Awiacja, 1956, nr 7, A4, s. 31—32, tabl. 4, rys. 3.

W czasie jednego roku każdy samolot przebywa średnio około 35 dni w remoncie i około 90 dni przy technicznej obsłudze, co wynosi około 35% okresu lotnego. Należy dążyć do skrócenia tego okresu. Samoloty wzorów Li-2, II-12 i II-14 podzielono na 10 elementów, dla których podano pracochłonność, liczbę pracowników i inne dane statystyczne określające potrzebne parametry. Podano wzory i wykresy służące do określania potrzebnych wartości. S. Madeyski

168* 629.135—7 ILOT
Kryłow K., Karmanowa L., Bierenson S.: Zidkosti dla mojki samolotow. **Ciecze do mycia samolotów.** Gražd. Awiacja, 1956, nr 7, A4, s. 22, rys. 2.

Wymagania stawiane cieczom stosowanym do mycia samolotów. Szczegółowe omówienie znamionnych cech wytwarzanych ostatnio w Związku Radzieckim produktów: wzór DS oraz wzór OP-10. Wskazano sposób przygotowania wodnych roztworów tych produktów i użytkowania ich do mycia samolotów. S. Madeyski

Radiokomunikacja

169* 621.396.933 ILOT
Mamuszkin S.: Radiolokacjonnoje opriedielenie skorosti i napravlenja wietra. **Określenie prędkości i kierunku wiatru za pomocą urządzeń radiolokacyjnych.** Gražd. Awiacja, 1956, nr 9, A4, s. 8, rys. 2.

Omówienie zasady określenia prędkości oraz kierunku wiatru przy użyciu urządzeń radiolokacyjnych, stanowiących wyposażenie biura dyspozytora ruchu i przeznaczonych do śledzenia posuwania się samolotu. Przykłady wraz z rozwiązaniami. Korzyść z wykonania odpowiedniego suwaka, ułatwiającego przeprowadzania namiarów. S. Madeyski

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, al. Niepodległości 183). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 20 gr. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

