

TECHNIKA LOTNICZA

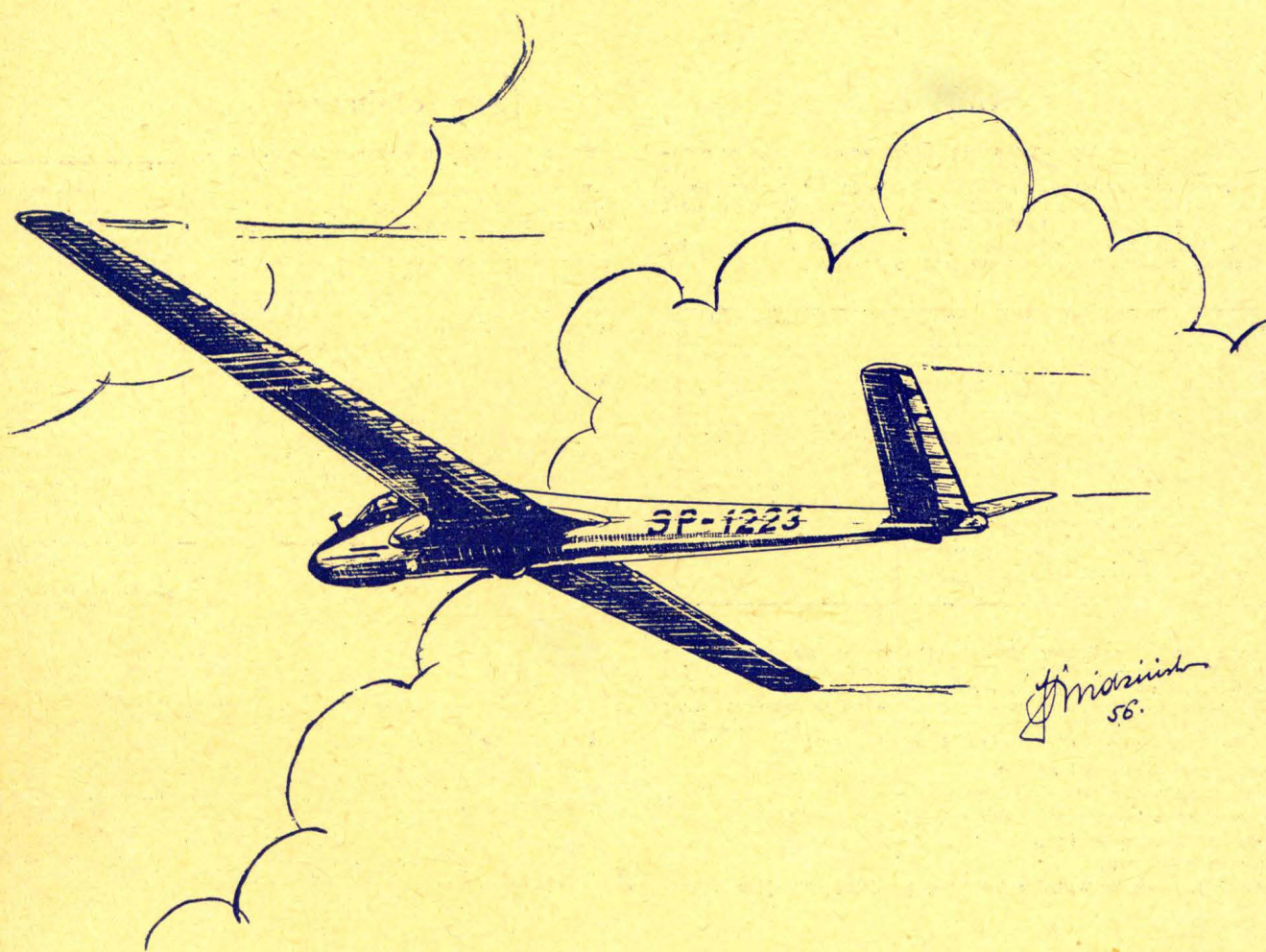
MARZEC – KWIECIEŃ

2

1956 R.

ROK XI

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



TREŚĆ ZESZYTU

	Str.		str.
Ojciec lotnictwa rosyjskiego Mikołaj Żukowski	33	Notatnik użytkownika	59
W. Nowakowski: Kilka uwag o własnościach usterzenia motylkowego	34	Na półkach księgarskich	60
J. Sandauer: Zagadnienia zmęczeniowe w konstrukcji samolotów komunikacyjnych	37	Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	63
A. Wachal: Paliwa w technice odrzutowej (cz. I)	43	Pomoce Konstruktorskie — H. Zatyka: „Kleje stosowane w konstrukcjach lotniczych” oraz „Materiały tekstylne w konstrukcjach lotniczych” (cz. III)	okł
Produkcja — T. Wiślicki: Klejenie niemetali (cz. I)	51		

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

„Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej“

Ankieta w sprawie „Pomocy Konstruktorskich“

Poniżej podajemy wykaz działowy „Pomocy Konstruktorskich“, które ukazały się na okładkach „Techniki Lotniczej“ w latach 1951—1955:

I. Aerodynamika		3/52 — Charakterystyki silników odrzutowych	1/55 — Drewno	5/55 — Sklejka, drewno ulepszone
1/51 — Wybrane profile			2/55 — Gumy	
2/51 — Wybrane profile			3/55 i 4/55 — Tworzywa sztuczne	6/55 — Lakiery, emalie
4/51 — Charakterystyki śmigieł		IV. Konstrukcja		1/56 — Materiały tekstylne
5/52 i 6/52 — Zmiany osiągnięć samolotu		4/52 — Koła i ogumienie	Podajemy również tytuły „Pomocy Konstruktorskich“, które ukazały się w najbliższych zeszytach „Techniki Lotniczej“ w r. 1956:	
2/53 — Obliczanie liczb Re i Ma		6/52 i 1/53 — Rozmieszczenie załogi	Kleje, skóry, azbest.	
		1/53 — Wymiary kabin	Pokrycia galwaniczne i chemiczne.	
		3/53 — Nity i nitowanie	Paliwa, oleje i ciecz chłodzące.	
		5/53 — Wykonanie nitowań	Na podstawie podanego materiału prosimy o odpowiedzi na następujące pytania:	
		5/53 i 6/53 — Blachy w konstrukcjach lotniczych	1) Jakie nowe działy należy opracować w „Pomocach Konstruktorskich“?	
II. Wytrzymałość			2) Jakie tematy należy opracować z działów już istniejących lub nowych ze względu na:	
3/51 — Wykresy wybożenia rur		V. Materiały	a — potrzeby biur konstrukcyjnych	
4/53 — Wytrzymałość nitowań		1/54 i 2/54 — Stale	b — potrzeby biur zakładów produkcyjnych	
		3/54 — Stopy aluminiowe	c — potrzeby studiujących w Wydziale Lotniczym Politechniki?	
III. Silniki		4/54 — Brazy, mosiądże, stopy żelazkowe	Odpowiedzi prosimy przysyłać do Redakcji „Techniki Lotniczej“, Warszawa 10, Nowowiejska 24, lub przekazać bezpośrednio członkom Redakcji T. L.	
1/52 — Charakterystyki silników do 250 KM		5/54 — Stale specjalne		
2/52 — Charakterystyki silników do 2500 KM		6/54 — Stopy magnezowe. Lutowia		

Kleje stosowane w konstrukcjach lotniczych

Klejem ogólnie nazywamy substancję, która zastosowana w cienkiej warstwie ma zdolności wiązania powierzchni dwóch ciał stałych. Powiązanie to następuje wskutek działania sił adhezyjnych pomiędzy płynnym klejem a powierzchnią wiązanych ciał oraz wskutek kohezji stwardniałej spójny klejowej (skleiny).

Kleje klasyfikuje się w zależności od pochodzenia i sposobu wiązania. Ogólna klasyfikacja podana jest w tabeli 1.

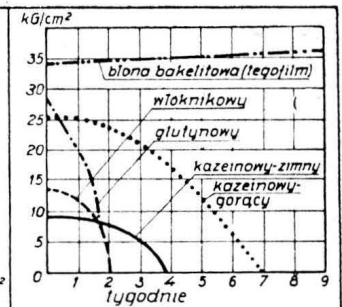
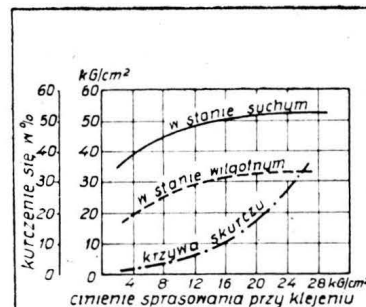
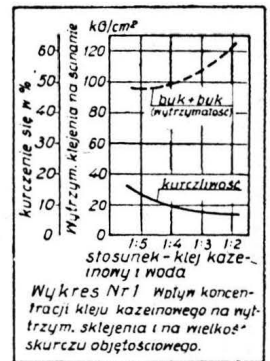
Grupy według pochodzenia	Rodzaje klejów	Grupy według sposobu wiązania (utwardzania)
Zwierzęce	Glutynowe, skórzny, kośny, rybny	Utwardzane przez zmianę temperatury
	Włóknikowe z krwi lub albuminy	
Roslinne	Niebiałkowe, skrabiowe, dekstrynowe, celulozowe, gumowe	Utwardzane przez wyparowanie lub nsiągnięcie rozpuszczalnika
	Białkowe z soi, lubinu itp.	Utwardzane w wyniku reakcji chemicznych.
Sernikowe	z twarogu lub kazeiny	
Syntetyczne	żywice bakelitowe, karbomidowe i inne.	
Mieszane	sernikowe z włóknikowymi, syntetyczne ze zwierzęcymi, roślinnymi lub syntetycznymi	

Kleje zwierzęce i roślinne (tabela 2) stosowane są obecnie w lotnictwie rzadko — głównie tylko do celów roboczych. Do sklejenia części drewnianych szybowców i samolotów stosowany jest klej kazeinowy, którego własności podane są w tabeli 3, oraz na wykresach 1 i 3. Specyficznego znaczenia nabierają kleje syntetyczne, a to dzięki ich własnościom, a mianowicie:

1. znacznej wytrzymałości skleiny,
2. odporności na wodę (zimną i gorącą),
3. odporności na działanie grzybów (pleśni i bakterii),
4. odporności na wysoką temperaturę,
5. szybkiemu wiązaniu,
6. jednolitej jakości w wyniku kontroli produkcji klejów.

Kleje bakelitowe otrzymuje się jako produkty kondensacji fenolu, krezoli lub ksynoli z formaldehydem. Wyrabiane są w postaci płynów, błon i proszku. Dają skleiny o dużej mocy sklejenia i odporne są na działanie wody (zimnej i gorącej) oraz drobnoustrojów. Do najbardziej znanych z tej grupy należą kleje Akpit, Krezolit i Fortil — produkcji polskiej oraz Wiam B-3 i KB-3 — radzieckie, stosowane w przemyśle lotniczym. Własności klejów bakelitowych płynnych i w postaci błon podane są w tabeli 4 i 5.

Przy produkcji agregatów i przyrządów pokładowych często stosuje się kleje do łączenia gum z metalami. Własności klejów do połączenia gum z metalami oraz gum z gumami podane są w tabeli 6 i 7.



СОДЕРЖАНИЕ

Отец русской авиации Н. Е. Жуковский	стр. 33
W. NOWAKOWSKI: Несколько замечаний о свойствах V-образного хвостового оперения	34
J. SANDAUER: К вопросу об усталости конструкции транспортных самолетов	37
A. WACHAL: Топлива применяемые в реактивной технике	43
Производство — Т. WIŚLICKI: Клейка неметаллических материалов	51
Заметки по технической эксплуатации	59
На книжных полках	60
Документальный обзор авиации	63
Конструкторские пособия — Н. ЗАТЮКА: Клеи для авиационных конструкций и текстильные материалы (часть II) применяемые в авиационных конструкциях	обп.

CONTENTS

Father of the Russian Aviation M. E. Zukowski	page 33
W. Nowakowski: Some peculiarities of vee-tail	34
J. Sandauer: Fatigue problems in transport aeroplane structures	37
A. Wachal: Jet engine fuels (part I)	43
Production — T. Wiślicki: Glueing of non metals (part I)	51
The User's Note-Book	59
On Booksellers Shelves	60
Aviation Documentation Review	63
Designer Data Sheets — H. Zatyka: Glues used in aircraft production; Textiles used in aircraft production (part II)	on cover

TECHNIKA LOTNICZA

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

ROK XI

MARZEC – KWIECIEŃ 1956 R.

ZESZYT 2 (38)

Ojciec lotnictwa rosyjskiego Mikołaj Żukowski 17. I. 1847 — 17. III. 1921

Trzydzieści pięć lat temu, 17 marca 1921 roku, naród rosyjski stracił jednego z najlepszych swoich synów — Mikołaja Żukowskiego, który należał do sławnej plejady uczonych światowej sławy. Włodzimierz I. Lenin nazwał Żukowskiego „ojcem lotnictwa rosyjskiego”.

Mikołaj Żukowski urodził się 17 stycznia 1847 r. w rodzinie inżyniera. Po ukończeniu gimnazjum studiował na wydziale fizyczno-matematycznym Uniwersytetu Moskiewskiego, który ukończył w roku 1868. Wkrótce po studiach Żukowski wykładał na Uniwersytecie Moskiewskim oraz na Moskiewskiej Wyższej Szkole Technicznej. Tutaj rozwinął działalność pedagogiczną i naukową oraz prace doświadczałne, skupiając studentów, z których wyrosło wielu działaczy nauki i techniki radzieckiej.

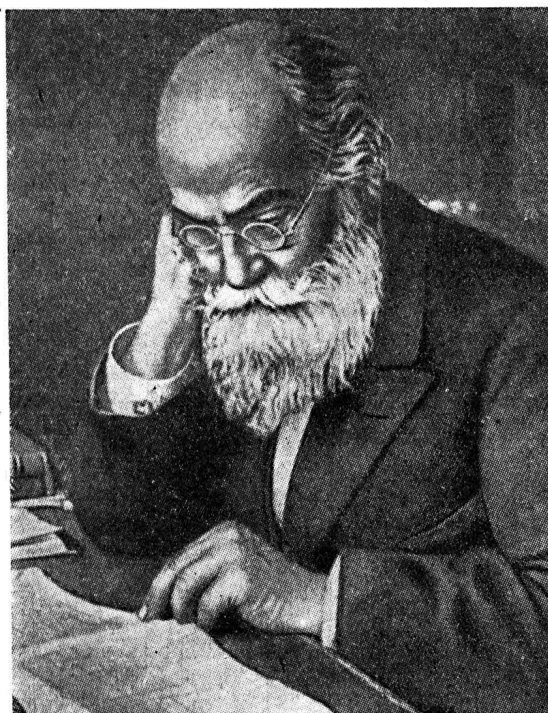
Wykorzystując swój wyjątkowy talent do badań w różnorodnych dziedzinach nauki Mikołaj Żukowski w pierwszym rzędzie oddawał się badaniom związanym z ruchem ciał w cieczach, albo z ruchem samych cieczy. Jednemu z takich zagadnień była poświęcona jego pierwsza praca naukowa pt. „Kinematyka cieczy” przedstawiona w 1876 r. jako praca magisterska.

Mikołaj Żukowski bardzo poważnie zainteresował się zagadnieniami lotu i w r. 1890 wyszła jego pierwsza praca związana z tym problemem pod tytułem „O teorii latania”.

Zagadnienia lotu stawiane były wówczas nieśmiało, dlatego Mikołaj Żukowski włączył je jako ważne do programu swojej pracy i już w ostatnim dziesięcioleciu minionego wieku opublikował szereg prac poświęconych problemowi lotu — „O lataniu ptaków”, „O latającym aparacie Lilienthala” i „O najwygodniejszym kącie natarcia samolotu”.

W r. 1902 dla potwierdzenia swoich założeń i teoretycznych wniosków Żukowski przeprowadził eksperymenty w pierwszym w Rosji tunelu aerodynamicznym na Moskiewskim Uniwersytecie. Opierając się na badaniach teoretycznych, zdobytych w laboratoriach eksperymentalnych, Mikołaj Żukowski stworzył zupełnie nowy pogląd na siłę nośną skrzydła w czasie lotu i na zależność wielkości tej siły od profilu skrzydła. W 1904 r. wysnuł on myśl o zależności siły nośnej skrzydła od cyrkulacji powstałej wokół profilu skrzydła, a w r. 1906 opublikował klasyczną pracę „O wirach podkowiatych”, która przyniosła mu światową sławę. Pojęcie cyrkulacji opracowane przez Żukowskiego pozwoliło wyjaśnić wszystkie zasadnicze zjawiska zachodzące w powietrzu w pobliżu lecącego ciała i było silnym bodźcem do dalszego rozwinięcia aerodynamiki.

Prace Mikołaja Żukowskiego nad nowymi problemami związanymi z lotnictwem, a także jego wyjątkowy sposób ujmowania ludzi, były przyczyną tego, że wokół niego grupowali się zainteresowani tymi problemami i w końcu 1908 r. w Moskiewskiej Szkole Technicznej zawiązało się Kółko że-



glugi powietrznej. W następnych latach to kółko studenckie odegrało bardzo wielką rolę w rozwoju rosyjskiej nauki i techniki lotniczej, przy czym Żukowski był prawdziwym natchnieniem w naukowej pracy Kółka. Jego wykłady i ćwiczenia praktyczne wychowały kadry wybitnych uczonych konstruktorów jak: Tupolew, Jurjew, Mikuliń, Czapłygin — znanych dziś w ZSRR. Kółko żeglugi powietrznej, któremu przewodził swoją ideą Mikołaj Żukowski, było tym jądrem, z którego wyrósł kolektyw CAGI i Wojskowej Lotniczej Akademii, a ukochane dzieci Mikołaja Żukowskiego — Aerodynamiczne Laboratorium Moskiewskiej Wyższej Szkoły Technicznej było wzorem tych wspaniałych laboratoriów, którymi dzisiaj szczyli się Związek Radziecki.

W czasie rewolucji Żukowski założył biuro naukowo-badawcze. To biuro było nie tylko aerodynamicznym laboratorium i naukowo-badawczą organizacją, badającą problemy samolotów, rozwiązującą całokształt zagadnień związanych z tym problemem. Tutaj na równi z zagadnieniami budowy samolotu, dynamiki jego lotu, były rozwiązywane zagadnienia wytrzymałościowe, opracowywane metodą aerodynamicznych obliczeń, przeprowadzono próby obliczeń samolotów, analizowano ich właściwości. Na całą pracę biura rozpościerał się wpływ wszędzie przenikającego umysłu Mikołaja Żukowskiego.

Marzenia Żukowskiego spełniły się dopiero po Wielkiej Socjalistycznej Rewolucji Październikowej, kiedy Rząd Radziecki i Partia stworzyły właściwe możliwości pracy uczonej, gdy 15 grudnia 1918 r. został otwarty w Moskwie Centralny Instytut Aero- i Hydrodynamiczny CAGI, który nosi obecnie imię Żukowskiego.

W dniach rewolucji Mikołaj Żukowski jeden z pierwszych spośród inteligencji poszedł z radziecką władzą. Dnia 4 grudnia 1918 r. rząd powierzył Żukowskiemu kierownictwo nad nauką lotniczą w całym kraju, był on przewodniczącym kolegium Centralnego Aero-hydrodynamicznego Instytutu (CAGI), jego kierownikiem naukowym. Kolektyw Instytutu składał się z byłych członków Kółka żeglugi powietrznej, którzy do tego czasu zdobyli dużo doświadczenia w naukowej pracy, entuzjastów pracy, którzy widzieli przed sobą szerokie horyzonty, jakie przed nimi otworzyła Wielka Październikowa Rewolucja. Mikołaj Żukowski w tym czasie miał już ponad 70 lat, lecz nadal interesował się nauką, poświęcał wiele czasu kierownictwu nowo założonego Instytutu, w nim widział on przyszłość, której poświęcił całe życie.

Prócz bogatej, naukowej spuścizny, zostawił on po sobie wierną rodzinę swoich uczniów i następców, którzy kontynuując jego sławne prace z wielką wdzięcznością czczą jego pamięć. Spośród ogłoszonych drukiem 180 prac naukowych Żukowskiego niewiele straciło swe znaczenie do dziś dnia i zdobyło sławę światową.

Mgr inż. WŁADYSŁAW NOWAKOWSKI
Szybowcowy Zakład Doświadczalny

Kilka uwag o własnościach usterzenia motylkowego

Usterzenie motylkowe coraz częściej się spotyka na szybowcach a także na samolotach. Autor przeprowadza wnikliwą analizę opływu usterzenia motylkowego, w wyniku której wykazuje różnice w działaniu aerodynamicznym tego typu usterzenia w porównaniu do układu zwykłego. Specyfika usterzenia motylkowego pozwala na uzyskanie pewnych korzyści odnośnie stateczności bocznej oraz zachowania się usterzenia w korkociągu.

Obserwując w ostatnich latach rozwój szybowców wysokowydajnych można stwierdzić, że w wielu z nich zastosowano usterzenie motylkowe. Między innymi i u nas powstała przed dwoma laty „Jaskółka-M”, będąca wersją znanej „Jaskółki”, wyposażoną w wyżej wspomniane usterzenie.

Aby móc obiektywnie stwierdzić, czy wspomniany ostatnio prąd jest przemijającą modą, czy też jest konsekwentnym krokiem w rozwoju szybowców, należy porównać ze sobą własności usterzenia klasycznego i motylkowego i stwierdzić, jakie można osiągnąć korzyści z zastosowania tego ostatniego.

Zagadnienie można postawić następująco: w znanym szybowcu z usterzeniem klasycznym, które zostało ocenione przez oblatywaczy jako całkowicie poprawne, chcemy zastosować usterzenie motylkowe i interesują nas parametry konstrukcyjne tego usterzenia, które by pozwoliły na osiągnięcie takiej samej stateczności, względnie sterowności, jak „wyjściowe” usterzenie klasyczne. Przeprowadziwszy następnie porównanie analogicznych parametrów obu usterzeń, możemy wyrobić sobie obiektywny sąd o zaletach i wadach usterzenia motylkowego w porównaniu z usterzeniem klasycznym.

I WYPROWADZENIE PODSTAWOWYCH ZALEŻNOŚCI

1. Efektywny kąt natarcia oraz efektywny kąt wychylenia steru

Kąt natarcia klasycznego usterzenia wysokości wynosi:

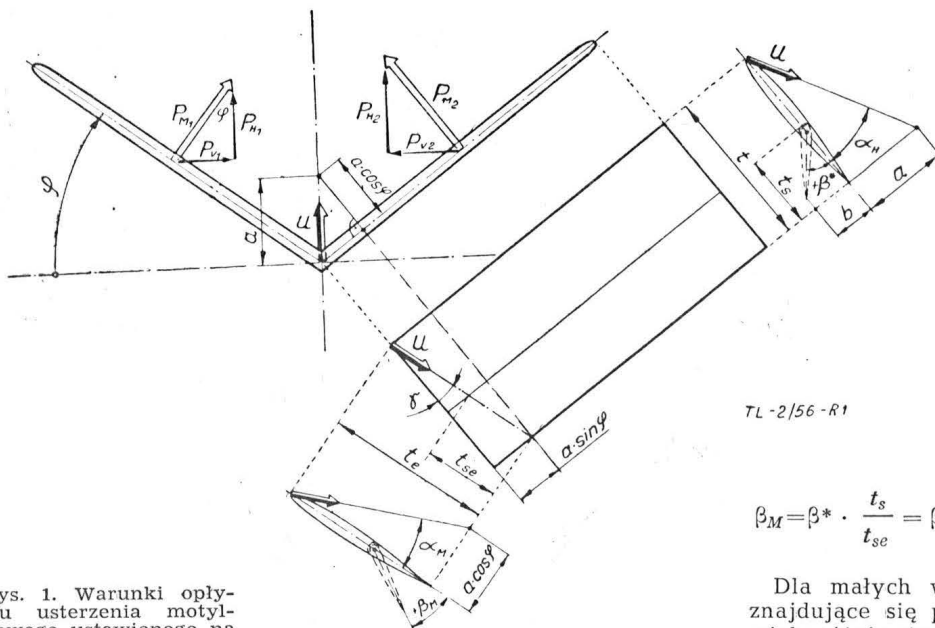
$$\alpha_H = \alpha + \delta - \varepsilon$$

przy czym przez

α oznaczyliśmy kąt natarcia skrzydła,

δ kąt zaklinowania usterzenia,

ε kąt odgięcia strug w okolicy usterzenia.



Rys. 1. Warunki opływu usterzenia motylkowego ustawionego na kącie natarcia α_H

W przypadku usterzenia motylkowego, jego „efektywny” kąt natarcia „ α_M ” zależy poza tym jeszcze od kąta wzniosu usterzenia „ φ ”.

Z rys. 1 widzimy bowiem, że efektywny kąt natarcia, mierzony w płaszczyźnie prostopadłej do powierzchni usterzenia, przechodzącej przez wektor prędkości „ u ”, wynosi w mierze łukowej:

$$\widehat{\alpha}_M \cong \text{tg} \alpha_M = \frac{a \cdot \cos \varphi}{t_e}$$

przy czym „efektywna” cięciwa usterzenia;

$$t_e = \frac{t}{\cos \gamma}$$

Z rys. 1 widzimy, że:

$$\text{tg} \gamma = \frac{a \cdot \sin \varphi}{t}, \text{ a więc: } \frac{1}{\cos \gamma} = \sqrt{1 + \left(\frac{a}{t} \cdot \sin \varphi\right)^2}$$

Możemy więc napisać, że:

$$t_e = t \cdot \sqrt{1 + \left(\frac{a}{t} \cdot \sin \varphi\right)^2}$$

Ponieważ kąt natarcia w płaszczyźnie symetrii usterzenia motylkowego — będący kątem natarcia usterzenia klasycznego — wynosi:

$$\widehat{\alpha}_H \cong \text{tg} \alpha_H = \frac{a}{t}$$

widzimy, że efektywny kąt natarcia usterzenia motylkowego:

$$\alpha_M = \alpha_H \cdot \frac{\cos \varphi}{\sqrt{1 + (\text{tg} \alpha_H \cdot \sin \varphi)^2}} \dots \dots \dots [1]$$

Analogicznie jak kąt natarcia, efektywny kąt wychylenia steru „ β_M ” mierzymy w płaszczyźnie prostopadłej do powierzchni usterzenia przechodzącej przez wektor prędkości „ u ” na rys. 1:

$$\widehat{\beta}_M \cong \text{tg} \beta_M = \frac{b}{t_{se}}$$

Ponieważ geometryczny kąt wychylenia steru wynosi:

$$\beta^* \cong \text{tg} \beta^* = \frac{b}{t_s}$$

możemy napisać, że efektywny kąt wychylenia steru usterzenia motylkowego

$$\beta_M = \beta^* \cdot \frac{t_s}{t_{se}} = \beta^* \cdot \cos \gamma = \beta^* \cdot \frac{1}{\sqrt{1 + (\text{tg} \alpha_H \cdot \sin \varphi)^2}} \dots \dots [2]$$

Dla małych wartości kątów natarcia usterzenia, wartości znajdujące się pod pierwiastkami zależności (1) oraz (2) nie wiele różnią się od jedności, tak, że z wystarczającą wtedy dokładnością można przyjąć:

$$\alpha_M \cong \alpha_H \cdot \cos \varphi \dots \dots \dots [1a]$$

$$\beta_M \cong \beta^* \dots \dots \dots [2a]$$

Są to — oczywiście — wielkości kątów mierzone w płaszczyznach prostopadłych do powierzchni usterzeń, a przechodzących przez ich cięciwy.

2. Składowa pionowa i pozioma siły aerodynamicznej usterzenia

Z rys. 1 widzimy, że składowa pionowa siły aerodynamicznej usterzenia motylkowego:

$$P_H^* = (P_{M1} + P_{M2}) \cdot \cos \varphi \dots \dots \dots [3]$$

Ze względu na skośny pod kątem γ opływ usterzenia można dla obliczenia sił $P_{M1,2}$ zastosować zasadę Betza i ich wielkości wyrazić zależnością:

$$P_{M1,2} = \left(\frac{\partial c^*}{\partial \alpha} \cdot \alpha_M + \frac{\partial c^*}{\partial \beta} \cdot \beta_{M1,2} \right) \frac{S_M}{2} q_H \cdot \cos^2 \gamma \dots [4]$$

w której to zależności oznaczyliśmy przez:

- $\frac{\partial c^*}{\partial \alpha}, \frac{\partial c^*}{\partial \beta}$ pochodne siły aerodynamicznej usterzenia motylkowego,
- $\alpha_M, \beta_{M1,2}$ kąty natarcia i wychyleń obu połówek sterów, mierzone wzdłuż cięciw usterzenia, a więc wyrażone zależnościami (1a) oraz (2a),
- S_M powierzchnię usterzenia motylkowego,
- q_H ciśnienie dynamiczne w okolicy usterzenia.

Wprowadzając zależność [4] do zależności [3] otrzymujemy pionową składową siły aerodynamicznej usterzenia motylkowego:

$$P_H^* = \left(\frac{\partial c^*}{\partial \alpha} \cdot \cos^2 \varphi \cdot \alpha_H + \frac{\partial c^*}{\partial \beta} \cdot \cos \varphi \cdot \frac{\beta_1^* + \beta_2^*}{2} \right) \times S_M \cdot q_H \cdot \frac{1}{1 + (tg \alpha_H \cdot \sin \varphi)^2} \dots \dots \dots [5a]$$

Teoria Betza doskonale wyjaśnia jakościowo zmiany na skrzydle skośnie opływanym, ilościowo przecenia jednak wpływ skośnego opływu.

Przyjmując, że opływ z niewielkim skosem, jaki występuje w przypadku usterzenia motylkowego, nie wpływa na wielkość pochodnych: $\frac{\partial c^*}{\partial \alpha}$ oraz $\frac{\partial c^*}{\partial \beta}$ wielkość sił $P_{M1,2}$ możemy

obliczyć rozpatrując bezpośrednio skośny opływ, wyrażając, oczywiście, kąty przy pomocy zależności [1] i [2]. Otrzymujemy w tym przypadku:

$$P_H^* = \left(\frac{\partial c^*}{\partial \alpha} \cdot \cos^2 \varphi \cdot \alpha_H + \frac{\partial c^*}{\partial \beta} \cdot \cos \varphi \cdot \frac{\beta_1^* + \beta_2^*}{2} \right) \times S_M \cdot q_H \cdot \frac{1}{\sqrt{1 + (tg \alpha_H \cdot \sin \varphi)^2}} \dots \dots \dots [5b]$$

Ostatnia zależność, nie uwzględniając wpływu skosu opływu na wielkość pochodnych siły aerodynamicznej, niedocenia w pewnym stopniu wpływ skosu, tak że porównując ze sobą obie ostatnie zależności, możemy wyrazić wielkość składowej pionowej siły aerodynamicznej usterzenia motylkowego przy pomocy zależności:

$$P_H^* = \left(\frac{\partial c^*}{\partial \alpha} \cdot \cos^2 \varphi \cdot \alpha_H + \frac{\partial c^*}{\partial \beta} \cdot \cos \varphi \cdot \frac{\beta_1^* + \beta_2^*}{2} \right) \times S_M \cdot q_H \cdot k_1 \dots \dots \dots [5]$$

przy czym współczynnik korygujący „ k_1 ”:

$$\frac{1}{\sqrt{1 + (tg \alpha_H \cdot \sin \varphi)^2}} > k_1 > \frac{1}{1 + (tg \alpha_H \cdot \sin \varphi)^2}$$

W zakresie małych kątów natarcia oraz normalnie stosowanych kątów wzniosu usterzeń motylkowych z wystarczającą do naszych celów dokładnością, można przyjąć, że: $k_1 = 1$.

Podobnie możemy obliczyć składową poziomą siły aerodynamicznej usterzenia motylkowego, wywołaną „kierunkowym” wychyleniem sterów:

$$P_v^* = (P_{M1} + P_{M2}) \cdot \sin \varphi = \frac{\partial c^*}{\partial \beta} \cdot \sin \varphi \cdot \frac{\beta_2^* - \beta_1^*}{2} \times S_M \cdot q_H \cdot k_1 \dots \dots \dots [6]$$

3. Składowa pozioma siły aerodynamicznej wywołanej boczny opływem.

Boczna prędkość opływu usterzenia motylkowego — jak na rys. 2 — wywołuje zmianę kątów natarcia obu połówek usterzenia, przez co ulegają zmianie wielkości sił aerodynamicznych, działających na wspomniane części.

Kąt natarcia jednej połówki usterzenia zwiększa się, drugiej zaś zmniejsza. Bezwzględna wartość tych zmian jest jednakowa dla obu połówek i wynosi — jeżeli zmiany te mierzymy w płaszczyźnie przechodzącej przez wektor wypadkowej prędkości opływu:

$$|\Delta \alpha| = \frac{\overline{oa}}{V_{wyp}} = \frac{\overline{ob}}{V_{wyp}} = \frac{v}{u} \cdot \sin \varphi \cdot \cos \gamma$$

Ponieważ

$$tg \gamma = \frac{v \cdot \cos \varphi}{u}, \quad \frac{1}{\cos \gamma} = \sqrt{1 + \left(\frac{v \cdot \cos \varphi}{u} \right)^2}$$

a więc $|\Delta \alpha| = \frac{v}{u} \cdot \frac{\sin \varphi}{\sqrt{1 + \left(\frac{v \cdot \cos \varphi}{u} \right)^2}} \dots \dots \dots [7]$

Gdybyśmy kąt zmierzili w płaszczyźnie równoległej do cięciw usterzenia, to otrzymalibyśmy:

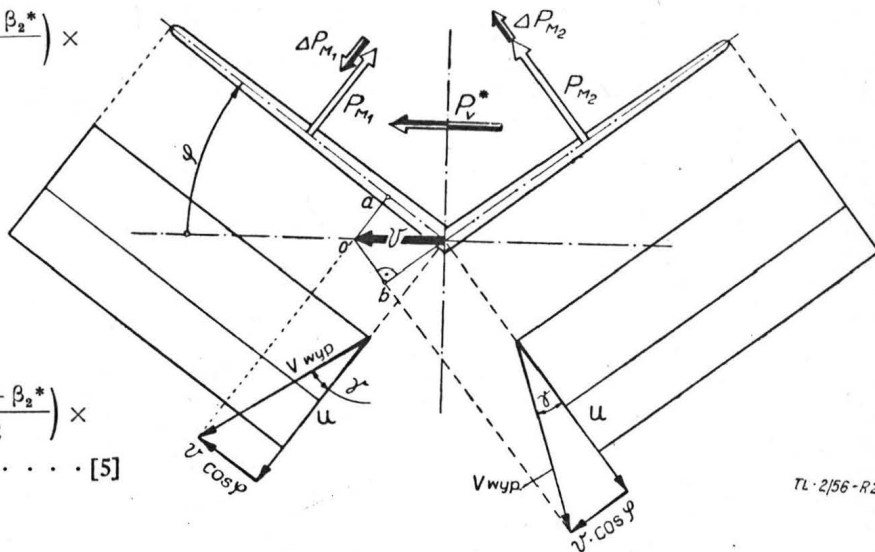
$$|\Delta \alpha^*| = \frac{\overline{oa}}{u} = \frac{\overline{ob}}{u} = \frac{v}{u} \cdot \sin \varphi \dots \dots \dots [7a]$$

Boczna prędkość opływu usterzenia może być spowodowana:

- a) odchyleniem kierunkowym szybowca w locie prostoliniowym (ślizg),
- b) krążeniem szybowca po torze kołowym (bez ślizgu).

W pierwszym przypadku prędkości „ u ” oraz „ v ” — na rys. 2 — są składowymi prędkościami płatowca wzdłuż toru, której wielkość wynosi $V_{wyp} = u \hat{+} v$.

W drugim przypadku „ u ” jest prędkością szybowca wzdłuż toru, natomiast boczna prędkość „ v ” jest „dodatkową” prędkością opływu usterzenia, wywołaną obrotem szybowca dookoła osi pionowej.



Rys. 2. Warunki opływu usterzenia motylkowego wywołane boczna składową prędkości v, spowodowaną ślizgiem bądź obracaniem się szybowca dookoła osi pionowej.

okoła osi pionowej. W tym przypadku wypadkowa prędkość opływu usterzenia $V_{wyp} = u \hat{+} v$ jest większa od prędkości szybowca wzdłuż toru, dla której to prędkości przeprowadzane są obliczenia aerodynamiczne.

Dla obliczenia wielkości sił aerodynamicznych możemy — w obu przypadkach — zastosować metodę Betza, względnie rozpatrywać — jak czyniliśmy to poprzednio — wprost skośny przepływ, otrzymując następujące wyniki:

Przypadek „a” metoda Betza:

$$P_V^* = \frac{\partial c^*}{\partial \alpha} \cdot \sin^2 \varphi \cdot S_M \cdot \frac{v}{u} q_H \cdot \frac{1}{1 + \left(\frac{v}{u} \cdot \cos \varphi\right)^2} \cdot \cdot \cdot [8a]$$

Przypadek „a” — skośny przepływ:

$$P_V^* = \frac{\partial c^*}{\partial \alpha} \cdot \sin^2 \varphi \cdot S_M \cdot \frac{v}{u} \cdot q_H \cdot \frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{v}{u} \cdot \cos \varphi\right)^2}} \cdot [8b]$$

Obie wyżej podane zależności pozwalają nam napisać, że siła boczna usterzenia motylkowego wywołana ślizgiem:

$$P_V^* = \frac{\partial c^*}{\partial \alpha} \cdot \sin^2 \varphi \cdot S_M \cdot \frac{v}{u} q_H \cdot k_2 \cdot \cdot \cdot [8]$$

przy czym współczynnik korygujący „k₂”:

$$\frac{1}{\sqrt{1 + \left(\frac{v}{u} \cdot \cos \varphi\right)^2}} > k_2 > \frac{1}{1 + \left(\frac{v}{u} \cdot \cos \varphi\right)^2} \cdot \cdot \cdot [9]$$

Przypadek „b”:

Przeprowadziwszy podobne obliczenia dla tego przypadku, otrzymujemy obydwoma metodami:

$$P_V^* = \frac{\partial c^*}{\partial \alpha} \cdot \sin^2 \varphi \cdot S_M \cdot \frac{v}{u} q_H$$

W poprawnym więc krążeniu siłę boczną usterzenia motylkowego możemy obliczyć przy pomocy zależności [8] przy przyjęciu k₂ = 1.

II CHARAKTERYSTYCZNE WIELKOŚCI AERODYNAMICZNE USTERZENIA

Z wyprowadzonych powyżej zależności [5], [6], [8] widzimy, że przy obliczaniu stateczności oraz sterowności podłużnej i kierunkowej szybowca, wyposażonego w usterzenie motylkowe, możemy posługiwać się formułami wyprowadzonymi dla usterzeń klasycznych, z tym, że w formułach tych należy w miejsce:

$$\frac{\partial c_H}{\partial \alpha} \quad \text{wprowadzić} \quad \frac{\partial c^*}{\partial \alpha} \cdot \cos^2 \varphi \cdot \cdot \cdot [10a]$$

$$\frac{\partial c_H}{\partial \beta} \quad \text{,,} \quad \frac{\partial c^*}{\partial \beta} \cdot \cos \varphi \cdot \cdot \cdot [10b]$$

$$\frac{\partial c_V}{\partial \alpha_V} \quad \text{,,} \quad \frac{\partial c^*}{\partial \alpha} \cdot \sin^2 \varphi \cdot \cdot \cdot [10c]$$

$$\frac{\partial c_V}{\partial \beta} \quad \text{,,} \quad \frac{\partial c^*}{\partial \beta} \cdot \sin \varphi \cdot \cdot \cdot [10d]$$

$$\beta_H \quad \text{,,} \quad \frac{\beta_1^* + \beta_2^*}{2} \cdot \cdot \cdot [10e]$$

$$\beta_V \quad \text{,,} \quad \frac{\beta_2^* - \beta_1^*}{2} \cdot \cdot \cdot [10f]$$

$$S_H, S_V \quad \text{,,} \quad S_M \cdot \cdot \cdot [10g]$$

$$L_H, L_V \quad \text{,,} \quad L_M \cdot \cdot \cdot [10h]$$

$$q_H \quad \text{,,} \quad q_H \cdot k_{1,2} \cdot \cdot \cdot [10i]$$

Z wyżej podanych zależności widzimy, że przy zmianie kąta wzniosu usterzenia, przy ustalonych innych jego parametrach konstrukcyjnych, stateczność i sterowność, zarówno podłużna jak i kierunkowa, zmieniają się w innym stopniu. Stateczność zmienia się z kwadratem cosinusa, względnie sinusa kąta wzniosu, natomiast sterowność zmienia się z pierwszą potęgą tych funkcji.

III OBLICZENIE KĄTA WZNIOSU I POWIERZCHNI USTERZENIA

Wskazane jest, by po zastąpieniu usterzenia klasycznego usterzeniem motylkowym, nie uległy istotnej zmianie:

1. skuteczność „kierunkowa” usterzenia,
2. zapas stateczności statycznej podłużnej, ponieważ od tych wielkości zależy w dużym stopniu subiektywna ocena własności pilotażowych szybowca.

Tak zwymiarowane usterzenie motylkowe będzie dawało — najczęściej — nieco większą sterowność podłużną i mniejszą stateczność kierunkową niż „wyjściowe” usterzenie klasyczne.

Z zależności [5] oraz [6] możemy obliczyć zmiany sił ΔP_V^* , ΔP_H^* wywołane pełnym wychyleniem steru kierunkowego oraz zmianą kąta natarcia usterzenia o $\Delta \alpha_H$. Zmiany te, pomnożone przez ramiona usterzeń określają zmiany momentów: kierunkowego ΔN^* oraz podłużnego ΔM^* , będące — pewnego rodzaju — miarą sterowności kierunkowej i stateczności podłużnej.

Dzieląc przez siebie wspomniane wyżej zmiany momentów, otrzymujemy:

$$\frac{\Delta N^*}{\Delta M^*} = \frac{P_V^*}{P_H^*} \cdot \frac{L_M}{L_M} = \frac{\frac{\partial c^*}{\partial \beta}}{\frac{\partial c^*}{\partial \alpha}} \cdot \frac{(\beta_2^* - \beta_1^*)_{max}}{2 \cdot \Delta \alpha_H} \cdot \frac{\sin \varphi}{\cos^2 \varphi} \cdot \cdot [11]$$

Ponieważ dla usterzenia klasycznego analogiczny stosunek wynosi:

$$\frac{\Delta N}{\Delta M} = \frac{P_V}{P_H} \cdot \frac{L_V}{L_H} = \frac{\frac{\partial c_V}{\partial \beta}}{\frac{\partial c_H}{\partial \alpha}} \cdot \frac{\beta_{Vmax}}{\Delta \alpha_H} \cdot \frac{S_V}{S_H} \cdot \frac{L_V}{L_H} \cdot \cdot \cdot [11a]$$

chcąc, by dla usterzenia motylkowego i klasycznego stosunek ten miał tę samą wartość, kąt wzniosu usterzenia motylkowego musi spełniać zależność:

$$\frac{\sin \varphi}{\cos^2 \varphi} = \frac{S_V}{S_H} \cdot \frac{L_V}{L_H} \cdot \frac{\frac{\partial c_V}{\partial \beta}}{\frac{\partial c_H}{\partial \alpha}} \cdot \frac{\frac{\partial c^*}{\partial \beta}}{\frac{\partial c^*}{\partial \alpha}} \cdot \frac{2 \beta_{Vmax}}{(\beta_2^* - \beta_1^*)_{max}} \cdot \cdot [12]$$

Obliczywszy z powyższej zależności kąt wzniosu usterzenia, możemy z zależności [5] oraz analogicznej dla usterzenia klasycznego, określić wielkość powierzchni usterzenia motylkowego S_M, znając powierzchnię „wyjściowego” usterzenia klasycznego S_H.

Przy zmianie kąta natarcia, wywołanej zaburzeniem równowagi podłużnej, takie same momenty podłużne wywołają oba usterzenia, gdy:

$$\frac{\partial c^*}{\partial \alpha} \cdot \cos^2 \varphi \cdot \Delta \alpha \cdot S_M q_H k_1 L_M = \frac{\partial c_H}{\partial \alpha} \cdot \Delta \alpha S_H q_H L_H$$

a więc gdy:

$$S_M = S_H \cdot \frac{L_H}{L_M} \cdot \frac{\frac{\partial c_H}{\partial \alpha}}{\frac{\partial c^*}{\partial \alpha}} \cdot \frac{1}{\cos^2 \varphi \cdot k_1} \cdot \cdot \cdot [13]$$

Zależności [12] oraz [13] są zależnościami przy pomocy których możemy określić główne parametry konstrukcyjne usterzenia motylkowego, zastępującego znane usterzenie klasyczne.

Oczywiście, gdyby jakieś specjalne względy wymagały, by usterzenie motylkowe spełniało inne warunki, np. dawało takie same zapasy stateczności statycznej kierunkowej jak usterzenie klasyczne, to wymagany kąt wzniosu należy określić przy pomocy innej zależności niż [12], której wyprowadzenie nie przedstawia trudności.

Obliczony przy pomocy wyżej podanej zależności kąt wzniosu usterzenia mieści się najczęściej w granicach $\varphi = 35^\circ$ do 40° , a odpowiadająca mu powierzchnia usterzenia motylkowego — obliczona przy pomocy zależności [13] — $S_M \cong 1,5 \cdot S_H$.

IV WNIOSKI

Wyżej przytoczona analiza pozwala na wyciągnięcie następujących wniosków:

A. Korzystne cechy usterzenia motylkowego

1. Większość szybowców jest bocznie niestateczna, wykazując objawy niestateczności spiralnej. Wywołane to jest zbyt małą wartością stosunku pochodnych l_v/n_v w porównaniu do stosunku pochodnych $l_{\omega_n}/n_{\omega_n}$. Jednym ze sposobów zmniejszenia stopnia niestateczności spiralnej jest zmniejszenie powierzchni usterzenia kierunkowego. Zmniejszają się wtedy wartości pochodnych n_v oraz n_{ω_n} z tym, że w większym stopniu zmniejsza się pochodna n_v (stateczność statyczna kierunkowa) niż pochodna n_{ω_n} (tłumienie wahań dokoła osi pionowej) przez co zmniejsza się — względnie nawet znika — wspomniana powyżej dysproporcja stosunków pochodnych.

Zmniejszanie jednak powierzchni usterzenia kierunku prowadzi do zmniejszenia sterowności kierunkowej szybowca i dlatego wielkość tej powierzchni jest zawsze kompromisem pomiędzy pożądaną wysoką sterownością, a wymaganiami stateczności bocznej.

Zastosowanie w szybowcu usterzenia motylkowego pozwala na osiągnięcie wyższej sterowności przy danej wielkości stateczności statycznej i tłumieniach, przez co jest ono korzystniejsze — z punktu widzenia stateczności bocznej — od usterzenia klasycznego.

2. W przypadku niestateczności spiralnej, szybowiec może przejść — na przykład bez wiedzy niedoświadczonego pilota w chmurach — w niekontrolowany lot (ze ślizgiem) wzdłuż spiralnego toru. Jak widzieliśmy z zależności [9] współczynnik „ k_2 ” zmniejsza się w miarę powiększania się ślizgu, to znaczy zmniejsza się wtedy jak gdyby stateczność statyczna kierunkowa szybowca z usterzeniem motylkowym, a więc zmniejsza się wtedy jego stopień niestateczności spiralnej. Przy dostatecznie dużym zacieśnieniu promienia toru i zwiększeniu ślizgu może nastąpić „ustatecznienie” szybowca, a w takim przypadku przejście w niekontrolowany lot wzdłuż spiralnego toru jest mniej groźne.

3. Rodzaj wykonywanego przez szybowiec korkociągu w dużym stopniu zależy od wielkości pochodnych jego momentu kierunkowego. Między innymi zależy od wielkości stosunku pochodnych: n_{β_v}/n_v , n_{ω_s}/n_v oraz n_{ω_n}/n_v . Im wyższe są bezwzględne wartości stosunków n_{β_v}/n_v i n_{ω_s}/n_v , a mniej-

sza wartość n_{ω_n}/n_v — tym poprawniejszy korkociąg wykonuje szybowiec.

Usterzenie motylkowe pozwala — jak wspomnieliśmy — na osiągnięcie wyższej wartości stosunku pochodnych n_{β_v}/n_v (sterowności do stateczności statycznej kierunkowej) niż usterzenie klasyczne, nie zmieniając wartości pozostałych dwu stosunków pochodnych. Dlatego też usterzenie motylkowe wymiarowane tak, że zapewnia taką samą stateczność statyczną kierunkową jak usterzenia klasyczne ($n_v = const.$), a tym samym wyższą sterowność kierunkową, będzie w korkociągu korzystniejsze od usterzenia klasycznego.

Szybowiec, wyposażony w usterzenie motylkowe wymiarowane przy pomocy zależności [12] i [13], a więc przy zachowaniu takiej samej jak usterzenie klasyczne sterowności ($n_{\beta_v} = const.$) posiada wprawdzie wyższą wartość pochodnych n_{β_v}/n_v niż usterzenie klasyczne, niemniej ze względu na mniejszą wartość pochodnej n_v , a więc wyższą wartość pozostałych dwu stosunków pochodnych, wykonywać będzie niewiele różniący się, względnie nawet gorszy korkociąg niż z usterzeniem klasycznym.

4. Usterzenie motylkowe, ze względu na wyższe jego usytuowanie, jest mniej narażone na uszkodzenie w przypadku lądowania w przygodnym terenie.

B. Niekorzystne cechy usterzenia motylkowego:

1. Skomplikowany mechanizm napędów sterów.

2. Superpozycja ruchu sterów dla efektu wysokościowego i kierunkowego, wymagająca dużych kątów wychyleń, z którymi związany jest szybki wzrost oporu profilowego usterzenia, a niekiedy nawet zmniejszenie skuteczności sterów.

3. Większe momenty skręcające kadłub niż w przypadku usterzenia klasycznego, ponieważ „efekt” kierunkowy wywołują — w przypadku usterzenia motylkowego — jedynie składowe poziome siły aerodynamiczne, podczas gdy moment skręcający wywołują pełne siły aerodynamiczne.

Jak widzimy, usterzenie motylkowe posiada nieco odmienne własności niż usterzenie klasyczne, pozwalając na osiągnięcie poprawniejszych własności dynamicznych szybowca i dlatego usterzenie takie można uważać za krok naprzód w rozwoju szybowców wysokowyczynowych.

Nie należy — jedynie — oczekiwać istotnego zmniejszenia powierzchni i ciężaru usterzenia motylkowego w porównaniu z usterzeniem klasycznym, jak również nie należy oczekiwać istotnej zmiany doskonałości aerodynamicznej szybowca.

Atrykuł wpłynął dnia 17 stycznia 1956 r.

Mgr inż. JUSTYN SANDAUER

Zagadnienia zmęczeniowe w konstrukcji samolotów komunikacyjnych

Celem artykułu jest możliwie ogólne naświetlenie wpływu zmiennych obciążeń, którym podlega konstrukcja samolotu komunikacyjnego, na wielkość jego bezpiecznego rezerwu. Omawiane zagadnienie staje się w ostatnich latach coraz bardziej aktualne, o czym świadczy szereg uszkodzeń zmęczeniowych, zaobserwowanych w eksploatacji nowoczesnych samolotów komunikacyjnych.

Wstęp

Dynamiczny rozwój lotnictwa komunikacyjnego po drugiej wojnie światowej charakteryzuje się nie tylko gwałtownym wzrostem prędkości i wysokości przelotowych nowoczesnych samolotów, lecz również podwyższeniem ich wskaźników ekonomicznych.

Doniosłą rolę w zmniejszeniu kosztów eksploatacji samolotu odgrywa jego rezerwu i w tej dziedzinie notuje się w ostatnich latach duże zmiany. Podczas gdy rezerwu samolotów komunikacyjnych okresu lat 1935—1945 nie przekraczały z reguły 10 000 godzin, do wylatania których samolot krótkodystansowy, np. DC-3 w warunkach przeciętnej eksploatacji, przewidywanej tylko loty w dzień, wymagał 10—15 lat, w ostatnich latach duże linie lotnicze poważnie zwiększyły swoje wymagania, żądając od dostawców rezerwu dwu-, a nawet trzykrotnie większych. Wymagania te są z punktu widzenia użytkownika całkiem uzasadnione, albowiem intensywna eksploatacja

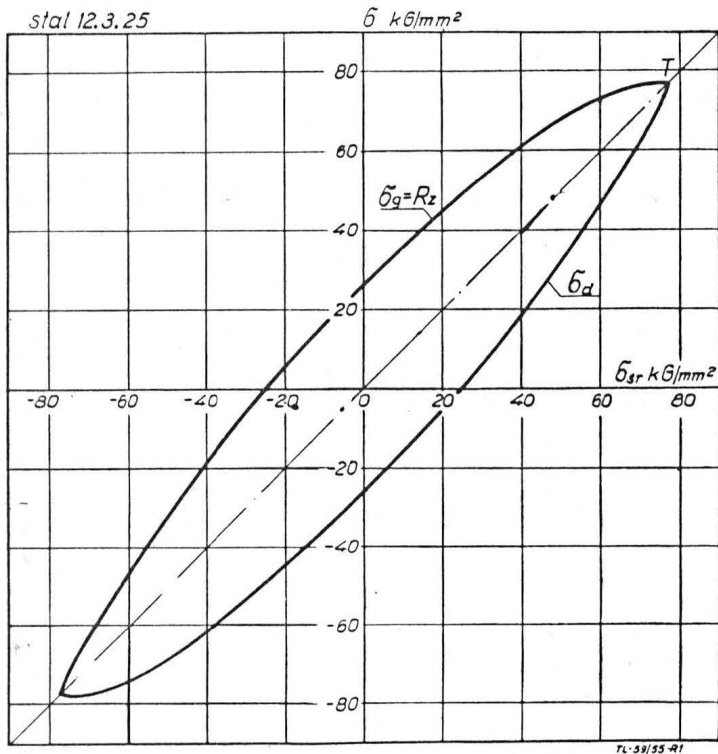
nowoczesnych samolotów komunikacyjnych, latających w dzień i w nocy, w każdych warunkach atmosferycznych, pozwala na wyczerpanie pełnego 10 000-godzinowego rezerwu w czasie nie dłuższym niż 5 lat.

Równoległe z przedłużaniem rezerwu, realizowanym przez konstruktorów i technologów na drodze coraz doskonalszej ochrony konstrukcji przed korozją, trwała walka o zwiększenie udźwigu kosztem zmniejszenia ciężaru konstrukcji. Coraz wnikliwsze metody obliczeniowe prowadzą do pełnego wykorzystania wytrzymałości konstrukcji, a stosowanie materiałów o coraz wyższych własnościach wytrzymałościowych pozwala zaoszczędzić cenne kilogramy. W pogoni za przedłużeniem okresu eksploatacyjnego i dużymi obciążeniami elementów nośnych, powodującymi dużą koncentrację naprężeń, konstruktorzy samolotów komunikacyjnych zbudzili groźnego wroga — zjawiska zmęczeniowe. Szereg wypadków, z których kilka pociągnęło za sobą zniszczenie samolotu i śmierć pasażerów zwrócił uwagę technicznego świata lotniczego na nowy

problem. Sygnałem alarmowym stały się dwie katastrofy samolotów odrzutowych typu „Comet” spowodowane, jak wykazały szczegółowe badania, zmęczeniowym pęknięciem pokrycia kabiny ciśnieniowej.

Wytrzymałość na zmęczenie

Zjawisko zmęczenia materiału, czyli zmniejszenia wytrzymałości trwałej przez obciążenia zmienne, zostało po raz pierwszy opracowane przez Wöhlera (1870 r.), który stwierdził, że obniżenie wytrzymałości na zmęczenie w porównaniu do wytrzymałości doraźnej, a także i do wytrzymałości trwałej jest tym większe im większa jest amplituda zmian.



Rys. 1. Wykres Smitha

Oznaczając przez: σ_d — dolną wartość napięcia normalnego, σ_g — górną wartość napięcia, amplituda zmian wynosi $\sigma_g - \sigma_d$. Średnie napięcie wynosi wówczas: $\sigma_{sr} = \frac{1}{2}(\sigma_d + \sigma_g)$.

Gdy $\sigma_g = -\sigma_d$ czyli $\sigma_{sr} = 0$, obciążenie ma charakter wahający (oscylujący). Gdy $\sigma_d = 0$ czyli $\sigma_{sr} = 1/2 \sigma_g$, obciążenie ma charakter tętniący (pulsujący).

Zależność między wytrzymałością na zmęczenie R_z , to jest maksymalną wartością σ_g nie powodującą zniszczenia danego materiału przy dowolnie dużej ilości zmian obciążenia, a średnim napięciem σ_s , ilustruje najlepiej wykres Smitha (rys. 1).

Na wykresie tym każdej wartości σ_{sr} odpowiadają na górnej i dolnej krzywej graniczne wartości napięcia σ_g i σ_d . Jak widać z wykresu, gdy średnie napięcie rośnie — amplituda zmian maleje. Punkt T odpowiada wytrzymałości trwałej, którą można traktować jako granicę wytrzymałości na zmęczenie, gdy amplituda obciążenia zmiennego zdąży do zera.

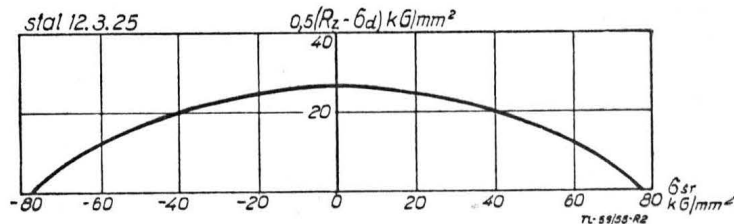
Inną formą przedstawienia zależności zawartych w wykresie Smitha jest krzywa pokazana na rys. 2.

Przy założonym obciążeniu σ_{sr} wytrzymałość zmęczeniową, czyli górną wartość napięcia zmiennego σ_g wyznacza się żmudną metodą prób. Odkładając na osi rzędnych napięcia σ_g , a na osi odciętych ilość zmian obciążenia N , potrzebną do zniszczenia próbki, otrzymuje się krzywą Wöhlera (rys. 3), której asymptota odcina na osi rzędnych wartość wytrzymałości na zmęczenie R_z dla obranego napięcia σ_{sr} .

Publikowane krzywe Wöhlera dla różnych materiałów dotyczą przeważnie obciążenia wahającego ($\sigma_{sr} = 0$).

Stosunek $\frac{R_z}{R_T}$ dla różnych materiałów nie jest stały. Wzro-

stowi wartości R_T dla stali stopowych i stopów aluminium najczęściej nie towarzyszy równie szybki przyrost wartości R_z . Zjawisko to ma poważny wpływ na występowanie pęknięć zmęczeniowych w szeregu nowoczesnych samolotów, spowodowanych w dużej mierze zastosowaniem materiałów o bardzo

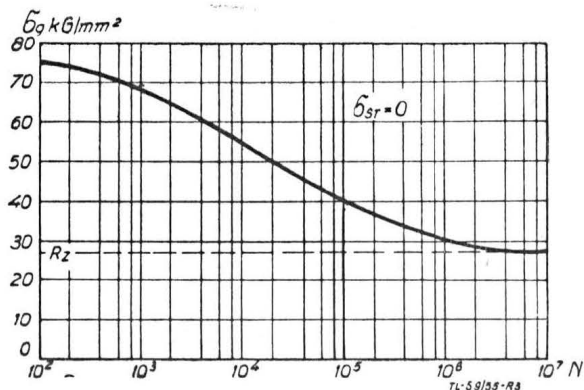


Rys. 2. Wpływ napięcia średniego na wytrzymałość zmęczeniową

wysokiej wytrzymałości doraźnej (specjalnie wysokogatunkowego duralu) przy niezwiększonej wytrzymałości na zmęczenie.

Doświadczenia nad zjawiskami zmęczenia, przeprowadzane na znormalizowanych próbkach, wykazują duży rozrzut ilości zmian obciążenia potrzebnych do zniszczenia. Okazuje się, że nawet niedostrzegalne różnice zarówno w obróbce zewnętrznej (drobne rysy powierzchniowe) jak i w strukturze wewnętrznej, posiadają poważny wpływ na wielkość wytrzymałości zmęczeniowej.

O wiele gorzej przedstawia się sprawa w przypadku całych elementów konstrukcyjnych, na przykład fragmentów dźwigarów, okuć lub elementów skorupowych. Tu rozrzut jest bardzo duży, tym bardziej że oprócz poprzednio omówionych cech, decydujący wpływ na wytrzymałość zmęczeniową elementu posiadają lokalne spiętrzenia naprężeń, których wielkość może zmieniać się w zależności od technologii i dokładności wykonania warsztatowego. Oczywiście, o wielkości spiętrzenia naprężeń decyduje przede wszystkim konstruktor ukształtowaniem projektowanej części i w jego ręku leży zasadnicza możliwość zwiększenia jej wytrzymałości na zmęczenie.



Rys. 3. Krzywa Wöhlera

Jeszcze jednym czynnikiem, posiadającym duży wpływ na wytrzymałość zmęczeniową, a związanym ze stanem powierzchni, jest korozja. Obniżenie wytrzymałości zmęczeniowej skorodowanego elementu tłumaczy się wpływem karbu na lokalny wzrost naprężeń. Krzywa Wöhlera dla próbki skorodowanej przebiega więc niżej niż dla próbki czystej, ale jej charakter nie ulega zmianie, co pozwala każdorazowo na określenie obniżonej wartości wytrzymałości zmęczeniowej. Inaczej jednak przebiega zjawisko, gdy element w czasie przenoszenia zmiennych obciążeń nadal podlega działaniu korozji. Wówczas jego wytrzymałość zmęczeniowa praktycznie spada do zera (krzywa Wöhlera nie posiada poziomej asymptoty), co jest spowodowane przyspieszeniem procesu na skutek przedostawania się czynnika trawiącego do wnętrza szczelin korozyjnych, rozchylonych w chwili rozciągania. Im powolniejszym zmianom obciążenia podlega badany element, a więc im stosunkowo bardziej długotrwałe jest działanie trawiące, tym szybciej krzywa Wöhlera spada ku dołowi.

W świetle tych danych jakość zabezpieczenia antykorozyjnego konstrukcji samolotu nabiera specjalnego znaczenia.

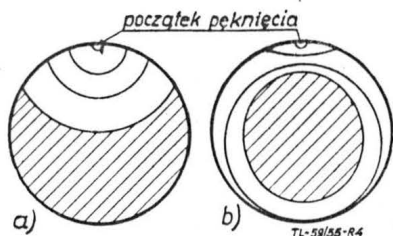
Złom zmęczeniowy ma wygląd nader charakterystyczny, odrębny od złomu statycznego. Charakteryzuje się on przede wszystkim brakiem odkształceń trwałych, nawet w metalach bardzo ciągliwych. Powierzchnia złomu jest gładka i wskazuje obszar, w którym pęknięcie powstało i z którego się rozprzestrzeniło. Samo pęknięcie może być jednostronne (rys. 4a) lub pierścieniowe (rys. 4b).

Podczas gdy rozprzestrzenianie pęknięcia może trwać bardzo długo i jest przeważnie trudne do wykrycia, samo zniszczenie ma charakter gwałtowny i następuje wówczas, gdy zmniejszenie przekroju pracującego doprowadzi do wystąpienia w nim naprężenia niszczącego. Obszar złomu doraźnego posiada powierzchnię chropowatą, różniącą się wyraźnie od gładkiej muszlowej powierzchni złomu zmęczeniowego.

Obciążenia powodujące zmęczenie konstrukcji samolotu

Obciążenia, powodujące zmęczenie konstrukcji samolotu, muszą charakteryzować się dużą częstością występowania. W rachubę wchodzi więc następujące:

a) od zespołu napędowego (niewyrównoważone siły i momenty masowe silnika),



Rys. 4. Typowe złomy zmęczeniowe

b) od podmuchów,

c) od sterowania,

d) od zmiennego ciśnienia (kabinę ciśnieniową).

Obciążenia wymienione w p. a) występują wprawdzie w największej ilości cykli, ale ich wartość jest bardzo mała; w praktyce mogą być one niebezpieczne dla konstrukcji łoża silnika.

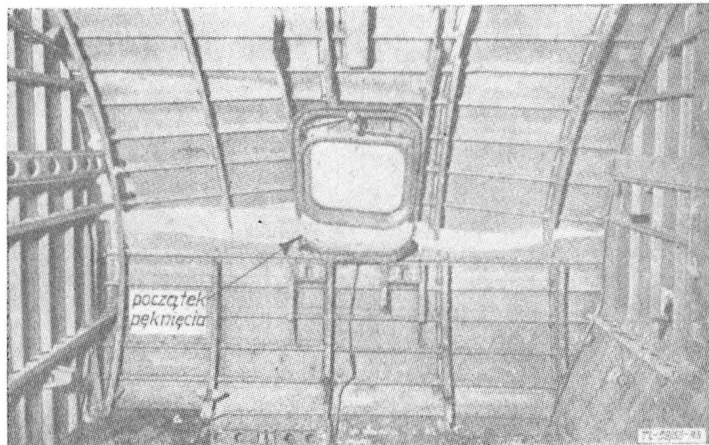
Obciążenia wymienione w p. c) osiągają dla samolotów komunikacyjnych małe wartości i dlatego również nie są niebezpieczne.

Szerszego omówienia wymagają natomiast obciążenia od podmuchów, oraz obciążenia kabin ciśnieniowych spowodowane zmienną wysokością lotu. Te ostatnie wystąpiły na widownię dopiero w ostatnich latach, ściśle — w samolotach odrzutowych typu „Comet“.

Szczegółowe śledztwo ustaliło ponad wszelką wątpliwość, że obie ostatnie katastrofy tych samolotów w rejonie morza Śródziemnego były spowodowane zmęczeniem pokrycia hermeticznego części kadłuba, powstałym w narożniku wykroju okiennego. Próba zmęczeniowa kadłuba badanego na zmiany ciśnienia oraz siły aerodynamiczne od skrzydła wykazała wystąpienie pęknięcia pokrycia po czasie odpowiadającym około 9000 godzin lotu (rys. 5). Wprawdzie oba samoloty przeleciały do chwili katastrofy po około 3000 godzin, ale poprzednio omówione zjawisko dużego rozrzutu wytrzymałości na zmęczenie w pełni tłumaczy tę różnicę. Powodem wystąpienia pęknięcia zmęczeniowego było lokalne spiętrzenie naprężeń w narożach wykrojów okiennych. Konstrukcja kadłuba została zaprojektowana przy stosunkowo dużym wykorzystaniu wytrzymałości doraźnej duralu, bez uwzględnienia efektów zmęczeniowych. W celu niedopuszczenia w przyszłości do tego rodzaju wypadków władze angielskie wprowadziły wymagania doświadczalnego sprawdzenia na zmęczenie prototypów wszystkich następnym samolotów pasażerskich wyposażonych w kabiny ciśnieniowe.

Podczas gdy zmiany ciśnienia mogą być niebezpieczne tylko dla kadłubów samolotów latających na dużych wysokościach, konstrukcja wszystkich samolotów komunikacyjnych jest wymiarowana pod względem zmęczeniowym obciążeniami od podmuchów.

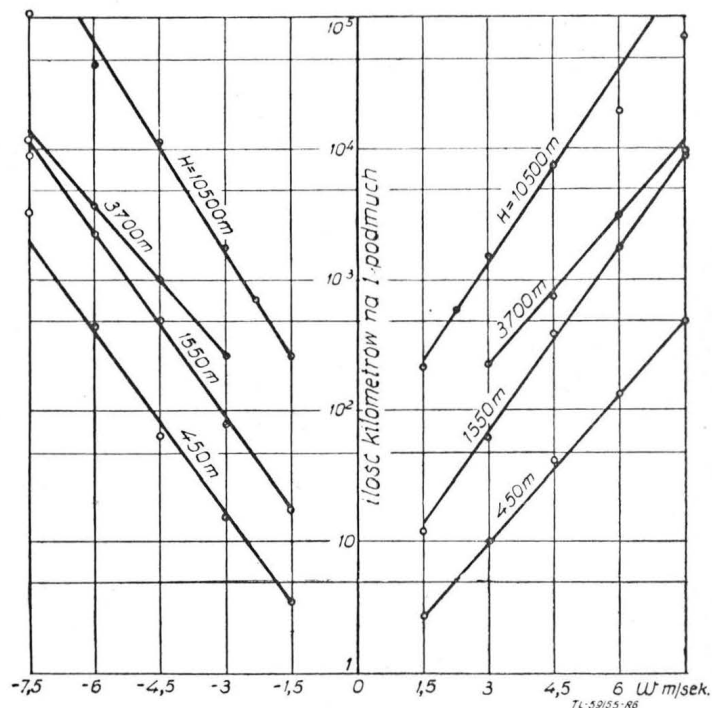
Częstość występowania podmuchów i ich wielkość są od niedawna przedmiotem intensywnych badań. Pomiarzy przeprowadzone przy pomocy przyspieszeniomierzy piszących lub liczących, zamontowanych na samolotach komunikacyjnych wykazują dość dużą zgodność występowania przyspieszeń do-



Rys. 5. Widok wnętrza kadłuba samolotu „Comet“ po próbie zmęczeniowej

datnich i ujemnych. Wynika to z faktu, że samolot napotykający na pionowy podmuch podlega przyspieszeniu o kierunku zgodnym z kierunkiem prądu powietrza, a wylatując ze strefy podmuchu podlega przyspieszeniu o kierunku przeciwnym i wielkości w przybliżeniu równej poprzedniej. Dalszym ciekawym zjawiskiem jest szybki spadek intensywności podmuchów ze wzrostem wysokości. Wyniki angielskich i amerykańskich pomiarów częstości i intensywności podmuchów na różnych wysokościach są podane na rys. 6.

Przedstawione na rys. 6 prędkości podmuchów są prędkościami równoważnymi (na poziomie 0 m) i zostały obliczone z zarejestrowanych przyspieszeń przy założeniu, że długość strefy przejściowej podmuchów jest niezależna od ich inten-



Rys. 6. Charakterystyka podmuchów na różnych wysokościach

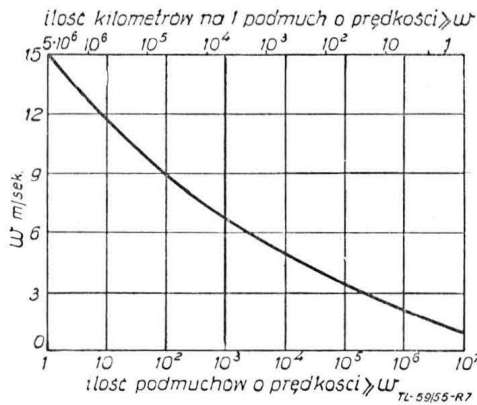
sywności i wynosi 30 m, a rozkład prędkości w strefie przejściowej jest liniowy.

Oczywiście omawiane wyniki pomiarów zostały uzyskane w określonych warunkach klimatycznych i nie mogą być bezkrytycznie uogólniane; niemniej ilustrują one samo zagadnienie i są w chwili obecnej podstawą do określenia obciążeń zmęczeniowych angielskich samolotów komunikacyjnych.

Spadek częstości i intensywności podmuchów ze wzrostem wysokości lotu prowadzi do ciekawych wniosków odnośnie wpływu wysokości lotu na zmęczenie konstrukcji samolotów. Okazuje się, że dla 2^{1/2}-godzinnego lotu na wysokości przelotowej 4 500 m, podczas którego samolot znajduje się 12 minut poniżej 1 200 m (wznoszenie na wysokość przelotową i podchodzenie do lądowania), 2/3 efektu zmęczenia następuje w czasie lotu na małej wysokości. Fakt ten wykazuje, że zwiększenie wysokości przelotowej ma znikomy wpływ na rewers samolotu, chyba, że jest połączone ze skróceniem czasu lotu na małych wysokościach.

Kumulacja efektów zmęzeniowych

W celu wyznaczania „stopnia zmęczenia” badanego elementu konstrukcyjnego (np. okucia dźwigara) podczas żądanego rewersu samolotu należy porównać ilość zmian obciążeń jakim będzie podlegał dany element z jego krzywą zmęzeniową Wöhlera. Ilość zmian obciążeń i ich wielkość otrzymuje się z przewidywanej ilości kilometrów, jaką na różnych wysokościach ma przelecieć samolot podczas swego rewersu i charakterystyki częstości i intensywności podmuchów podanej na rys. 6. Rys. 7 przedstawia typową „krzywą podmuchów” przy założonym rewersie samolotu, wynoszącym 5.10⁶ kilometrów.



Rys. 7. Typowa „krzywa podmuchów” dla samolotu o rewersie 5.10⁶ km

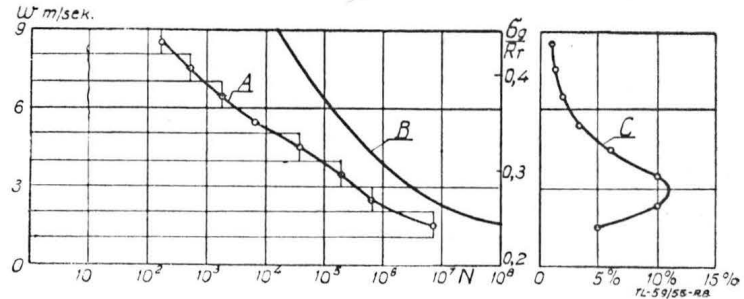
Krzywa ta nie jest jednak wygodna dla celów porównawczych. Lepiej od niej nadaje się wykres ilustrujący ilość napotkanych podmuchów o wybranych prędkościach, na przykład w = 1,5; 2,5; 3,5 m/s. Punkty tego wykresu (rys. 8 krzywa A) otrzymuje się z „krzywej podmuchów” w następujący sposób: jeżeli ilość podmuchów o prędkości w ≥ 2,0 m/s wynosi N_(2,0) = 10⁶, a ilość podmuchów N_(3,0) = 2,3 · 10⁵ wówczas ilość podmuchów o prędkości 2,0 m/s ≤ w ≤ 3,0 m/s wynosi N = 10⁶ - 2,3 · 10⁵ = 7,7 · 10⁵ i możemy ją odnieść w przybliżeniu do wartości średniej w = 2,5 m/s. W analogiczny sposób wyznaczamy pozostałe punkty dla wybranych prędkości w. Na osi rzędnych odkładamy oprócz prędkości podmuchów wywołane nimi wartości zmiennego naprężenia σ_g w badanym elemencie obliczone z uwzględnieniem naprężenia podstawowego σ_{sr}, panującego podczas lotu prostego ze współczynnikiem przeciążenia m = 1.

Konstrukcja omawianego wykresu jest prosta; oczywiście jego dokładność jest uzależniona od ilości wybranych prędkości w i dokładności założonej „krzywej podmuchów” — a więc niewielka. Niestety jeszcze mniejsza jest dokładność krzywej Wöhlera badanego elementu (rys. 8 krzywa B). Nie wchodząc na razie w zagadnienie uwzględnienia rozrzutu punktów, które powinny pochodzić z prób zmęzeniowych dużej ilości przebadanych elementów, założmy na razie, że mamy krzywą Wöhlera dla σ_{sr} odpowiadającego współczynnikowi przeciążenia m = 1.

Porównując krzywą A z krzywą B, nie wystarczy stwierdzenie, czy przecinają się one, czy nie. Nawet jeżeli krzywe nie przecinają się (jak na rys. 8) istnieje możliwość, że „sumaryczne zmęczenie”, spowodowane pełną gamą podmuchów, doprowadzi do zniszczenia elementu przed upływem całkowitego rewersu. Należy więc przeanalizować zagadnienie kumulacji efektów zmęzeniowych od zmiennych obciążeń o różnej amplitudzie.

Najprostsza metoda, umożliwiająca przeprowadzenie takiej analizy, opiera się na następującym założeniu. Oznaczając przez:

- n₁, n₂, n_n — ilość cykli obciążenia, odpowiadających podmuchom o prędkości w₁, w₂, . . . w_n,
- N₁, N₂, N_n — ilość cykli, powodujących zniszczenie elementu (z krzywej Wöhlera),
- σ₁, σ₂, σ_n — górna wartość naprężenia zmiennego σ_g od podmuchów o prędkości w₁, w₂ . . . w_n,



Rys. 8. Przykład wyznaczania „sumarycznego zmęczenia”

możemy napisać, że podmuchy o prędkości w₁ wykorzystają z całkowitego zapasu wytrzymałości zmęzeniowej część równą $\frac{n_1}{N_1}$. Wobec tego zniszczenie elementu nastąpi wówczas,

$$\frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \dots + \frac{n_n}{N_n} = 1.$$

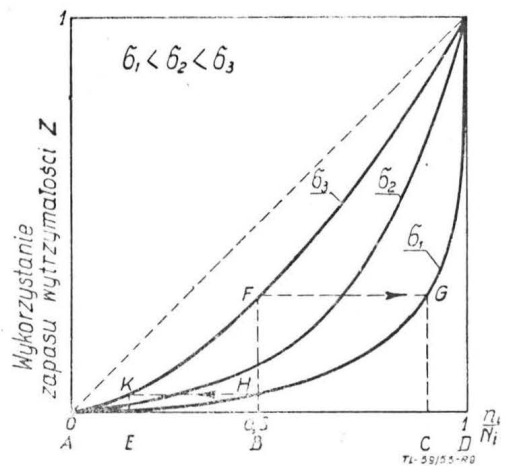
Krzywa C na rys. 8

przedstawia wykorzystanie zapasu wytrzymałości zmęzeniowej przez poszczególne serie podmuchów. Jak widać, najgroźniejsze z punktu widzenia wytrzymałości na zmęczenie dla danego elementu są podmuchy o prędkości w = 2,5 ÷ 3,5 m/s. „Sumaryczne zmęczenie” jest sumą odciętych poszczególnych punktów i wynosi ~ 40% wytrzymałości zmęzeniowej elementu.

Zastosowana metoda, przyjmująca, że wykorzystanie zapasu wytrzymałości zmęzeniowej Z jest dla każdej wartości

naprężenia σ_n proporcjonalne do stosunku $\frac{n_n}{N_n}$ (rys. 9 krzywa

kreskowana) wymaga oczywiście doświadczonego sprawdzenia i potwierdzenia.



Rys. 9. Zależność między wykorzystaniem zapasu wytrzymałości zmęzeniowej i stosunkiem $\frac{n}{N}$

Badania Marco i Starkey'a (lit. 4) przeprowadzone na próbkach stalowych i duralowych wykazały, że zniszczenie próbek poddanych seriom obciążeń zmiennych o różnych amplitudach, występowało przy wartościach

$$\frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \dots + \frac{n_n}{N_n}$$

zarówno większych jak i mniejszych od jedności.

Wartości większe od jedności były otrzymywane w próbach, podczas których amplituda naprężeń rosła, to znaczy $\sigma_n > \sigma_2 > \sigma_1$ a mniejsze podczas prób z naprężeniami malejącymi. Zjawisko to, wiążące się ze znanym już uprzednio efektem „samowzmocnienia się” próbki poddanej początkowo małym obciążeniom (lit. 1), prowadzi do wniosku, że funkcyjna zależność między wykorzystaniem zapasu wytrzymałości na zmęczenie Z i stosunkiem $\frac{n}{N}$ ma postać

$$Z = \left(\frac{n}{N}\right)^x, \quad x > 1, \text{ przy czym wykładnik } x \text{ maleje ze wzrostem } \sigma_n \text{ (przy stałym } \sigma_{sr}).$$

Rys. 9 ilustruje fakt, że wyrażenie $\frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2}$ może przybierać wartość większą lub mniejszą od

jedności, w zależności od kolejności obciążenia. Jeżeli naprzód zrealizujemy $n_3 = 0,5 N_3$ cykli obciążenia większego 3, wówczas wykorzystany zapas wytrzymałości będzie przedstawiony odcinkiem BF . Przykładając następnie obciążenie mniejsze 1 znajdujemy się w chwili początkowej w punkcie G , którego rzędna odpowiada rzędnej punktu F , a zniszczenie próbki nastąpi po $\frac{n_1}{N_1} = CD$. Suma: $\frac{n_3}{N_3} + \frac{n_1}{N_1} =$

$$= AB + CD < 1.$$

Przy odwrotnej kolejności obciążeń, to znaczy, gdy naprzód realizujemy $n_1 = 0,5 N_1$, wykorzystany zapas wytrzymałości wynosi $BH = EK$ i zniszczenie nastąpi po $\frac{n_3}{N_3} = ED$.

$$\text{Suma: } \frac{n_1}{N_1} + \frac{n_3}{N_3} = AB + ED > 1. \text{ Ponieważ w praktyce}$$

podmuchy słabe i silne występują w kolejności zupełnie przypadkowej, założenie: $\frac{n_1}{N_1} + \frac{n_2}{N_2} + \dots + \frac{n_n}{N_n} = 1$ jest obciążone błędem technicznie dopuszczalnym i wydaje się całkiem słuszne.

Wyznaczanie bezpiecznego rezerwu samolotu

Omówiony powyżej sposób wyznaczania „sumarycznego zmęczenia” dowolnego elementu konstrukcyjnego opiera się na znajomości następujących danych:

- 1) charakterystyki obciążenia,
- 2) wytrzymałości zmęczeniowej przedstawionej krzywą Wöhlera.

Podczas gdy założenia dotyczące ilości i wielkości obciążeń, oparte na statystycznych „krzywych podmuchów”, są obarczone ze zrozumiałych względów pewnym błędem, ale mogą być podstawą do praktycznych obliczeń, doświadczalne badania wytrzymałości zmęczeniowej elementu konstrukcyjnego (na przykład okucia lub fragmentu dźwigara) daje tak duży rozrzut punktów pomiarowych, że wyznaczona przez nie krzywa w żadnym przypadku nie gwarantuje technicznej dokładności analizy „stopnia zmęczenia”.

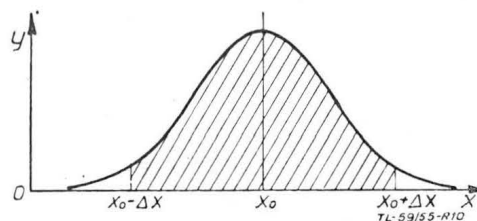
W praktyce jednak obliczenie „stopnia zmęczenia” konstrukcji samolotu po pewnym okresie użytkowania nie jest zagadnieniem oderwanym; wiąże się ono ściśle z wyznaczeniem bezpiecznego rezerwu. Stawiając sobie zadanie określenia bezpiecznego rezerwu, konstruktor nie musi znać dokładnie „stopnia zmęczenia” konstrukcji, który dla każdego egzemplarza jest inny; wystarczy mu jedynie odpowiednio duże prawdopodobieństwo, że dla wyznaczonego rezerwu zapas wytrzymałości zmęczeniowej nie zostanie wyczerpany.

Takie postawienie zagadnienia wymaga więc odpowiednio bezpiecznego przyjęcia krzywej Wöhlera — aby prawdopodobieństwo wystąpienia w jakimkolwiek samolocie elementu o mniejszej wytrzymałości zmęczeniowej było odpowiednio znikome. Obliczenie bezpiecznego rezerwu sprowadza się więc w zasadzie do wyznaczenia ilości kilometrów lub godzin lotu, dla której „sumaryczne zmęczenie” najsłabszego elementu nośnego nie przekracza jego zapasu wytrzymałości zmęczeniowej.

Odpowiednio bezpieczne przyjęcie krzywej Wöhlera wymaga zastosowania rachunku prawdopodobieństwa. Rachunek prawdopodobieństwa zajmuje się tak zwanymi zmiennymi losowymi, to jest wielkościami, których wartości mogą wa-

hać się w szerokich granicach jako zależne od bardzo wielu przyczyn, spośród których żadna nie dominuje wyraźnie nad pozostałymi. Jeżeli wartość zmiennej losowej może być zarówno ujemna jak i dodatnia, zmiennej można przypisać rozkład normalny o postaci prawa Gaussa: $y = \frac{h}{\sqrt{\pi}} e^{-h^2(x-x_0)^2}$

Krzywa rozkładu normalnego (rys. 10) ma kształt symetrycznego pagórka o nieograniczonej podstawie: x_0 jest wartością oczekiwaną zmiennej x , a h współczynnikiem dokład-



Rys. 10. Rozkład normalny

ności. Jeżeli pole ograniczone krzywą i osią odciętych oznaczymy przez 1, a więc:

$$\frac{h}{\sqrt{\pi}} \int_{-\infty}^{+\infty} e^{-h^2(x-x_0)^2} dx = 1$$

wówczas zakreśkowana na rys. 10 część pola będzie prawdopodobieństwem p_θ , że dowolna kolejna wartość x będzie zawarta w przedziale $(x - \Delta x, x + \Delta x)$. Możemy więc napisać:

$$p_\theta = \frac{h}{\sqrt{\pi}} \int_{x-\Delta x}^{x+\Delta x} e^{-h^2(x-x_0)^2} dx = \Theta(h \cdot \Delta x).$$

Prawdopodobieństwo p_θ oblicza się przy pomocy funkcji Laplace'a Θ , której wartości są podane w tabeli 1. Prawdopodobieństwo $p_\theta = 0,5$ zachodzi dla wartości $h \cdot \Delta x = 0,477$.

Odpowiadające temu odchylenie $\Delta x = \frac{0,477}{h} = q$ nosi nazwę prawdopodobnego. Wielkość $s = 1,482 q = \frac{0,707}{h}$ nazywa się odchyleniem średnim (kwadratowym).

Tabela 1

$h \cdot \Delta x$	p_θ	p	k
0	0	0,5	0
0,48	0,5	0,25	0,68
0,91	0,8	0,1	1,28
1,65	0,98	0,01	2,33
2,04	0,996	0,002	2,88
2,8	0,998	0,001	3,09
2,33	0,999	0,0005	3,29

Przy jednostronnym ograniczeniu pola krzywej, na przykład tylko przez dolną granicę, prawdopodobieństwo, że dowolna wartość x będzie mniejsza od $x_0 - \Delta x$ wynosi: $p = 0,5 (1 - p_\theta)$. Wielkość Δx wyraża się zazwyczaj wielokrotnością odchylenia średniego s . Oznaczając $\Delta x = k \cdot s$ możemy napisać:

$$\Delta x \cdot h = k \cdot s \cdot h = k \cdot \frac{0,707}{h} \cdot h = 0,707 k, \text{ oraz } k = \frac{\Delta x \cdot h}{0,707}.$$

Wartości p i k są również zamieszczone w tabeli 1.

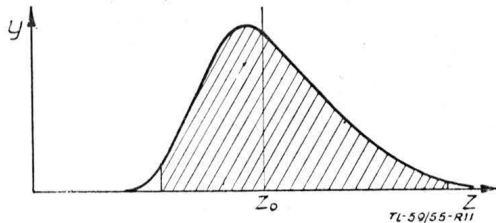
Konstrukcję krzywej Gaussa możemy poprowadzić mając liczny zbiór wartości x_1, x_2, \dots, x_n zmiennej losowej x . Odpowiednikiem wartości oczekiwanej jest wówczas wartość

$$\text{średnia: } x_0 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \text{ a odchylenie średnie wynosi:}$$

$$s = \frac{0,707}{h} = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - x_0)^2}. \text{ Po obliczeniu wartości } x \text{ i } s$$

możemy wyznaczyć rozkład normalny według prawa Gaussa i przy pomocy tabeli 1 określić prawdopodobieństwo następujących wartości zmiennej losowej x .

Wytrzymałość na zmęczenie dowolnego elementu konstrukcyjnego można uważać również za zmienną losową. Ponieważ jednak może ona przybierać tylko wartości dodatnie, więc jej rozkład nie może być normalny, lecz logarytmnormalny, to znaczy logarytmy liczb określających wytrzymałość zmęczeniową w dowolnych jednostkach będą nową zmienną losową $x = \ln z$ o rozkładzie normalnym. Zmiennej z odpowiada więc krzywa



Rys. 11. Rozkład logarytmnormalny

$$y = \frac{h}{\sqrt{\pi} \cdot z} \left(\frac{z}{z_0} \right)^{-h^2 \ln \frac{z}{z_0}}$$

Posługując się logarytmami dziesiętnymi możemy napisać:

$$x_0 = \log z_0 = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n x_i \quad \text{i oznaczając odchylenie}$$

$$\text{średnie przez } t: s = \log t = \sqrt{\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n (x_i - x_0)^2}. \quad \text{Założmy}$$

teraz, że dysponujemy dużą ilością wyników prób wytrzymałościowych, pozwalającą na ściśle wyznaczenie wartości z_0 i wykreślenie średniej krzywej Wöhlera. Na podstawie rozważań, dotyczących obciążeń i sposobu sumowania efektów zmęczeniowych, możemy więc określić średni rezsurs samolotu, to jest ilość kilometrów lub godzin lotu, powodujących wyczerpanie pełnego zapasu wytrzymałości zmęczeniowej. Oczywiście, tak obliczony średni rezsurs nie jest rezsurem bezpiecznym, ponieważ prawdopodobieństwo zniszczenia konstrukcji przed przewidzianym terminem jest zbyt duże — wynosi ono 0,5. W celu obliczenia bezpiecznego rezsursu należy naprzód określić dopuszczalne prawdopodobieństwo wypadku. Założmy, że nie może ono przekraczać jednego na 10^7 godzin lotu. Jeżeli przyjęliśmy średni rezsurs wynoszący na przykład $5 \cdot 10^4$ godz. wówczas prawdopodobieństwo wypadku obliczymy dzieląc prawdopodobieństwo zniszczenia konstrukcji podczas założonego rezsursu przez wielkość rezsursu, a więc: $p = \frac{0,5}{5 \cdot 10^4} = 10^{-5}$, to znaczy jeden wypadek

na 10^5 godzin lotu. Zmniejszenie prawdopodobieństwa do wymaganej wartości 10^{-7} wymaga więc skrócenia rezsursu. Założmy skrócony rezsurs — 10^4 godzin. W odniesieniu do średniej krzywej Wöhlera zużyty zapas wytrzymałości zmęczeniowej wyniesie wówczas tylko $\frac{10^4}{5 \cdot 10^4} = 0,2$. Pełne wyczerpanie zapasu wytrzymałości nastąpiłoby w przypadku, gdyby wytrzymałość zmęczeniowa konstrukcji była 5-krotnie mniejsza od średniej. Prawdopodobieństwo wystąpienia takiej lub jeszcze mniejszej wytrzymałości możemy obliczyć przy pomocy funkcji Laplace'a (tabela 1). Założmy, że prawdopodobieństwo to wynosi 0,001. Wówczas prawdopodobieństwo wypadku wyniesie: $p = \frac{0,001}{10^4} = 10^{-7}$, a więc rezsurs

10 000 godzin jest bezpieczny.

Powyższy schemat obliczenia zakłada znajomość rozkładu logarytmnormalnego wytrzymałości zmęczeniowej, otrzymanej z dużej ilości prób. W praktyce obliczenie średniej krzywej Wöhlera i średniego odchylenia (kwadratowego) odbywa się na podstawie paru pomiarów nie wystarczających do ścisłego wyznaczenia rozkładu, co pociąga za sobą konieczność dodatkowego zabezpieczenia się przed ewentualnością błędów na niekorzyść wytrzymałości.

Przyjmijmy, że dla pewnego prawdopodobieństwa p wartość graniczna logarytmu zmiennej z , posiadającej rozkład logarytmnormalny, wynosi $x_0 - k \cdot s$. Jeżeli dysponujemy tylko niewielkim zbiorem wartości $x = \log z$, wówczas obliczona z niego wartość $\bar{x}_0 - ks$ (kreski służą do odróżnienia od wartości ścisłych prawa Gaussa) jest obciążona pewnym błędem.

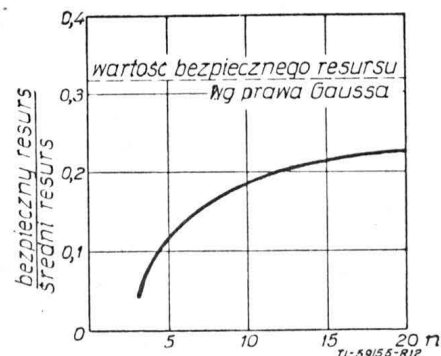
Wartość $x_0 - ks$ może być większa od $\bar{x}_0 - k \cdot s$ (wówczas nasze obliczenie jest bezpieczne), lub też mniejsza. Dla zabezpieczenia się przed tą drugą możliwością rachunek prawdopodobieństwa wprowadza współczynnik k' , przez który należy pomnożyć s , aby z określonym „współczynnikiem pewności” znaleźć się po stronie bezpiecznej, to znaczy, aby: $\bar{x}_0 - k' s \leq x_0 - ks$. Współczynnik k' jest zależny od żądanego „współczynnika pewności” (określającego prawdopodobieństwo pozostania po stronie bezpiecznej), ilości n posiadanych wartości zmiennej z , oraz prawdopodobieństwa p . Gdy $n \rightarrow \infty$ błąd staje się coraz mniejszy i $k' \rightarrow k$.

W tabeli 2 zostały podane wartości k' dla założonego „współczynnika pewności” wynoszącego 90%.

Tabela 2

n	Prawdopodobieństwo					
	0,5	0,1	0,01	0,002	0,001	0,0005
3	$k'=0,96$	3,87	6,66	8,17	8,75	9,30
5	0,64	2,59	4,40	5,38	5,76	6,12
7	0,52	2,24	3,82	4,68	5,01	5,32
10	0,43	2,01	3,44	4,21	4,51	4,80
20	0,29	1,75	3,04	3,73	3,99	4,24
∞	0	1,28	2,33	2,88	3,09	3,29

Rys. 12, wykonany na podstawie tabeli 2, przy założeniu $p = 0,001$ i rezsursu bezpiecznego równego 0,32 rezsursu średniego, uwidacznia wyraźnie wysoką cenę, jaką trzeba płacić w przypadku małej, ilości danych doświadczalnych. Dla $n \rightarrow \infty$ krzywa zdążyła do asymptoty $y = 0,32$.



Rys. 12. Wpływ ilości danych doświadczalnych na wartość bezpiecznego rezsursu przy „współczynniku pewności” 90%

W dotychczasowych rozważaniach zakładaliśmy, że o wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji decyduje jeden element. Dla skrzydła jest to słuszne jedynie w przypadku konstrukcji jednodźwigarowej z nienośnym pokryciem (na zgięcie). Wówczas elementem tym jest najbardziej obciążona część dźwigara wraz z okuciem nośnym. Zagadnienie wytrzymałości zmęczeniowej komplikuje się w przypadku bardziej złożonego modelu statycznego, na przykład skrzydła wielodźwigarowego lub integralnego. O wielkości bezpiecznego rezsursu decyduje wówczas nie tylko prawdopodobieństwo uszkodzenia poszczególnych elementów nośnych, lecz

również wpływ uszkodzenia jednego elementu na spadek wytrzymałości całego skrzydła. Na przykład w konstrukcji dwudźwigarowej, dla której uszkodzenie jednego dźwigara tak dalece zmniejsza wytrzymałość całego skrzydła, że jest równoznaczne z jego zniszczeniem, prawdopodobieństwo wypadku jest równe sumie prawdopodobieństw uszkodzeń każdego z dźwigarów. W przypadku konstrukcji wielodźwigarowych, lub z pracującym pokryciem, stosunkowo mało wrażliwych na uszkodzenie pojedynczego elementu nośnego, wielkość bezpiecznego rezerwu jest uzależniona w dużej mierze od łatwości szybkiego wykrycia uszkodzenia i sprawności kontroli technicznej użytkownika.

Wnioski

Z przedstawionych powyżej ogólnych uwag o wytrzymałości zmęczeniowej samolotów komunikacyjnych wynika, że o zwiększeniu rezerwu konstrukcji płatowca decyduje cały szereg czynników, a przede wszystkim:

1. schemat statyczny,
2. konstrukcja i technologia głównych elementów nośnych,
3. wielkość dopuszczalnych naprężeń,
4. własności wytrzymałościowe użytych materiałów konstrukcyjnych,
5. jakość pokryć ochronnych,
6. warunki użytkowania i nadzór podczas eksploatacji.

Najłatwiejszą i najskuteczniejszą metodą zwiększenia rezerwu płatowca jest bezsprzecznie zmniejszenie naprężeń dopuszczalnych, co koliduje jednak z naczelnym postulatem stawianym konstruktorowi — lekkością, a więc udźwigniem sa-

molotu. Konieczny kompromis między tymi wymaganiami musi być przez konstruktora dokładnie przeanalizowany. Zarówno konstruktor jak i technolog muszą zwracać baczną uwagę na unikanie lokalnych spiętrzeń naprężeń w elementach przenoszących obciążenia zmienne. Przed specjalistami w dziedzinie metaloznawstwa staje coraz pilniejsze zadanie dostarczenia materiałów o wyższej wytrzymałości zmęczeniowej, jak najbardziej zbliżonej do wytrzymałości doraźnej. Pewne nadzieje roją tu stopy tytanu. Obliczenie bezpiecznego rezerwu płatowca wymaga wielu bardzo kosztownych prób, a jego dokładność jest mała. Postęp w tej dziedzinie jest uzależniony zarówno od dalszych studiów teoretycznych jak i bogatszego materiału statystycznego.

Artykuł wpłynął dnia 11 października 1955 r.

Literatura

- Moszyński — Wytrzymałość zmęczeniowa części maszynowych, PWT, 1953 r.
- Sandauer — Obciążenia skrzydła płatowca w burzliwej atmosferze, Technika Lotnicza, 6/1954 r.
- Williams — Fatigue life of wing components for civil aircraft, Journ. of the Roy. Aeron. Soc., 11/1952 r.
- Marco, Starkey — A concept of fatigue damage, Transactions of the ASME, 4/1954 r.
- Kennedy — A method for determining the „safe“ life of an aircraft wing from fatigue test results, Journ. of the Roy. Aeron. Soc., 5/1954 r.
- Taylor — Gusts and their measurements, Journ. of the Roy. Aeron. Soc., 12/1954 r.
- Tye — The outlook on airframe fatigue, Journ. of the Roy. Aeron. Soc., 5/1955 r.
- Pugsley — Structural safety, Journ. of the Roy. Aeron. Soc., 6/1955 r.

Mgr inż. ANDRZEJ WACHAL

Paliwa w technice odrzutowej

(CZĘŚĆ I)

Artykuł niniejszy, omawiający paliwa stosowane do silników odrzutowych, został opracowany w dużej mierze na podstawie artykułów, jakie ukazały się w ciągu ostatnich lat w literaturze radzieckiej, angielskiej i amerykańskiej. Ze względu na szczupłe ramy artykułu, zagadnienie to musi być przedstawione jedynie w sposób szkicowy, niemniej jednak pozwalający na zorientowanie się w zasadniczych wymaganiach, jakie stawia się paliwom do silników odrzutowych.

Wstęp

W ostatnich kilkunastu latach nastąpił rozwój silników odrzutowych, które nabierają coraz to większego znaczenia. Znalazły one zastosowanie przede wszystkim w lotnictwie i temu faktowi zawdzięczają swój rozwój, gdyż na badania będące podstawą postępu technicznego nie skąpi się w tej gałęzi techniki wysiłków i środków.

Literatura techniczna z tego zakresu jest bardzo skąpa ze zrozumiałych względów i cały szereg ważnych zagadnień zostaje przemilczanych lub niezupełnie wyjaśnionych. W tych warunkach nawet skromne opracowanie może być interesujące dla osób zajmujących się zagadnieniami związanymi z silnikami odrzutowymi.

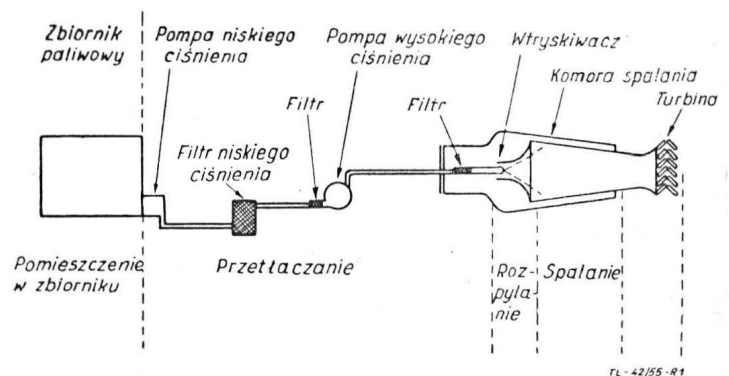
Ze względu na wymagania i charakter chemiczny paliwa można podzielić na dwie grupy: paliwa do silników odrzutowych przelotowych i paliwa do silników odrzutowych rakietowych. Ponieważ istnieją między nimi duże różnice, zostaną one omówione osobno. W pierwszej części podane zostaną wymagania stawiane paliwom do silników przelotowych, a drugiej — do silników rakietowych.

Paliwa do silników odrzutowych przelotowych

Jak wiadomo, silnik odrzutowy jest silnikiem cieplnym. Powstająca wskutek spalania energia cieplna przechodzi w energię kinetyczną gazów, których wypływ z dyszy silnika powoduje powstanie siły ciągu. Ponieważ siła ciągu jest wprost proporcjonalna do masy i szybkości wpływających gazów, proces spalania musi być bardzo intensywny, to znaczy konieczne jest spalanie w jednostce czasu dużych ilości paliwa o dużej wartości kalorycznej. Miarą intensywności spalania

jest stosunek wytworzonego w jednostce czasu ciepła do objętości komory spalania. W przypadku komór lotniczych silników odrzutowych wynosi on około 10^8 Kcal/m³godz.

Omawiając właściwości paliw stosowanych dla silników przelotowych należy wyjaśnić ich znaczenie dla pracy silni-



Rys. 1. Przebieg paliwa w silniku

ka. Paliwo ze zbiornika podawane jest pompą przez filtry do wtryskiwacza silnika, gdzie ulega rozpyleniu. Rozpylone kropelki paliwa przemieszane z powietrzem odparowują i spalają się. Stąd też wymagania stawiane paliwom można podzielić na związane z pomieszczeniem paliwa w zbiorniku, przetłaczaniem i rozpyleniem paliwa oraz odparowaniem i spalaniem paliwa (rys. 1).

Wymagania związane z pomieszczeniem paliwa w zbiornikach samolotu

Z pomieszczeniem paliwa w zbiornikach samolotu związany jest cały szereg zagadnień. Najważniejsze jest zagadnienie zabrania przy odpowiedniej pojemności zbiorników ładunku paliwa o możliwie największej wartości energetycznej. Dal- szym problemem są straty wskutek odparowania paliwa na dużych wysokościach. Pierwsze zagadnienie wiąże się ściśle z wartością opalową paliwa, drugie natomiast z lotnością i prężnością par.

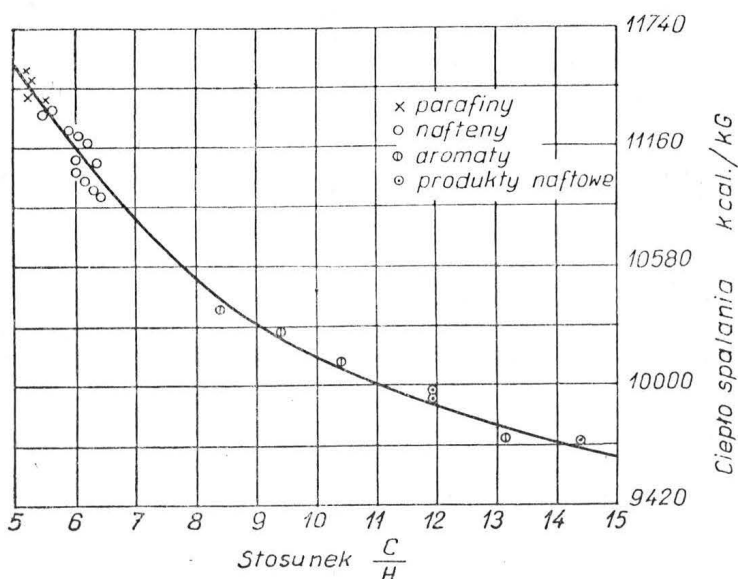
Wartość opalowa paliw ma duże znaczenie dla silników przelotowych, gdyż paliwa mające wysoką wartość opalową mogą dawać wyższe wielkości siły ciągu przy tej samej ilości paliwa lub też dla uzyskania tej samej siły ciągu potrzebne są mniejsze ilości paliwa. Dla samolotów, które muszą rozwijać jak największe prędkości, bardzo ważny jest kształt obrysu, który powinien być taki, aby zbiorniki miały możliwie najmniejsze wymiary, z czym wiąże się wymaganie, aby paliwo posiadało jak największą wartość opalową na jednostkę objętości. W przypadku natomiast samolotów długodystansowych o dużym zasięgu w grę wchodzi przede wszystkim ciężar zabranego ładunku, toteż tu paliwo powinno posiadać jak największą wartość opalową na jednostkę ciężaru. Dla porównania podano kilka wartości opalowych w tabeli 1.

Tabela 1

Wartość opalowa paliw do silników odrzutowych o różnym składzie chemicznym (lit. 3)

Paliwa	Ciężar w. G/cm ³	Granice wrzenia °C	Skł. chemicz. %			Wartość opal.	
			Aro- ma- tów	Naf- te- nów	Para- fin	kcal/ kg	kcal/l
nafta parafinowa	0,7475	159–265	2,6	5,2	92,2	10369	7700
nafta naftenowa	0,7910	160–270	1,4	51,9	46,7	10300	8110
nafta lotnicza	0,7940	155–270	19,4	39,2	41,4	10260	8110
nafta szeokofrakcyjna	0,8015	41–286	26,0	—	—	10100	8070
nafta aromatyczna	0,8645	166–253	75,2	11,4	13,4	9860	8510

Jak widać z tabeli najwyższe wartości opalowe na jednostkę ciężarową mają węglowodory parafinowe, natomiast na jednostkę objętości mają węglowodory aromatyczne. Wartość opalowa paliwa jest ściśle związana ze stosunkiem węgla do wodoru. Zależność tę przedstawia rysunek 2 (lit. 3).



Rys. 2. Zależność ciepła spalania od stosunku węgla do wodoru

Wykres ten został sporządzony na podstawie wyników pomiarów doświadczalnych, otrzymanych dla całego szeregu czystych węglowodorów i obecnych paliw do silników odrzutowych przelotowych. Dla różnych rodzajów paliw odrzutowych stosunek C/H leży w granicach 5,7 — 6,7 (lit. 3).

Lotność. Wysoka lotność paliwa powoduje na dużych wysokościach znaczne straty wskutek odparowania, gdyż temperatura paliwa w zbiorniku spada stosunkowo wolno wskutek szybkiego wznoszenia się samolotu, a ciśnienie otoczenia

1. Benzyna 2. Nafta

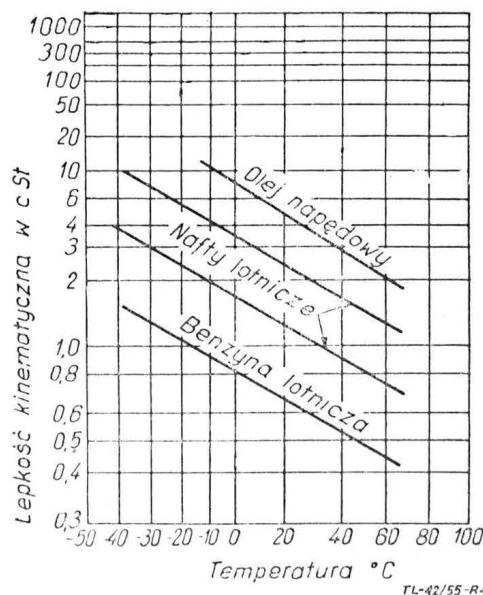


Rys. 3. Straty z powodu odparowania

spada bardzo szybko. Wskutek tego bardzo silnie wzrasta odparowanie paliwa, a na pewnej wysokości może zacząć ono wrzeć (lit. 14). Straty z powodu odparowania i wysokości początku wrzenia przedstawione są na wykresie (rys. 3).

Wymagania związane z przetłaczaniem i rozpylaniem paliwa

Paliwo będzie przetłaczało się tym łatwiej im będzie miało mniejszą gęstość i lepkość. Wielkości lepkości, gęstości oraz napięcia powierzchniowego paliwa będą również warunkowały łatwość jego rozpylenia. Wpływ tych czynników jest po-



Rys. 4. Zmiana lepkości różnych paliw wraz ze zmianą temperatury

wszechnie znany i nie będzie szerzej omawiany, natomiast należy zatrzymać się nieco dłużej nad własnościami paliwa w niskich temperaturach, gdyż własności te w związku z pracą silników odrzutowych przy niskich temperaturach otoczenia na dużych wysokościach mają bardzo duże znaczenie (lit. 12).

Lepkość. Przy obniżaniu temperatury paliwa rośnie jego lepkość. Nafty do silników przelotowych mają lepkości w normalnych temperaturach (20°) — 1,8 — 3 cSt. Przy wzroście lepkości będziemy mieli spadek ciśnienia wytryskiwanego paliwa, co prowadzi do gorszego rozpylenia. Pewne zaburzenia w rozpyleniu zaznaczają się już przy lepkościach 15 cSt, a 25 cSt przyjmuje się jako wielkość graniczną. Załą-

czony na rysunku 4 wykres obrazuje zmianę lepkości wraz ze spadkiem temperatury (lit. 12).

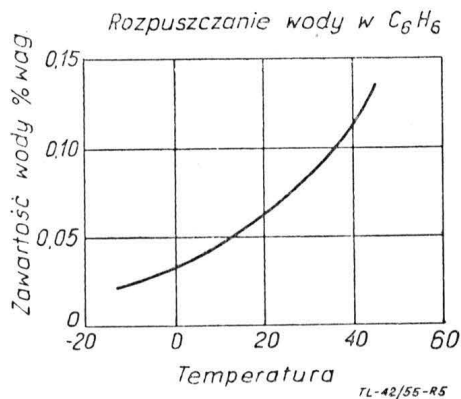
Z wykresu tego widać, że olej napędowy osiąga wielkość 15 cSt już przy -15°C , a 25 cSt przy -30°C , podczas gdy benzyna może być rozpylana dokładnie jeszcze w bardzo niskich temperaturach. Nafta lotnicza może być ochładzana do -50°C bez osiągnięcia tej granicznej lepkości. Do tak niskich temperatur może zostać oziębione paliwo w przypadku zgaśnięcia płomienia w silniku. Przy skrzepnięciu paliwa powtórne uruchomienie silnika byłoby niemożliwe.

Z a w a r t o ść w o d y. Woda może znajdować się w paliwach w postaci zawieszonyj oraz rozpuszczonej. Obecność w paliwie zawieszin zarówno wody, jak i zanieczyszczeń mechanicznych jest niedopuszczalna i na to zwraca się dużą uwagę przed oddaniem paliwa z zakładu produkcyjnego do eksploatacji. Często jeszcze przed napełnieniem zbiorników samolotu paliwo filtruje się. Usunięcie natomiast wody rozpuszczonej przedstawia bardzo duże trudności i jest na większą skalę niemożliwe do przeprowadzenia, a poza tym jest niecelowe, gdyż paliwo, będące w styczności z powietrzem i tak się nawilga. Rozpuszczalność wody w produktach naftowych zależy od temperatury i od składu chemicznego paliwa. W normalnych temperaturach zawiera ono średnio kilka tysięcznych procentów wody. Przy stopniowym ochładzaniu rozpuszczalność maleje, a poniżej 0°C woda zaczyna stopniowo wykrystalizowywać. Węglowodory aromatyczne mają większą zdolność rozpuszczania niż pozostałe grupy węglowodorów, tak że paliwo o dużej ich zawartości będzie rozpuszczało większą ilość wody (lit. 12, 10). Wykresy procentowej zawartości wody w zależności od temperatury podane są na rysunkach 5 i 6.

Wydzielanie się wody przy ochładzaniu paliwa jest szkodliwe dla pracy układu zasilania, gdyż z jednej strony powoduje jego korozję, zwłaszcza elementów pompy paliwowej, a z drugiej strony prowadzi do zatykania się filtrów paliwowych lodem (rys. 7). Korozji w pewnym stopniu przeciwdziała dodatek do paliwa 1% domieszki oleju.

Na zatykanie się filtrów ma wpływ szybkość ochładzania. Przy powolnym ochładzaniu woda wydziela się stopniowo i zbierając się w większe krople osiada na dnie zbiornika, natomiast przy szybkim i intensywnym ochłodzeniu do niskich temperatur wypadają drobnutkie kryształki lodu, które pozostają w paliwie w stanie zawieszonym. Powodują one zatykanie filtrów paliwowych. Zatykaniu się filtrów paliwowych można zapobiec dodając do paliwa substancję przeciwdziałającą zamrażaniu („antyfryzu”), jak na przykład 0,5 — 1% alkoholu izopropylowego. Ponieważ alkohol izopropylowy może się wydzielać wraz z wodą przez co zostanie usunięty z paliwa i w ten sposób przestanie przeciwdziałać krzepnięciu dalszych ilości wody, lepszym rozwiązaniem jest wtrysk alkoholu izopropylowego wprost na filtr, jeżeli zaczyna się on zatykać. Jednak konieczna jest wówczas dodatkowa instalacja. Jedną z możliwości rozwiązania tego zagadnienia jest wprowadzenie wprost do zbiornika substancji łączących się z wodą (higroskopijnych, na przykład CaCl_2) (lit. 10, 15).

Wydzielanie się kryształów i temperatura krzepnięcia. Jak wiadomo, paliwo jest mieszaniną węglowodorów różniących

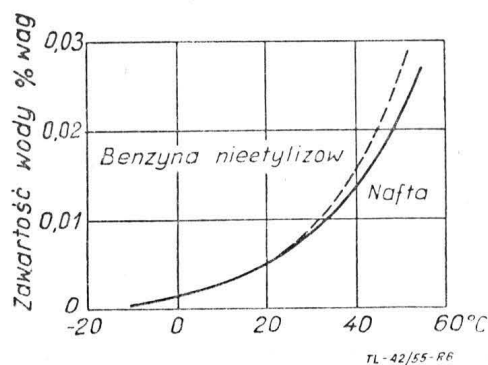


Rys. 5. Zawartość wody w zależności od temperatury

się od siebie własnościami chemicznymi i fizycznymi. Poszczególne węglowodory mają różne temperatury krzepnięcia, przy czym ogólnie rzecz biorąc wyższe temperatury krzepnię-

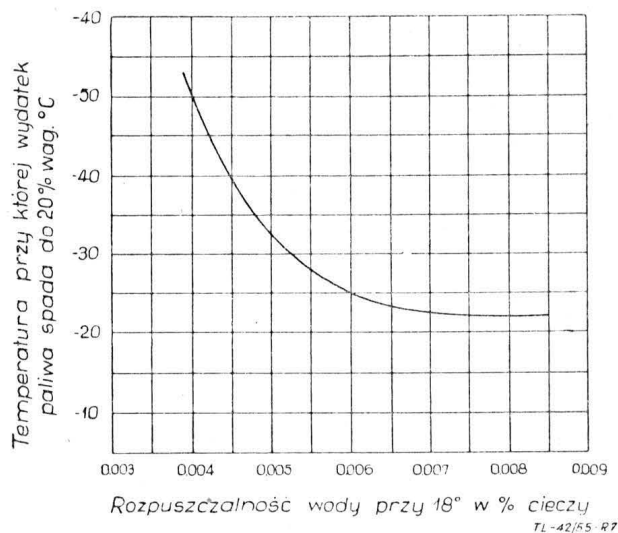
cia mają węglowodory parafinowe, a niższe aromatyczne z wyjątkiem benzenu, który ma temperaturę krzepnięcia $+5^{\circ}\text{C}$.

Przy silnym oziębieniu zaczynają się wydzielać kryształy węglowodorów o najwyższych temperaturach krzepnięcia. In-



Rys. 6. Zawartość wody w zależności od temperatury

ne węglowodory, pozostające w tym czasie w stanie płynnym, mogą je do jakiejś temperatury częściowo lub zupełnie rozpuszczać. Wraz z dalszym obniżeniem temperatury rozpuszczalność maleje, a równocześnie coraz więcej węglowodorów krystalizuje tak, że w paliwie pojawia się coraz więcej kryształów, które zatykają filtr paliwowy. Przy pewnej odpowiednio niskiej temperaturze całe paliwo krzepnie i przestaje go być niemożliwe. Jeżeli chodzi o węglowodory parafinowe najwyższą temperaturę krzepnięcia mają izoparafiny o silnie rozgałęzionej i symetrycznej budowie. Oprócz tego temperatura krzepnięcia podwyższa się wraz z ciężarem molekularnym, a więc i temperaturą wrzenia. Wymagania dotyczące temperatury krzepnięcia ograniczają więc górną granicę temperatury wrzenia i jeżeli chce się otrzymać wyższą wydajność paliwa odrzutowego z ropy, konieczne jest usu-

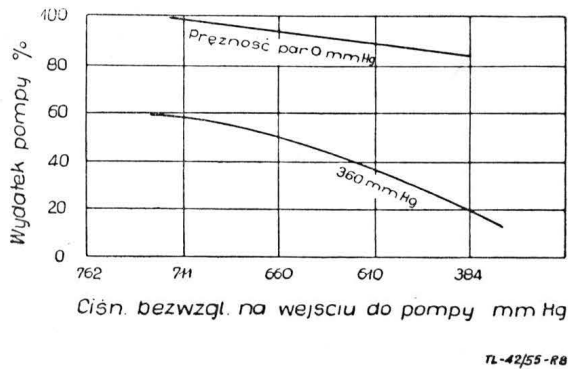


Rys. 7. Rozpuszczalność wody w zależności od temperatury

nięcie z wyżej wrzących frakcji wyższych węglowodorów parafinowych, które podwyższają temperaturę krzepnięcia. Można to osiągnąć na przykład na drodze traktowania mocznikiem, który tworzy z węglodorami parafinowymi kompleksy stałe i dające się odfiltrowywać (lit. 18).

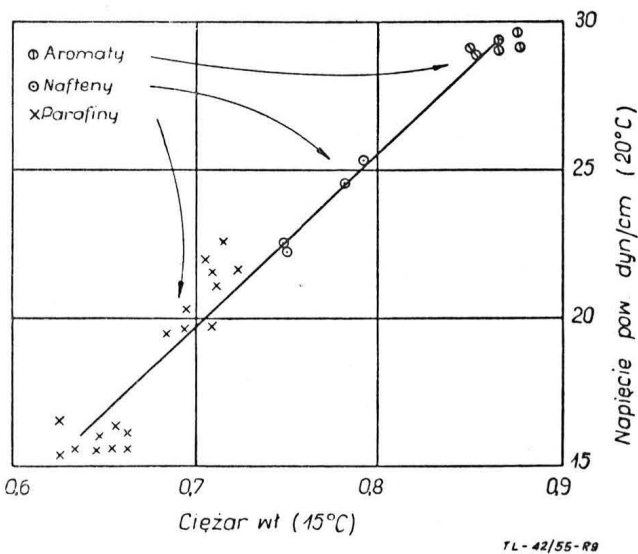
Prężność p a r. Oprócz nisko temperaturowych własności dla układu zasilania ważna jest jeszcze prędkość par paliwa. Wysoka prężność powoduje tworzenie się korków parowych w układzie zasilania oraz straty paliwa na dużych wysokościach lotu. Oprócz tego wysoka prężność par i wydzielanie się rozpuszczonego powietrza powoduje zaburzenia kawitacyjne oraz spadek wydajności pomp paliwowych (rys. 8).

Napięcie powierzchniowe. Podobnie jak i lepkość, napięcie powierzchniowe ma bardzo duży wpływ na stopień i łatwość rozpylenia paliwa, od którego dokładności zależy z kolei dokładność i szybkość spalania. Napięcie



Rys. 8. Wpływ prężności par na wydatek pompy

powierzchniowe wyraża się w takich samych jednostkach jak i energia powierzchniowa (erg/cm^2 czyli dyn/cm), która jest miarą wielkości pracy jaką trzeba włożyć, aby zwiększyć powierzchnię cieczy o 1 cm^2 . Poszczególne grupy węglowodorów różnią się od siebie wielkościami napięcia powierzchniowego. Najniższe napięcia posiadają węglowodory parafinowe, najwyższe aromatyczne. Węglowodory naftenowe mają wartości pośrednie (lit. 3). Zależność napięcia powierzchniowego od ciężaru właściwego przedstawia wykres na rys. 9.



Rys. 9. Zależność napięcia powierzchniowego od ciężaru właściwego paliwa

Wymagania związane z odparowaniem paliwa w silniku

Paliwo podawane jest do komory spalania za pomocą wtryskiwaczy. Dokładność rozpylenia zależy od budowy wtryskiwacza, ciśnienia oraz lepkości napięcia powierzchniowego paliwa. Im dokładniejsze rozpylenie, tym większy procent drobnych kropelek odparowuje szybciej. Powierzchnia właściwa (cm^2/cm^3 paliwa) jest miarą dokładności rozpylenia. Poniżej podana jest tabela obrazująca wpływ stopnia rozpylenia paliwa na dokładność spalania (lit. 14).

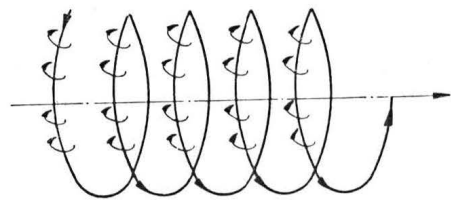
Rozpylone paliwo w postaci kropelek jest przemieszane powietrzem, które wskutek sprężenia podgrzewa się do temperatury $50^\circ - 200^\circ\text{C}$ (w zależności od temperatury wchodzącego powietrza). Powietrze podawane przez sprężarkę jest dzie-

Tabela 2

Dokładność spalania paliwa %	50	80	90	98	100
Stopień rozpylenia paliwa cm^2/cm^3	250	370	500	750	1000

lone na dwie części, tak zwane powietrze pierwotne i powietrze wtórne. Powietrze pierwotne wchodzi do komory u jej nasady przez urządzenia zawirowujące. W rezultacie zawirowania porusza się ono ruchem spiralnym wzdłuż osi komory. Wskutek tego wewnątrz spirali tworzy się podciśnienie, co powoduje ruch ku środkowi i linia spiralna staje się z kolei osią dla wtórnego ruchu spiralnego (rys. 10). Tego rodzaju zawirowania ogromnie ułatwiają dokładne przemieszanie z powietrzem, a więc i odparowanie.

Zawirowania mają szczególne znaczenie przy odparowaniu paliwa w postaci kropelek, bowiem dokoła kropli tworzy się zawsze otoczka parowa, która wskutek tego, że pary posiadają niski współczynnik przewodzenia ciepła, utrudnia nagrzewanie się wnętrza kropli, a więc i jej odparowania (lit. 13). Przy silnych ruchach powietrza wywołanych zawirowaniem otoczka jest ustawicznie usuwana i jest z kolei tworzona przez coraz to nowe porcje paliwa, tak że kropla stopniowo odparowuje. Szybkość odparowania jest tym większa im wyższa temperatura, im większa szybkość powietrza. Ściśle rzecz biorąc chodzi tu nie o bezwzględną szybkość powietrza, lecz o jego szybkość względem poruszających się kropelek. W nor-



Rys. 10. Zawirowania powietrza w komorze spalania

malnej temperaturze odparowuje zaledwie kilka procent ropy lotniczej. W 100°C około 70% , a już w temperaturze 200°C odparowanie jest prawie zupełne. Wpływ szybkości powietrza podaje tabela 3.

Poza tym o szybkości odparowania decydują również czynniki związane z paliwem, jak wielkość kropelek oraz skład chemiczny. W czasie ruchu kropli odbywa się jej frakcjonowanie, to jest odparowują najpierw najlżejsze składniki tworząc dokoła kropli otoczkę parową, która jest usuwana przez poruszające się powietrze (lit. 13). W czasie ruchu kropli otoczka jest tworzona przez coraz to cięższe składniki. Jeżeli w strefie spalania nie ulegnie ona pełnemu odparowaniu, to pozostałe nieodparowane składniki wskutek bardzo silnego oddziaływania cieplnego ulegają spalaniu lub krawingowi.

Tabela 3

Prędkość strumienia powietrza m/sek.	30	45	60	80
Odparowanie % (przy 100°C i $\alpha=1$)	52	56	64	70

W tym ostatnim przypadku dalsze spalanie jest już utrudnione i tego rodzaju kropeleki tworzą nagar na ścianach komory. Im więc więcej jest lekkich składników w paliwie, tym odparowanie jest zupełniejsze i tym lepsze jest spalanie. Krople paliwa po krótkim okresie odparowania w strumieniu powietrza przechodzą do strefy spalania, gdzie odparowują w strumieniu gorących gazów. Do strefy spalania przedostają się krople, które ze względu na swój rozmiar nie mogły odparować w strumieniu powietrza. Jak już wspomniano, kropla odparowująca jest otoczona warstewką parową, która wydatnie powstrzymuje przechodzenie ciepła do kropli i jej zagrzewanie się. Po przedostaniu się kropli do strefy gorących gazów odparowanie zostaje znacznie przyspieszone, gdyż główną rolę w transporcie ciepła do kropli odgrywa już nie przewodzenie lecz promieniowanie. Temperatura kropelek jest kilkakrotnie niższa od temperatury otaczających ją gazów, niemniej jednak już temperatura dwustu kilkudziesięciu stopni wystarcza dla jej zupełnego odparowania. W strefie spalania część kropelek zapala się i spala zachowując swój kształt. Ponieważ szybkość spalania w takim przypadku jest mniejsza niż w przypadku spalania paliwa w fazie gazowej przy dużych prędkościach, mających miejsce w komorze, zachodzi możliwość niepełnego spalania. Tak więc, aby proces odparowa-

nia był jak najdokładniejszy, paliwo powinno posiadać własności umożliwiające jego jak najlepsze rozpylenie i łatwe odparowanie.

Wymagania związane ze spalaniem paliwa

Jak już wspomniano, spalanie w silniku odrzutowym jest procesem ciągłym. Paliwo przemieszane z powietrzem w większej części odparowane wchodzi w strefę płomienia, gdzie ulega spalaniu. Wskutek wysokich temperatur panujących w komorze spalania, dużego nadmiaru powietrza i silnych zawirowań, proces spalania przebiega z bardzo dużą szybkością. Silniki odrzutowo-przepływowe pracują ze znacznym nadmiarem powietrza dochodzącym do 4, tak więc na każdy kilogram paliwa praktycznie dostarcza się 50 kilka do 60 kg powietrza. Powietrze pierwotne, którego nadmiar jest tak dobrany, by temperatura spalania wynosiła około 2000°C (α do 1,5) służy do podtrzymania właściwego procesu utleniania. Reszta powietrza objętościowo około trzy do czterokrotnie większa opływając chłodzi ściany komory i wchodzi do niej przez otwory w turbinie. W tej części odbywa się dopalanie resztek paliwa oraz oziębianie gazów spalinowych do temperatury, która nie zagraża już materiałowi łopatek turbiny. Ze względów konstrukcyjnych komora powinna mieć jak najmniejsze wymiary. Wiąże to się z odparowaniem i spalaniem paliwa na bardzo krótkim odcinku komory, gdyż w dalszej części komory odbywa się mieszanie i ochładzanie gazów spalinowych. Gdy proces odparowania przeciąga się (złe rozpylenie), to płomień wydłuża się, co przy niedostatecznym ochłodzeniu gazów spalinowych będzie miało ujemny wpływ na materiał łopatek turbiny.

Rozpatrując proces spalania można ogólnie powiedzieć, że na dokładność spalania i długość płomienia będą wpływały takie czynniki, jak stopień rozpylenia paliwa, intensywność zawirowań, temperatura, średnia prędkość strumienia gazów przepływających przez komorę (z czym będzie związany czas pozostawiania paliwa w strefie spalania), oraz skład mieszanki. Pod względem fizyko-chemicznym spalanie w silniku przepływowym jest spalaniem dyfuzyjnym, gdyż mamy tu do czynienia nie ze spalaniem przygotowanej mieszanki paliwo-powietrze, lecz przemieszanie odbywa się tuż przed samym spalaniem oraz już w trakcie spalania (lit. 2). Samo przemieszanie składa się z dwóch równocześnie przebiegających procesów — przemieszania turbulentnego oraz molekularnej dyfuzji.

Nazwa spalanie dyfuzyjne jest właściwie niezupełnie słuszną, gdyż termin „dyfuzyjne” odnosi się właściwie do charakteru przygotowania mieszanki, jednakże traktując proces spalania ogólniej, można przyjąć, że składa się on z dwóch etapów, przygotowanie mieszanki oraz właściwego spalania, czyli utleniania paliwa. Ogólnie rzecz biorąc, szybkość spalania będzie zależała od szybkości przebiegu poszczególnych etapów. Gdy szybkość przygotowania mieszanki jest stosunkowo mała w porównaniu z szybkością spalania, to cały proces będzie zależał praktycznie od szybkości przemieszania.

Przy spalaniu w silnikach przelotowych „wąskim gardłem” dla szybkiego przebiegu procesu spalania jest tworzenie mieszanki, gdyż utlenianie węglowodorów paliwa w temperaturach rzędu 2000°C jest prawie natychmiastowe. Utlenianie ma charakter reakcji łańcuchowej bez rozgałęzień, przy czym dużą rolę w przyspieszaniu odgrywają powstające wskutek rozkładu termicznego węglowodorów rodniki oraz produkty dysocjacji, jak wodór, tlen, grupa — OH (lit. 11, 15).

Szybkość rozchodzenia się płomienia powinna być większa lub co najmniej równa szybkości poruszania się powietrza, gdyż w przeciwnym przypadku płomień zostaje zdmuchnięty. Płomień rozchodzi się w kierunku przeciwnym względem poruszającego się powietrza z odparowanym i zawieszonym paliwem. Przy takich przeciwstawnych kierunkach ruchu tworzy się równowaga dynamiczna i czoło płomienia ustala się w pewnej odległości od wtryskiwacza. Szybkość rozchodzenia się płomienia będzie zależała, jak już wspomniano, od obecności substancji przyspieszających spalanie, jak rodników, produktów dysocjacji oraz temperatury. Z produktów dysocjacji szczególnie aktywny jest wodór, który ma mały ciężar molekularny, a więc odznacza się bardzo dużą zdolnością dyfuzji. Oprócz powyższych czynników na szybkość rozchodzenia się płomienia ma wpływ stopień odparowania, gdyż spalanie w fazie gazowej przebiega nieporównanie szybciej niż w przypadku spalania nieodparowanych kropeł paliwa. Zawirowanie

natomiast podwyższa stopień odparowania oraz deformuje czoło płomienia, co również bardzo wydatnie zwiększa szybkość spalania.

Z powyższych rozważań widać, jak zasadnicze znaczenie ma dla intensywności i dokładności spalania w silniku przelotowym proces tworzenia mieszanki.

Po ogólnym omówieniu charakteru spalania w silniku przelotowym należy omówić wymagania, jakie są stawiane w związku ze spalaniem.

Charakterystyki zapłonowe

Jak już wspomniano, długość komory spalania jest ograniczona, dlatego staramy się, aby strefa spalania była jak najkrótsza. Dobre paliwo powinno zapalać się jak najwcześniej po wtrysnięciu i możliwie łatwo, czyli formułując ściślej, powinno posiadać niską temperaturę zapłonu i małe opóźnienie zapłonu, które jest tym mniejsze im niższa jest temperatura samozapłonu. Te własności paliwa zależą w bardzo znacznym stopniu od warunków zewnętrznych, niemniej jednak dużą rolę odgrywa tu skład chemiczny paliwa, a więc procentowy udział poszczególnych grup węglowodorowych. Węglowodory parafinowe i naftenowe mają niskie temperatury samozapłonu. Ich samozapłon w czystym tlenie wynosi 230°—320°C. Odpowiednie temperatury dla benzenu wynoszą ponad 700°C. Jednakże obecność bocznych łańcuchów wpływa obniżająco na temperaturę samozapłonu, tak że na przykład dla 1-etylo 2,3-dwumetylobenzenu wynosi tylko 460°C, a u węglowodorów aromatycznych z silnie rozgałęzionymi bocznymi łańcuchami temperatury te zbliżają się do temperatur samozapłonu naftenów i parafinów (lit. 3).

Ogólnie rzecz biorąc najlepsze charakterystyki zapłonowe posiadają węglowodory parafinowe i paliwa o dużej ich zawartości. Najgorsze natomiast — węglowodory aromatyczne i paliwo o dużej zawartości tych związków. Z dalszych parametrów na opóźnienie zapłonu wpływa spadek ciśnienia paliwa i temperatury gazów (lit. 7).

Dokładność spalania

Spalanie w silniku przelotowym może być zupełne, lub też spalaniu ulega zaledwie kilkadziesiąt procent paliwa. Dokładność spalania można określić procentową ilością spalonego paliwa. Przeważnie wyraża się go jednak jako stosunek ilości ciepła wydzielonego przy danych warunkach pracy silnika do ilości ciepła, która powinna się teoretycznie wywiązać przy spalaniu. Naturalnie, im większa dokładność spalania, tym wyższa sprawność cieplna silnika.

Jest kilka sposobów wyznaczania dokładności spalania. Najczęściej stosowany polega na pomiarze temperatur spalania. Zachodzą tu jednak duże trudności z dokładnym wyznaczeniem temperatur, w związku z nierównomiernym ich rozkładem (lit. 10).

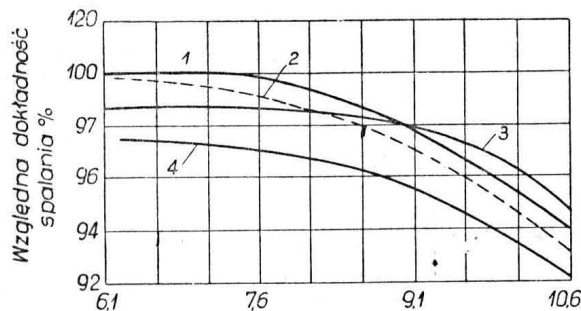
Drugą metodą jest dokładna analiza gazów spalinowych. Stosunek CO₂ uzyskanego z dopalania resztek paliwa z gazów spalinowych do ilości CO₂, jakie uzyskuje się przy pełnym spalaniu całego paliwa daje straty na niezupełne spalanie, a więc określa dokładność spalania. Można ją również określić przez pomiar siły ciągu. Dokładność spalania zależy od całego szeregu czynników, jak dokładność rozpylenia, stopień odparowania, stosunek powietrza do paliwa, liczba obrotów silnika, wysokość lotu oraz skład chemiczny paliwa.

Jeżeli chodzi o stopień rozpylenia, jak już wspomniano, im lepsze rozpylenie, tym wyższy stopień odparowania, a więc i lepsze spalanie. Skład chemiczny wpływa również wydatnie na dokładność spalania. Najmniejszą efektywność spalania mają węglowodory aromatyczne, co wiąże się z ich gorszą odparowalnością oraz wysoką temperaturą samozapłonu i dużą zwłoką zapłonu. Największą dokładność spalania dają węglowodory parafinowe (rys. 11). Im większa wysokość lotu i mniejsza ilość obrotów, tym gorsza dokładność spalania (rys. 12). Dużą rolę odgrywa stosunek powietrza do paliwa, przy czym niezupełne spalanie spowodowane jest przechodzeniem części kropeł paliwa przez komorę nie spalonych, oraz spalania do CO zamiast do CO₂ (lit. 10, 15).

Tworzenie nagarów (lit. 10, 3, 4)

Z niezupełnym spalaniem ściśle wiąże się tworzenie nagarów. Osadzanie się nagarów jest bardzo szkodliwe dla pracy

silnika. Zwykle nagar osadza się wokół wtryskiwacza lub na ścianach komory spalania. Osadzanie się nagaru i żywic na wtryskiwacz może spowodować jego zakoksovanie i przerwę w dopływie paliwa. Osadzanie się nagaru na ścianach komory prowadzi do miejscowych przegrzań i wypaczania ko-



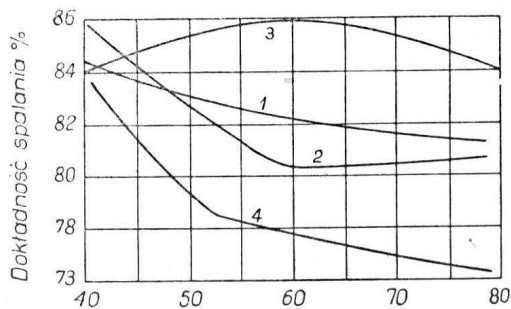
Wpływ składu chemicznego paliwa na dokładność spalania (Dokładność spalania naftę wzorcowej na 6,1 km · 100%)
 1. Nafta wzorcowa
 2. Paliwo naphthenowe
 3. Paliwo parafinowe
 4. Paliwo aromatyczne

TL-42/55-R11

Rys. 11.

mory. Przy większych grubościach osadzonego nagaru odrywa się on od ścian komory i kawałeczki koksiku unoszone są z gazami spalinowymi. Uderzając z wielką energią w łopatki turbiny wywołują ich erozję. Kawałeczki te mogą się osadzać częściowo w dyszy silnika. Widać więc stąd, że osadzanie się nagaru może być przyczyną uszkodzeń i zaburzeń w pracy silnika. Na osadzanie się nagaru ma wpływ cały szereg czynników, z których najważniejszymi są: stopień rozpylenia i skład chemiczny paliwa oraz temperatura (lit. 5).

Rozpylone paliwo zostaje poddane działaniu wysokich temperatur. Kropelki ulegają frakcjonowaniu, to jest stopniowo zostają pozbawiane lekkich składników. Początkowo od silnego nagrzania wnętrza kropli chroni ją otoczka parowa. Pozostające cięższe składniki dają coraz cieńsze otoczki, tak że wnętrze kropli stopniowo się zagrzewa, zwłaszcza po zapaleniu się otoczki parowej. W przypadku dokładnego rozpylenia paliwa kropelki całkowicie odparowują. Natomiast jeżeli po rozpyleniu są i większe krople, to odparowują one wolno, wzbogacając się stopniowo w cięższe składniki, a rów-



Stosunek powietrze-paliwo
 1. Nafta wzorcowa 2. Paliwo naphthenowe
 3. Paliwo parafinowe
 4. Paliwo aromatyczne

TL-42/55-R12

Rys. 12. Zależność spalania od stosunku powietrza do paliwa

nocześnie silnie się nagrzewają, co prowadzi do przebiegu procesów kondensacji i zeżycwienia. Powstające produkty trudno się spalają i ulegają raczej koksovaniu wskutek oddziaływania wysokich temperatur. Na zwiększenie tendencji do koksovania ma również wpływ skład chemiczny paliwa. Jak wykazały liczne doświadczenia, paliwa zawierające dużą ilość związków aromatycznych dają o wiele więcej nagaru niż paliwa o przeważającej ilości innych grup węglowodorowych.

Można sobie to tłumaczyć wyższym stosunkiem węgla do wodoru w przypadku związków aromatycznych (benzen C : H = 1 cykloheksan, C : H = 0,5 i izooktan C : H = 0,44) oraz większym czasem opóźnienia zapłonu. Jak widać z rysunku 13 ilość nagarów jest ściśle związana z zawartością aromatów, dlatego zawartość aromatów w paliwach jest regulowana normami (lit. 10, 3).

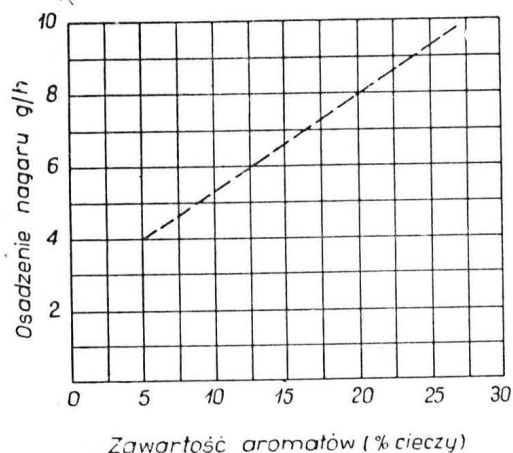
Należy jednak zaznaczyć, że nie we wszystkich silnikach związki aromatyczne powodują jednakowe osadzanie się nagarów i związane z tym zaburzenia. Stwierdzono, że to samo paliwo o dużej zawartości związków aromatycznych w jednych typach komór dawało znaczne osady nagarów, a inne komory pracowały bez osadzania się ich znaczniejszych ilości. W każdym razie przy danym typie komory paliwo zawierające mniejszą ilość związków aromatycznych będzie zachowywało się lepiej. Jak wykazały badania, istnieje zależność między składem chemicznym (stosunek C : H) oraz lotnością a ilością osadzania się nagarów (lit. 10).

$$\text{ilość osadzonego nagaru} = \lg \frac{\frac{C}{H} - k_1}{k_2} + \frac{T}{k_3} - k_4$$

gdzie: $\frac{C}{H}$ = stosunek węgla do wodoru

 $k_1, k_2, k_3, k_4 = \text{stałe}$

T = temp. uzyskania 10% destylatu z paliwa.



TL-42/55-R13

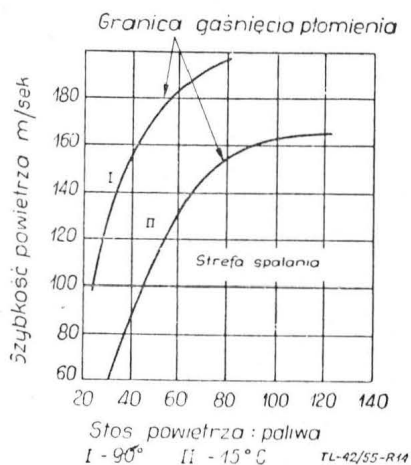
Rys. 13. Zależność ilości osadzenia nagaru od składu chemicznego paliwa

Ze wzoru widać, że ilość nagaru wzrasta wraz ze wzrostem stosunku C : H i ze wzrostem temperatury uzyskania 10% destylatu z paliwa przy destylacji normalnej. Duży wpływ na tworzenie się nagarów mają związki żywiczne, które może zawierać paliwo nie poddane dokładnemu oczyszczaniu technologicznemu. Nieznaczna zawartość związków siarkowych praktycznie nie wpływa na zwiększenie ilości nagaru, natomiast większe ich ilości zwiększają osadzanie. Duży wpływ na tworzenie się nagarów ma również stosunek paliwa do powietrza. Przy zwiększeniu nadmiaru powietrza maleje ilość osadu. Temperatura ścian komory nie zwiększa ilości nagaru. Niektórzy autorzy przypisują to intensywniejszemu wypalaniu się nagarów przy zwiększonych temperaturach ścian komory.

Stabilizacja płomienia

S p a l a n i e w silniku przelotowym jest procesem ciągłym i ciągłość ta musi być zapewniona przez cały czas pracy silnika. Aby nie nastąpiło zerwanie płomienia, jak już wspomniano, szybkość spalania musi być większa od szybkości strumienia powietrza w strefie spalania. Trzeba tu zaznaczyć, że spalanie jest możliwe jedynie przy pewnych składach mieszanki. Mieszanka paliwo-powietrze jest zapalna jedynie w pewnym zakresie zawartości powietrza. Przy zbyt bogatych mieszankach, to znaczy zawierających zbyt mało powietrza (górną granicę zapłonu) i przy zbyt ubogich (dolną granicę zapłonu), to jest zawierającej nadmiar powietrza, mieszanka nie zapala się, w pierwszym przypadku

z powodu niedomiaru powietrza, w drugim przypadku — wskutek nadmiaru powietrza, które odbiera ciepło reakcji początkowej, tak że właściwa reakcja nie może zachodzić. Obniżenie ciśnienia węża granice zapłonowe, natomiast

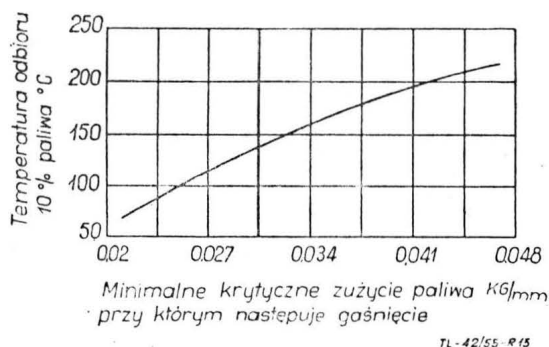


Rys. 14. Wpływ temperatury na zakres stabilności płomienia

wzrost temperatury je rozszerza. W zależności od stosunku powietrza do paliwa zmienia się również kolor płomienia od żółtego do niebieskiego, w różnych odcieniach. Świecenie płomienia wywołują niezupełnie spalone rozżarzone cząstki węglowe. Zamieszczone rysunki 14 i 15 obrazują zakres trwałości płomienia przy różnych składach mieszanki (lit. 2, 3).

Przy odpowiednim składzie mieszanki nie jest obojętne jaki jest skład chemiczny paliwa. Paliwa parafinowe dają najbardziej trwałe płomienie, a paliwa o dużej zawartości związków aromatycznych płomienie stosunkowo mało trwałe. Na trwałość płomienia ma również wpływ opóźnienie zapłonu paliwa, które, jak już było omówione, jest z kolei związane ze składem chemicznym paliwa, temperaturą komory, zawirowaniami itd. Z dalszych czynników, powodujących gaśnięcie płomienia, jest przejście do małych obrotów, przyspieszenie lub zmniejszenie szybkości wału silnika.

Częstą przyczyną gaśnięcia płomienia jest tak zwany pompaż, to jest zjawisko polegające na niestatecznej pracy sprężarki (odrywanie się strug powietrza), wskutek czego następuje gaśnięcie przez zbytne wzbogacenie mieszanki. Jest jeszcze cały szereg innych czynników wpływających na niestateczność spalania, wszystkie jednak oddziałują nie bezpośrednio, lecz przez pogorszenie stopnia



Rys. 15. Wpływ lotności paliwa na gaśnięcie płomienia wskutek zubożenia mieszanki

rozpylania, odparowania, przez zmianę składu mieszanki i zmniejszanie szybkości spalania. Mają one szczególne znaczenie przy lotach na dużych wysokościach, gdyż spada wówczas ciśnienie i szybkość powietrza w komorze spalania (szczególnie przy małych prędkościach lotu). Obniża się wówczas temperatura płomienia, co zmniejsza jego szybkość rozchodzenia się, a zwiększa opóźnienie zapłonu. W takich warunkach szybka zmiana obrotów silnika powoduje możliwość zgaśnięcia płomienia.

Ważnym czynnikiem wpływającym na trwałość spalania jest dobre rozpylenie paliwa. Tak więc wszelkie czynniki, które będą powodowały pogorszenie rozpylania oraz odparowania będą pogarszały równocześnie i stateczność spalania. Im większa jest lotność paliwa tym bardziej trwałe spalanie. Małą lotność paliwa można kompensować dokładniejszym rozpyleniem. Przy stosowaniu cięższych (mniej lotnych) paliw dla zapewnienia statecznej pracy silnika konieczne jest podawanie większej ilości paliwa. Dla polepszenia odparowania oraz stabilizacji płomienia stosuje się w niektórych typach silników parownik, to jest płytke, która rozgrzana do wysokich temperatur ułatwia odparowanie paliwa wtryskniętego na nią. Ponadto tworzy ona przy odpływie cień aerodynamiczny, w którym ustala się strefa trwałego płomienia.

Wpływ własności paliwa na rozruch silnika. W chwili rozruchu silnika temperatura komór jest zbyt niska, aby mógł nastąpić zapłon paliwa. Nie ma produktów spalania, turbina nie obraca się, a sprężarka nie spręża powietrza. Zadaniem więc rozruchu jest nadanie turbinie i sprężarce odpowiedniej ilości obrotów za pomocą innego źródła mocy. Poza tym zasadnicze paliwo jakim jest nafta, w niskiej temperaturze wolno paruje, wskutek tego trudno zapala się. Dalszym więc zadaniem rozruchu jest stworzenie początkowego płomienia w jednej lub dwu komorach spalania. Osiąga się to albo przez bardzo dokładne rozpylenie paliwa zasadniczego, to jest nafty, przy pomocy specjalnego rozruchowego wtryskiwacza, lub przez zastosowanie łatwo parującego paliwa rozruchowego, zwykle benzyny. Zapłon mieszanki dokonuje świeca rozruchowa. Doprowadzenie turbiny i sprężarki do liczby obrotów, które zapewniają podawanie wystarczającej ilości powietrza do normalnego spalania osiąga się za pomocą innego źródła mocy. Źródłem takim jest w zależności od konstrukcji silnika, silniczek benzynowy, elektryczny lub nabój prochowy.

Łatwość zapłonu zależy przede wszystkim od lotności paliwa, oraz od stopnia rozpylenia. Zarówno lotność jak i łatwość rozpylenia pozostają w pewnym związku z lepkością, bowiem zwykle im większa lepkość tym mniejsza lotność i tym trudniejsze rozpylenie. Łatwość rozpylenia zależy ponadto od ciśnienia paliwa. Łatwość zapłonu zależy ponadto od szeregu dodatkowych czynników nie związanych z własnościami paliwa, jak położenie źródła zapłonu i jego charakteru, od warunków temperaturowych oraz od stosunku paliwa do powietrza i szybkości strumienia powietrznego.

Niebezpieczeństwo pożaru. Ogólnie rzecz biorąc, paliwa stosowane do silników przepływowych są bezpieczniejsze w eksploatacji pod względem możliwości zaistnienia pożaru od paliw stosowanych w silnikach tłokowych. Przyczyną tego jest znaczne zmniejszenie prężności par. Zasadniczo pożar może wybuchnąć albo wskutek rozlania paliwa i zapalenia się jego par od iskry, płomienia czy rozżarzonych przedmiotów lub też od dostawania się paliwa na rozżarzone powierzchnie o temperaturach, które mogą wywołać ich zapłon. Również mieszanina par paliwa z powietrzem w zbiorniku może ulec wybuchowi przy przebiciu zbiornika przez kulę lub przy jakimś źródle zapłonu. We wszystkich tych przypadkach, im wyższa jest prędkość par, niższa temperatura zapłonu, oraz niższa temperatura odbioru 10% paliwa przy destylacji normalnej, tym łatwiejszy jest pożar. Wybuchowi zbiorników można zapobiegać przez spełnianie przestrzeni nad paliwem obojętnym gazem.

Wymagania stawiane paliwom. W silnikach przelotowych może być spalany szeroki asortyment paliw, jednakże konkretne warunki eksploatacyjne stawiają w stosunku do paliw dość ostre wymagania, tak że odpowiednie własności paliwa muszą być zawarte w dość

Tabela 4

Paliwo	Temperatura krzepnięcia °C	Wydajność z ropy (% ciężarowe)
Nafta lotnicza	-40	25
	-60	10
Paliwo szerokofrakcyjne	-40	50
	-60	35

Tabela 5
Własności paliw do silników odrzutowych

Specyfikacja (norma)	Radziecka	Brytyjska	Amerykańska
	GOST-4138-49	D. Eng. R.D.2482	Mil-F-5624
	1949	4 · 1947	3 · 1949*
Ciężar własc. G/cm ³	0,800-0,850	nie ograniczony, ale musi być podawany	0,7275-0,8017
Destylacja normalna; Początek °C	...max 150	nieogranicz.	nieogranicz.
10% destylatu °C	...max 175	—	—
20% destylatu °C	—	max 200°	—
50% destylatu °C	...max 225	—	—
90% destylatu °C	...max 270	—	min 204,4
98% destylatu °C	...max 280	—	—
Koniec destylacji °C	—	max 300°	max 315,5
Pozostałość % straty %	max 2	max 2,0	max 1,5
Prężność par atn.	—	—	0,35-0,5
Lepkość w cSt przy 20 °C	1,8-3	—	—
0 °C	max 4	—	—
-18 °C	—	max 6	—
-40 °C	max 16	—	—
-50 °C	max 25	—	—
Temperatura zapłonu °C	minim. 30	minim. 38	—
Temperatura zmetnienia °C	max -50	—	—
Temperatura krzepnięcia °C	max -60	max -40	max -60
Liczba jodowa	max 2	—	—
Zawartość aromatów % obj.	max 25	max 20	max 25
Zawartość siarki % cięż.	max 0,1	0,1	—
Całkowita kwasowość KOH/g paliwa	max 0,1	0,1	—
Wartość opałowa kcal/kg	minim. 10250	minim. 10200	minim. 10250
Korozja (płytki miedz.)	—	max słabe zabarw.	max słabe zabarw.
Pozostałość po odparowaniu mG/100ml paliw	—	max 6	max 10
Zróżdła literaturowe	(16)	(3) (17)	(3) (17)

Oznaczone również jako U.S. Spec AN F-58 (JP-3) (17) (Paliwo szerokofrakcyjne).

wąskich granicach, co silnie ogranicza możliwości produkcyjne. Przykładem może być między innymi temperatura krzepnięcia. Obowiązujące w różnych krajach normy przewidują temperaturę krzepnięcia od -40° do -60°C. Ponieważ wyższe węglowodory, a więc węglowodory mające

wyższą temperaturę wrzenia mają również wyższe temperatury krzepnięcia, to wskutek tego wymagania odnośnie temperatury krzepnięcia obniżają górną granicę wrzenia, a więc i wydajność paliwa z ropy. Tak na przykład z jednej z rop amerykańskich (Middle East) otrzymano (lit. 3) ilości paliwa jak podano w tabeli 4.

Podobnie ma się rzecz z ograniczeniami co do lepkości, zawartości węglowodorów aromatycznych, lotności, wartości opałowej itd.

Niektóre wymagania są prawie ze przeciwstawne sobie, jak na przykład dla uzyskania dobrej charakterystyki zapłonowej, dobrego spalania, małych ilości nazarów, wysokich wartości opałowych na jednostkę ciężarową — paliwo powinno posiadać jak najwięcej węglowodorów parafinowych. Te natomiast posiadają stosunkowo wysokie temperatury krzepnięcia, co pogarsza własności paliwa w niskich temperaturach.

Wymagania te zestawione w normach stawiają duże trudności zakładom produkującym paliwo do silników odrzutowych przelotowych. Wskutek coraz bardziej rosnącego zapotrzebowania, granice ulegają stopniowo rozszerzeniu, a nawet do niektórych typów silników używane są tak zwane szerokie frakcje. Ogólnie rzecz biorąc, paliwo do silników odrzutowych powinno posiadać jak najwyższą wartość opałową, spalać się zupełnie, dawać krótki płomień, trwały w każdych warunkach eksploatacyjnych.

Paliwo nie powinno tworzyć nagaru. Zarówno paliwo jak i produkty spalania nie powinny wywierać działania korozyjnego na części silnika. Ponadto paliwo powinno umożliwiać łatwy rozruch silnika, dawać się łatwo przetłaczać i rozpylać przy niskich temperaturach i nie ulegać zmianom przy magazynowaniu i przewożeniu. Najlepiej powyższym wymaganiom odpowiadają nafty o charakterze parafinowym i podobne paliwa szerokofrakcyjne. Do niektórych typów silników stosowane są również i benzyny, oraz cięższe paliwa o charakterze lekkiego oleju napędowego. Jednakże zastosowanie tych paliw jest bardzo ograniczone. Obowiązujące w różnych krajach normy różnią się nieco od siebie wymaganiami. W tabeli 5 podane są normy radzieckie, angielskie i amerykańskie. Normy krajowe, ze względu na to, że silniki odrzutowe są jedynie na wyposażeniu lotnictwa wojskowego, nie zostały tu uwzględnione. Z tabeli widać, że amerykańskie lotnictwo stosuje głównie paliwa szerokofrakcyjne.

Artykuł wpłynął dnia 3 czerwca 1955 r.

LITERATURA

- Jost: Explosion und Verbrennungsvorgänge in Gasen' Berlin, 1939 r.
 Inozimcew, Zujew: Awiacionnyje gazoturbinnyje dwigatieli, Moskwa, 1949 r.
 Scott Stansfield Tait: Journ. Petr. Instr. 37 488 1951 r.
 Dawson: Journ. Petr. Instr. 37 509 1951 r.
 Topss: Journ. Petr. Instr. 37 535 1951 r.
 Garnier Cheetham: Journ. Petr. Instr. 37 554, 1951 r.
 Murray: Oil Gas Journ. 49 28 1951 r.
 Murray: Petr. Eng. 12, 1948 r.
 Starkman: Ind. Eng. Chem. 12 282, 1951 r.
 Williams: Journ. Inst. Fuel 28, 1947 r.
 Mock: Soc. Aut. Eng. Journ. 54 281 1947 r.
 Watson, Clarke: Journ. Inst. Fuel 2 16 1947 r.
 Probulski: Praca nie opublikowana
 Praca zbiorowa: Motornyje topliwa, masła i židkosti, Moskwa, 1953 r.
 Losikow, Puczokow, Englin: Primienjenje neftianych produktow, Moskwa, 1955 r.
 Tomasiak: Paliwa sztuczne i właściwości paliw, Wrocław, 1953 r.
 Casamassa: Jet Aircraft Power Systems Principles and Maintenance, Mc Grow Hill Co Inc, 1950 r.
 Ross: „Utilisation of kerosine for jet fuel by treatment with urea“ Ind. Eng. Chem. 45 112-15, 1953 r.

PRENUMERATA NORMALNA:

Półroczna 27,—
 Roczna 54,—

Zgłoszenia na prenumeratę normalną pochodząca od osób prywatnych, przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe i listonosze. Również urzędy pocztowe i listonosze przyjmują zamówienia na w. w. prenumeratę od instytucji i zakładów pracy, znajdujących się w miejscowościach nie będących siedzibami oddziałów i delegatur „Ruchu”. Instytucje i zakłady pracy znajdujące się w miejscowościach będących siedzibami oddziałów i delegatur „Ruchu” składają zamówienia w tychże jednostkach „Ruchu”. Instytucje centralne zamawiające prenumeratę dla podległych jednostek w skali krajowej i opłacające ją z kredytów centralnych, winny kierować zamówienia bezpośrednio do Centrali Kolportażu Prasy i Wydawnictw „Ruch” w Warszawie, ul. Srebrna 12. Termin zgłaszania prenumeraty normalnej na okres półroczny lub roczny upływa z dniem 10 każdego miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty.

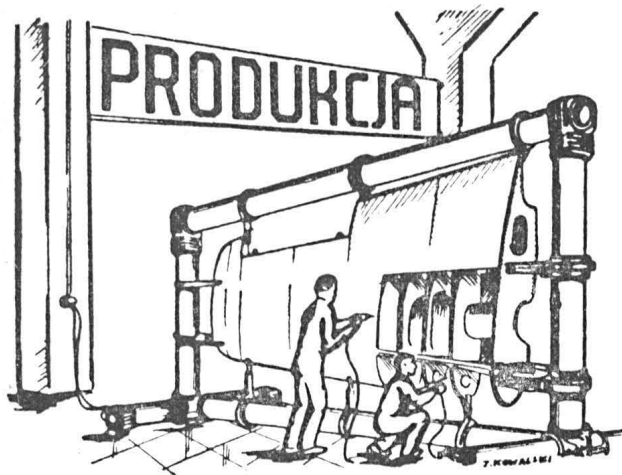
PRENUMERATA ULGOWA — POZOSTAJE BEZ ZMIAN

Mgr inż. TADEUSZ WIŚLICKI

Klejenie niemetalu

CZĘŚĆ I

W części I Autor omawia znaczenie stosowania klejów w produkcji lotniczej, wymagania stawiane klejom jako surowcowi, w czasie wykonania połączenia i w okresie eksploatacji. Podaje również ogólne uwagi o klejach, zasadach klejenia, klasyfikacji klejów, oraz daje przegląd najczęściej spotykanych klejów z grup kazeinowych, kauczukowych, celulozowych, fenolowoaldehydowych, mocznikowoformaldehydowych, furfurołowych, karbinolowych i kilku mniej używanych. Dalszy ciąg w następnych zeszytach T. L.



WSTĘP

Klejenie, jako metoda łączenia, wprowadzone zostało przy produkcji płatowców bynajmniej nie w wyniku usiłowań znalezienia najbardziej ekonomicznej metody produkcji, ale jako jedyna możliwość łączenia drewna, które przez długi czas było podstawowym materiałem używanym w budowie samolotów. W związku z ewolucją konstrukcji lotniczych (około 1934 roku) metoda ta ustąpiła spawaniu konstrukcji kratowych i nitowaniu oraz zgrzewaniu konstrukcji skorupowych metalowych. Najnowsze jednak usiłowania technologów zmierzają do ponownego wprowadzenia metody łączenia za pomocą klejenia na wielką skalę również w odniesieniu do konstrukcji skorupowych metalowych. W tym przypadku poddyktowane jest to przede wszystkim dążeniem do obniżenia pracochłonności wytwarzania.

Ograniczając się tu do omawiania zagadnienia klejenia drewna i innych materiałów niemetalowych należy podkreślić na wstępie, że pomimo decydującej przewagi użycia metali w konstrukcjach samolotów, nawet w okresie ostatniej wojny i po roku 1945, spotkać można było szereg udanych konstrukcji drewnianych skorupowych w Anglii i mieszanych w Związku Radzieckim, produkowanych w wielkich ilościach (Mosquito, Hornet, Heinkel 162, SK-1). Ze względu na wysoką wartość współczynnika wytrzymałości właściwej ($K_r = 18,4$ dla sosny i świerku, 18 dla stali CrNi, 14 dla duralu; $K_c = 7,4$ dla sosny i świerku, 6,4 ÷ 18 dla stali, 14 dla duralu) pozostaje drewno w dalszym ciągu atrakcyjnym materiałem konstrukcyjnym, a klejenie podstawową metodą łączenia.

Z drugiej strony, śledząc rozwój konstrukcji i metod produkcji płatowców, spostrzegamy usiłowania wprowadzenia mas plastycznych do budowy samolotów (np. zakłady Miles, Bellanca), w związku z czym znowu aktualne stałoby się w szerokim zakresie klejenie. Dalej zauważymy, że nawet w samolotach o konstrukcji metalowej, materiały niemetalowe stanowią dość pokaźny procent, a użycie do ich łączenia metody klejenia nie tylko obniża koszt wykonania, ale nieraz nawet jest jedyną możliwą do zastosowania metodą łączenia. Dla przykładu można tu wymienić: zastosowanie klejenia przy produkcji drewnianych odrzucanych zbiorników paliwowych, klejenie śmigieł, klejenie protektorów na zbiorniki samolotów, klejenie przy oplótnianiu usterzeń metalowych, klejenie szkła organicznego, oraz całego szeregu elementów osprzętu i wyposażenia, w szczególności w odniesieniu do materiałów izolacyjnych w elektrotechnice samolotów.

Podstawową natomiast rolę w chwili obecnej odgrywa klejenie w budowie szybowców, gdzie przez cały czas rozwoju konstrukcji szybowcowych jest jedyną i niezastąpioną metodą łączenia. Pozostaje wreszcie wspomnieć o zastosowaniu kleju przy produkcji półfabrykatów i materiałów pomocniczych dla potrzeb przemysłu lotniczego takich jak sklejka, drewno ulepszone, a także o stosowaniu metody klejenia w zakresie potrzeb przygotowania produkcji.

Z przytoczonych wyżej przykładów widać wyraźnie, że klejenie — jako metoda łączenia — stosowane jest nie tylko przy wytwarzaniu elementów pomocniczych mało obciążonych, ale w równej mierze w odniesieniu do zespołów nośnych płatowca wysoko obciążonych, takich jak dźwigary czy też skrupy.

Fakt ten w połączeniu z ciężkimi warunkami eksploatacji dzisiejszych samolotów, charakteryzujących się dużą rozpiętością temperatur i wilgotności otoczenia, przy wysokich obciążeniach odnośnie przygotowania odpowiednich substancji klejących, stawia przed przemysłem chemicznym zagadnienia bardzo poważne i odpowiedzialne.

WYMAGANIA STAWIANE KLEJOM

Istnieją pewne podstawowe wymagania, jakie przemysł lotniczy stawia w odniesieniu do klejów, niezależnie od konkretnego przypadku ich użycia. Możemy je w przypadku ogólnym podzielić na trzy grupy i scharakteryzować jak następuje:

Grupa I — obejmująca warunki, jakim odpowiadać winien klej jako surowiec:

- maksymalna trwałość magazynowania (decydująca o wielkości zapasu magazynowanego);
- odporność na działanie zmiennych warunków przechowywania (temperatura, wilgotność, światło stanowią o koszcie urządzeń magazynowych i samego magazynowania);
- odpowiednia postać (najbardziej pożądaną postacią w zależności od przeznaczenia są proszki i błony klejowe, najmniej pożądaną — tafelki, granulki, pręty).

Grupa II — ujmuje warunki, jakim odpowiadać powinny kleje w procesie przeprowadzania zabiegów związanych z klejeniem:

- łatwa rozrabialność (nie wymagająca długiego czasu i kosztownych urządzeń);
- odpowiednia trwałość w stanie przygotowanym do klejenia (rozrobionym), ułatwiająca gospodarke na warsztacie i organizację kontroli;
- dobra zdolność pokrywania powierzchni — rozsmarowania — (pozwalająca w razie potrzeby na użycie prostych urządzeń do nanoszenia);
- odpowiedni, możliwie dający się regulować okres wiązania (zbyt krótki utrudnia proces klejenia dużych i skomplikowanych zespołów, zbyt długi przedłuża cykl produkcyjny, blokuje przyrządy);
- możliwie skromne wymagania odnośnie warunków wiązania (przede wszystkim temperatury i ciśnienia, stanowią one bowiem o koszcie urządzeń produkcyjnych i koszcie samego wytwarzania);
- nieszkodliwość dla zdrowia (zwalnia od konieczności stosowania instalacji nawiewno-wyciągowej).

Grupa III — mówi o warunkach, jakim odpowiadać winny kleje w sklecinie w fazie eksploatacji klejonych zespołów:

- odpowiednia siła łączenia;
- elastyczność nie odbiegająca od elastyczności sklejaných materiałów;
- odporność na działanie zmiennych temperatur w zakresie warunków eksploatacji (tj. $-50^{\circ} \dots +80^{\circ}C$);
- odporność na działanie wilgoci;
- odporność na działanie grzybów i drobnoustrojów.

CHARAKTERYSTYKA KLEJÓW STOSOWANYCH W PRZEMYŚLE BUDOWY PŁATOWCÓW (otrzymywanie, własności fizyczne i chemiczne, przygotowanie do klejenia)

Ogólnie o klejach

Kleje należą do grupy tak zwanych substancji wiążących, do których zaliczamy również ciała będące podstawą farb i lakierów. Substancje te w klejach stanowią o istocie połą-

czenia ze sobą dwóch elementów nie zawsze zresztą wykonanych z jednakowego materiału.

Kleje mogą składać się tylko z substancji wiążących, lub też zawierać mogą różne dodatki, spełniające rolę rozpuszczalników, utwardzaczy, przyspieszaczy, wypełniaczy itp. Wprowadzenie do klejów dodatków tego rodzaju ma na celu dostosowanie ich przydatności do określonego procesu technologicznego, narzucającego pewne warunki, temperatur, ciśnienia i innych czynników warunkujących proces klejenia.

Kleje z uwagi na technologię ich przygotowania podzielić można na:

- a. kleje, których rozpuszczalnikiem jest woda;
- b. kleje, których rozpuszczalnikiem są ciecze organiczne;
- c. kleje używane bez rozpuszczalników, ciekłe w stanie wyjściowym.

Z uwagi na technologię procesu wiązania ustalić można dwie grupy klejów: 1) wiążące na zimno, 2) wiążące na gorąco. Wreszcie najbardziej może istotnym podziałem wnioskującym w istotę zjawiska klejenia i pozwalającym na właściwy dobór kleju w zależności od materiału łączonych elementów, jest wyodrębnienie: a) klejów polarnych i b) klejów niepolarnych, przy czym należy dodać, że kleje polarne mogą tracić częściowo lub nawet całkowicie polarność w procesie wiązania, zwanym także twardnieniem.

Zasadniczym warunkiem otrzymania skleiny*) o pożądanej wytrzymałości jest stworzenie warunków odpowiedniej adhezji. Pojęciem adhezji ujmujemy tutaj zdolność wiązania się kleju z powierzchnią danego materiału. Rozróżniamy w tym przypadku dwa rodzaje adhezji: mechaniczną i polarną.

Wielkość adhezji mechanicznej jest funkcją zdolności przenikania substancji klejącej w strukturę klejonego materiału porowatego lub włóknistego, jak drewno i tkaniny.

Przy sklejanu materiałów o powierzchniach gładkich nie zachodzą warunki istnienia adhezji mechanicznej. Ma to miejsce dla takich materiałów, jak metale, szkło, masy plastyczne i inne. W warunkach adhezji mechanicznej klej przenikać może w pory sklejanego materiału tak, że po związaniu wytrzymałość skleiny traktować należy jako wypadkową wytrzymałość zastosowanego stwardniałego czy też wyschniętego kleju i materiału klejonego.

Przechodząc do zagadnienia adhezji polarnej zaznaczyć należy wstępnie, że o doborze kleju w przypadku braku warunków dla adhezji mechanicznej, decydować powinny własności polarne łączonych materiałów.

Pod pojęciem polarności rozumiemy intensywność wzajemnego oddziaływania na siebie cząstek (ewentualnie jonów) danej substancji, lub też w odniesieniu do innych substancji polarnych. Mechanizm takiego oddziaływania polega na odpowiednim ustawieniu się cząstek (jonów) z uwagi na położenie ładunków ujemnych i dodatnich (położenie biegunowe). Niektóre materiały (np. drewno) tracą ze zmianą temperatury swoje własności polarne, czym tłumaczyć można gorsze własności skleiny uzyskane przy klejeniu na gorąco klejami polarnymi.

Jak wynika z powyższego, istnieje związek pomiędzy własnościami klejonych materiałów i trwałością skleiny, w zależności od jej grubości i wytrzymałości. W warstwie cienkiej istnieją lepsze warunki przyjęcia przez wszystkie cząsteczki kleju prawidłowego ustawienia. Z tych też względów warstwy grubsze (nadmiar kleju) stanowią większe niebezpieczeństwo otrzymania skleiny niezadawalającej wytrzymałości niż cienkie, w przypadku naturalnie zastosowania klejów polarnych. Podstawowe znaczenie dla wytrzymałości skleiny ma pewna optymalna ilość kleju, będąca minimum koniecznym dla utworzenia błony klejowej ciągłej, oddzielającej obie łączone powierzchnie. Wartości liczbowe tych minimum są różne dla poszczególnych gatunków klejów i związane z jednej strony z ich charakterystycznymi własnościami, z drugiej zaś — ze stanem (gładkością) klejonych powierzchni.

Jak już wspomniano, z własnościami polarnymi substancji związane jest zjawisko zwilżalności. Ustalono, że jeśli klej nie zwilża danej powierzchni, czyli jeśli tworzy na niej kulkę, to jej nie skleje (brak adhezji), jeśli zaś rozplywa się, czyli zwilża, to ją skleje.

Pomiędzy tymi skrajnościami istnieją, rzeczą jasną, formy pośrednie. W oparciu o powyższe wyjaśnienia możemy podać definicję kleju. Substancja o konsystencji płynnej (roztwór

koloidalny), zwilżająca daną powierzchnię w wyniku procesu wiązania, uzyskana metodami: ochłodzenia, ogrzewania, odparowania, utlenienia, polimeryzacji czy też innych, może służyć jako klej dla danego materiału.

Pozostaje jeszcze do omówienia zagadnienie tak zwanego zjawiska wiązania klejów. Pod określeniem „wiązanie” ujmujemy się, dla uproszczenia, okres procesu klejenia od naniesienia substancji klejącej na łączone elementy, do czasu uzyskania pełnej wytrzymałości skleiny. Terminem „wiązanie” kleju określać się będzie moment, w którym proces wiązania posunięty jest tak daleko, że wytrzymałość skleiny pozwala na poddanie elementu dalszej obróbce (a więc również zdjęcie nacisku, jeśli kleimy pod ciśnieniem).

Ogólnie biorąc w procesie wiązania wyodrębnić możemy następujące fazy: a — wzrost gęstości, b — galaretowacenie, c — twardnienie będące wynikiem reakcji zachodzących w substancji klejącej. Wiązanie określamy mianem „wysychania” w przypadku, jeśli proces połączony jest z utratą wody czy też innego rozpuszczalnika, bez udziału żadnych reakcji chemicznych, a więc jeśli proces jest zjawiskiem czysto fizycznym.

Określenie „twardnienie” używa się natomiast w stosunku do klejów, dla których proces wiązania połączony jest z zaistnieniem reakcji chemicznej.

W niektórych przypadkach, na przykład w odniesieniu do klejów fenolowo-aldehydowych, proces wiązania określa się również mianem polimeryzacji.

Należy na koniec dodać, że przyjęte określenie okresu wiązania jest czysto umowne, odniesione do zjawiska sklejenia ze sobą pewnych elementów. W zasadzie bowiem proces wiązania w sensie twardnienia, wysychania czy też polimeryzacji zachodzić może w substancji klejącej niezależnie od tego, czy jest ona naniesiona na klejone powierzchnie, a więc na przykład od momentu przygotowania substancji klejącej, to jest dodania utwardzaczy, przyspieszaczy, rozpuszczalników itp., a nawet dla niektórych klejów powolny proces wiązania zachodzi od momentu ich wyprodukowania i stanowi o ich trwałości.

Kleje stosowane w konkretnych przypadkach w produkcji zawierają najczęściej prócz właściwej substancji klejącej pewne domieszki, względnie stanowią mieszaninę różnych klejów. Domieszki podzielić możemy na pięć grup: a — rozpuszczalniki, b — wypełniacze, c — utwardzacze, d — przyspieszacze, e — dodatki specjalne.

Kleje z domieszką rozpuszczalników stanowią największą grupę, przy czym rozpuszczalnik spełniać może funkcje bardzo różne:

1. rozpuszczalnika, czyli właściwego ciała rozpuszczającego substancję klejącą (powoduje on w tym przypadku osłabienia sił tzw. kohezji międzycząsteczkowej, obniża lepkość, umożliwia lub ułatwia rozprowadzenie kleju na sklepanych powierzchniach);
2. rozcieńczalnika, nie powodującego rozpuszczania się lecz tylko mieszanie się z nim substancji klejącej (powoduje zmianę stężenia kleju w roztworze, obniża lepkość);
3. substancji, mieszających poszczególne składniki kleju (umożliwia właściwy przebieg procesu wiązania);
4. plastyfikatora (zmiękczacza);
5. składnika oczyszczającego (powodującego polepszenie przylegania kleju do powierzchni klejonych);
6. przyspieszacza;
7. inne, jak na przykład barwienie, zwiększenie elastyczności błony klejowej, zwiększenie zwilżalności.

Rozpuszczalniki należy tak dobrać, aby nie reagowały one w sensie niepożądanym ze składnikami substancji klejącej, jak również z materiałami podlegającymi sklejanu.

Trzeba w tym miejscu dodać, że obecność rozpuszczalnika w wielu klejach jest wadą. W odniesieniu do klejenia drewna nasiąka ono rozpuszczalnikiem, co w późniejszym procesie wysychania powodować może pęcznienie się, a nawet pękanie klejonych elementów. Przy sklejanu materiałów porowatych, jak masy plastyczne, tkaniny, powolna dyfuzja rozpuszczalnika z wnętrza skleiny odbija się ujemnie na wytrzymałości.

Bardzo wiele klejów syntetycznych nie daje skleiny równej ich maksymalnej wytrzymałości właśnie z powodu szkodliwego oddziaływania zawartych w nich rozpuszczalników.

Jednym ze sposobów częściowego zapobiegnięcia temu zjawisku i jego fatalnych skutków jest zastosowanie „przetrzymań otwartego” celem podsuszenia warstwy klejowej

*) Skleina w połączeniu klejonym, jak spoina w połączeniu spawanym.

i częściowego usunięcia rozpuszczalnika jeszcze przed złożeniem elementów klejonych.

Obecnie spotykamy się w przemyśle także z klejami w postaci błon lub tafl, ewentualnie prętów, które stosuje się bez użycia rozpuszczalników. Uzyskanie fazy ciekłej, niezbędnej dla połączenia się substancji klejącej z klejonymi elementami, uzyskuje się przez podgrzanie błony klejowej (za pośrednictwem klejonych elementów) lub też przez użycie klejów roztopionych.

Dodatki zwane wypełniaczami w odniesieniu do klejów nielotniczych stosuje się przede wszystkim dla obniżenia ceny kleju, w lotnictwie natomiast wyłącznie dla uzyskania czy też polepszenia pewnych specjalnych własności kleju jak: wytrzymałość, trwałość, elastyczność, bądź też dla zapewnienia właściwego przebiegu procesu wiązania. Tak na przykład dla klejów znanych pod nazwą „kauryt” z grupy mocznikowo-formaldehydowych stosuje się wypełniacze pozwalające na nanoszenie go w grubych warstwach, bez obniżenia własności wytrzymałościowych skleiny.

Utwardzacze stosuje się jako dodatki do niektórych klejów jako niezbędne dla zaistnienia procesu twardnienia. Dodatki substancji tzw. przyspieszaczy pozwala na regulowanie okresu wiązania kleju w temperaturze normalnej lub w temperaturach podwyższonych. Z dodatków specjalnych wymienić tu można wprowadzanie do klejów specjalnych substancji zwilżających, mających na celu zapewnienie lepszej zwilżalności łączonych przez klej powierzchni. W innych przypadkach dodaje się pigmenty, na przykład dla uzgodnienia barwy kleju z barwą materiałów klejonych, również celem wygodniejszej obserwacji równomierności procesu wiązania (polega na zmianie barwy), wreszcie dla odróżnienia poszczególnych gatunków kleju tej samej grupy czy też nazwy, różniących się czy to możliwościami zastosowania, czy też wymaganiami co do temperatury koniecznej dlażądanego przebiegu wiązania (np. dla kaurytu).

Dodatki soli wprowadza się czasem dla uzyskania odpowiedniej lepkości, a dodatki antyseptyków — dla zabezpieczenia przed psuciem się w okresie magazynowania lub psuciem w okresie eksploatacji. Wysokie i specjalne wymagania, jakie przemysł w szczególności lotniczy stawia w odniesieniu do klejów, powodują duży rozwój tej dziedziny chemii, przy czym przy uzyskiwaniu klejów specjalnych zadowalające wyniki otrzymuje się również w przypadkach mieszania (łączenia) różnych klejów (np. kazeinowego z albuminowym i fenolo-formaldehydowym). Należy podkreślić jednak, że łączenia takie dopuszczalne są wyłącznie w procesie wytwarzania kleju, a w żadnym wypadku przez użytkownika w procesie przygotowania kleju do klejenia.

W dalszym ciągu omawiania procesu klejenia spotkamy się z pewnymi specjalnymi określeniami, które tu przy okazji wyjaśniamy. Pod pojęciem „trwałość” lub „ważność” kleju ujmujemy się okres, w którym może być on przechowywany (magazynowany) przed właściwym przygotowaniem do klejenia. „Okresem przydatności” lub „okresem użytkowania” nazywa się okres, w którym substancja klejąca przygotowana do klejenia może być używana praktycznie bez obawy spowodowania usterek skleiny. Pod określeniem „odstania się kleju” rozumieć należy ściśle ustalony dla danego kleju okres, w którym bezpośrednio po jego przygotowaniu (np. wymieszaniu) powinien być on pozostawiony w spokoju dla wydzielenia się ewentualnych baniek gazów, lub celem umożliwienia zajścia niezbędnych reakcji chemicznych. Przez „przetrzymanie otwarte” rozumieć należy okres od naniesienia kleju na klejone powierzchnie aż do złożenia ich ze sobą. Zabieg ten, również charakterystyczny dla użyciego kleju i klejonego materiału, ma na celu spowodowanie odpowiedniego zgęstnienia kleju w procesie wiązania (uzyskania odpowiedniej lepkości), aby przy późniejszym złożeniu nie nastąpiło wypłynięcie kleju ze skleiny, co mogłoby spowodować usterek skleiny. W zależności od stosowanego kleju stosuje się przetrzymanie otwarte nieraz aż do zupełnego stwardnienia substancji klejącej, czy też wyschnięcia utwardzacza.

Proces zachodzący w okresie przetrzymania otwartego poddyktowany jest potrzebą stworzenia odpowiednich warunków nanoszenia kleju na powierzchnie klejone, które są tym łatwiejsze im mniejsza jest gęstość kleju.

Przez określenie „przetrzymanie zamknięte” rozumie się ten okres procesu wiązania, jaki zachodzi od momentu złożenia ze sobą klejonych powierzchni aż do momentu wywarcia nacisku (jeśli wymaga tego technologia pracy danego kleju). W okresie tym zachodzi dalszy wzrost gęstości (lep-

kości) substancji kleistej, lub też zapoczątkowany zostaje, względnie przyspieszony, proces wiązania w przypadku zastosowania metody nanoszenia utwardzaczy, czy też przyspieszaczy. Ma to na celu uzyskanie takiej gęstości kleju, ażeby uniemożliwić jego wycieknięcie przy zastosowaniu zacisku.

Kleje kazeinowe

Kleje kazeinowe są przedstawicielem klejów białkowych. Kleje te składają się z kazeiny jako składnika podstawowego oraz — w zależności od zastosowania i metody produkcyjnej — z różnych składników dodatkowych, służących w pierwszym rzędzie dla: uzyskania rozpuszczalności, regulacji okresu wiązania, uzyskania odpowiednich własności wytrzymałościowych, odporności na działanie bakterii i grzybów, oraz innych własności dla spełnienia stawianych im wymagań.

Dla przykładu podane są recepty kilku klejów kazeinowych (w częściach ciężarowych):

1. kazeina	100 cz.	2. kazeina	100 cz.
amoniak (25%)	18 „	fosforan dwusodowy	11 „
woda	59,8 „	kwaśny węglan woda	7 „
			400 „

W przemyśle budowy samolotów najszersze zastosowanie znalazły kleje noszące według oznaczeń radzieckich symbole W-105 i W-107:

3. kazeina I gat.	100 cz.	4. kazeina I gat.	50 cz.
wapno gaszone	27 „	kazeina II gat.	50 „
fluorek sodu	12 „	wapno gaszone	27 „
siarczan miedzi	0,5 „	fluorek sodu	12 „
nafta	2 „	siarczan miedzi	0,5 „
		nafta	2 „

Różnica zasadnicza polega na tym, że kleje lotnicze wymagają dla spełnienia warunków podstawowych obecności dodatków antyseptycznych, zabezpieczających przed psuciem się (gniciem) kleju w skleinie.

W handlu kleje kazeinowe dostarczane są jako mieszanina wyżej wymienionych składników w postaci białego proszku. Samą kazeinę otrzymać można różnymi metodami, przy czym — w zależności od sposobu produkcji — różniamy dwa gatunki kazeiny: podpuszczkową i kwaśną. Do klejów stosuje się raczej kazeinę kwaśną, ponieważ podpuszczkowa daje zbyt gęste roztwory i posiada wyższą zawartość popiołu.

Jedną z metod otrzymania kazeiny wysokiej jakości jest działanie roztworu kwasu solnego na chude (odciągane) mleko.

Z chemicznego punktu widzenia kazeina jest białkiem (nukleoalbumina), w wodzie nie rozpuszcza się, lecz silnie pęcznieje. Rozpuszcza się natomiast w roztworach mocznika, oraz rozpuszczalnych w wodzie glinianach sodu, potasu, wapnia i baru. Mieszanki kazeiny z glinianami dają kleje prawie obojętne, o bardzo wysokich własnościach adhezyjnych. Znaczenie poszczególnych składników kleju kazeinowego omówimy na przykładzie kleju W-105.

Wapno gaszone (CaOH_2), dodane w postaci mączki drobno zmielonej i przesianej, w wysokim stopniu podwyższa odporność kleju na działanie wilgoci oraz jego twardość. Nadmiar CaOH_2 wpływa ujemnie na wytrzymałość skleiny powodując jej kruchość, a także zmniejsza okres przydatności kleju rozrobionego. Na przykład już 15% dodatku wapna (w stosunku do ciężaru kazeiny) daje skleinę kruchą, twardą i trudną do obróbki mechanicznej.

Fluorek sodu (NaF), po rozpuszczeniu w wodzie, jest dobrym rozpuszczalnikiem kazeiny, podwyższa przy tym odporność kleju na działanie drobnoustrojów. Nadmiar NaF wpływa ujemnie na wytrzymałość i trwałość skleiny.

Siarczan miedzi ($\text{CuSO}_4 \cdot 5\text{H}_2\text{O}$) podwyższa wodoodporność skleiny, przy czym nie wpływa na zmniejszenie okresu przydatności kleju rozrobionego.

Nafta, jako dodatek klejów kazeinowych, ma za zadanie ochronę kleju jako proszku (w postaci handlowej) przed działaniem wilgoci i skawaleniem (bryleniem) w okresie magazynowania. Stosowany czasem dodatek albuminy krwi do klejów kazeinowych podnosi ich twardość i wodoodporność.

Dużą niedogodnością w stosowaniu klejów kazeinowych jest ich stosunkowo duża wrażliwość na warunki magazynowania (temperatura niższa od 25°C) oraz krótki okres ważności (w zastosowaniu do potrzeb lotnictwa — 3 do 4 miesięcy).

Klej kazeinowy w postaci użytkowej (rozrobiony) jest to koloidalny roztwór kazeiny w wodzie, otrzymany z uwagi na jej nierozpuszczalność w wodzie za pomocą składników dodatkowych. Rozrabianie i przetrzymanie kleju rozrobionego odbywać się powinno na zimno, w czystych naczyniach kamionkowych, porcelanowych, szklanych lub metalowych emaliowanych. W żadnym wypadku nie należy dopuścić do rozrabiania lub przechowywania, ani też jakiegokolwiek bezpośredniego zetknięcia się kleju kazeinowego z metalami. Sypać należy proszek do zimnej wody (10° do 25°C), mieszając przez 30 do 60 minut. Dla potrzeb lotnictwa stosunek ilościowy proszku klejowego do wody jest, jak to widać z załączonej tabeli 1, ściśle określony w zależności od gatunku klejonego drewna, rodzaju łączonych detali, a także metod nanoszenia kleju.

Tabela 1

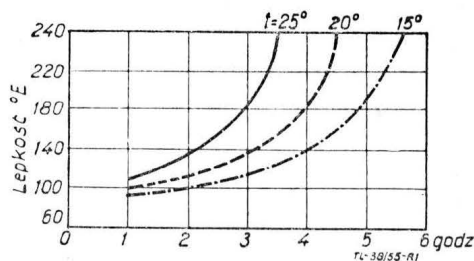
Stosunek ilościowy proszku kleju kazeinowego do wody przy rozrabianiu dla potrzeb lotnictwa

Lp.	Zastosowanie substancji klejącej	Stosunek proszek — woda
1.	Połączenia czołowe i półczołowe, sklejenie klinów	1 : 1,8 — 1 : 1,9
2.	Sklejenie drewna utwardzonego, balańtu, oraz łączenie ich z drewnem lub sklejką	1 : 1,6 — 1 : 1,7
3.	Wyklejanie pokryć ze sklejek i fornirów	1 : 2,1 — 1 : 2,2
4.	W innych przypadkach	1 : 2

Przygotowany ściśle według recepty roztwór klejowy, gotowy jest do użytku dopiero po kilkuminutowym odstaniu się (2 do 6 minut), przy czym okres jego używalności, w zależności od gęstości i temperatury otoczenia, zawiera się w granicach 6 do 8 godzin. W praktyce przemysł lotniczy ogranicza nawet ten krótki okres do 4 godzin.

Po upływie ustalonego okresu ważności klej zaczyna tracić swoją maksymalną siłę wiążącą i stosowanie go w przemyśle lotniczym jest niedopuszczalne.

Zarówno w trakcie procesu przygotowania roztworu klejowego, jak i w okresie jego użytkowania, konieczna jest kontrola gęstości, której dokonuje się za pomocą wiskozimetru lub też określa na podstawie tablic czy wykresów, wychodząc z jednego badania lepkości.

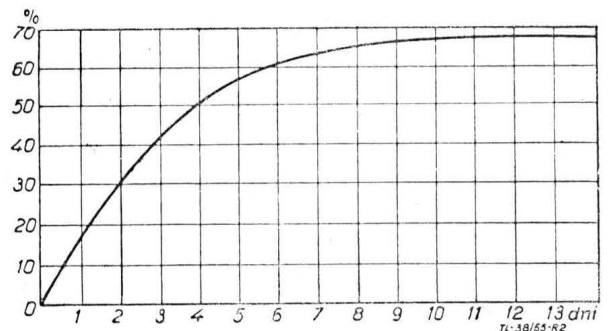


Rys. 1. Wykres zmiany lepkości kleju kazeinowego w funkcji czasu przy różnych temperaturach

Na załączonym wykresie (rys. 1) widzimy przykład zmiany lepkości kazeinowego roztworu klejowego w funkcji czasu. Dla każdego kleju można ustalić ścisły związek pomiędzy jego gęstością i lepkością. Lepkość kleju zależna jest od jego stężenia i temperatury, przy czym dla klejów kazeinowych — ze wzrostem stężenia — lepkość wzrasta, a z podwyższeniem temperatury maleje do pewnej granicy, po czym rośnie. Niedopuszczalne jest wprowadzenie do kleju, w przypadku jego zgęstnienia, dodatkowych ilości wody, ponieważ nie łączy się ona z klejem. Również wprowadzenie do roztworu klejowego, po jego rozrobieniu uzupełniających porcji proszku klejowego, w celu podniesienia gęstości jest szkodliwe. Wreszcie niedopuszczalne jest mieszanie ze sobą roztworów klejowych rozrobionych oddzielnie i w różnym czasie. Rozrabianie roztworu klejowego najkorzystniej jest przeprowadzić mechanicznie w mieszalnikach.

W procesie wiązania kleju kazeinowego wyodrębnić możemy trzy etapy, będące wynikiem zachodzących w nim zmian reakcji, a więc: wzrost gęstości, galaretowacenie i twardnienie. Zachodzące procesy chemiczne są nieodwracalne. Kleje kazeinowe przechodzą w procesie wiązania w stan nierozpuszczalny i nietopliwy bez ogrzewania, w wyniku reakcji znajdującego się w nich wapna. Stosowanie podgrzewania przyspiesza tylko do pewnego stopnia ten proces. Kleje kazeinowe służą więc w zasadzie do klejenia na zimno, nie wymagając podgrzewania ani przy ich przygotowywaniu, ani też w procesie wiązania. Można jednak dla skrócenia okresu twardnienia zastosować dla niektórych gatunków klejów podgrzewanie do temperatury 75°C .

Czas schnięcia redukuje się wtedy do kilku minut z kilkudziesięciu godzin, jakich wymaga proces w warunkach temperatury normalnej. Najniższa temperatura, jaką przemysł lotniczy dopuszcza dla klejenia wynosi 15°C ; w zasadzie można zejść aż do 10°C bez szkody dla własności skleiny.



Rys. 2. Wykres zmiany objętości substancji klejącej z rodziny klejów kazeinowych w funkcji czasu

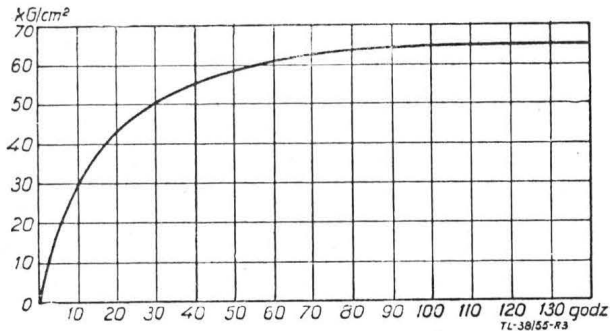
Ponieważ twardnienie kleju kazeinowego związane jest, jak to widać z wykresu na rys. 2, z dość znaczną zmianą objętości, niezbędne jest stosowanie docisku sklejaných elementów. Stosowane naciski wynoszą 4 do 5, a nawet $6,5 \text{ kg/cm}^2$ i zależą w pierwszym rzędzie od rodzaju łączonych detali.

W momencie zaprasowania substancja klejąca powinna mieć pewną określoną lepkość, zależną od wielkości stosowanego nacisku i temperatury zaprasowania. Osiągamy to stosując przetrzymanie otwarte przez czas 2 do 6 minut, zależny od gęstości kleju nanoszonego na klejone powierzchnie. W niektórych przypadkach stosuje się także przetrzymanie zamknięte, tj. przetrzymanie w złożeniu, ale bez ścisku. Przekroczenie obowiązujących dla danego kleju okresów przetrzymania jest niedopuszczalne.

Stosowanie nacisków, których potrzeba wynika ze zmiany objętości substancji klejącej w procesie twardnienia, ma na celu również ustalenie w skleinie właściwej równomiernej grubości błony klejowej. Najlepsze własności wytrzymałościowe uzyskujemy przy grubości błony około $0,1 \text{ mm}$. Należy tu dodać, że kleje kazeinowe wykazują mniejszą niż inne wrażliwość na nierówne i źle dopasowane powierzchnie. Czas trzymania w zacisku, zależny od szeregu wspomnianych już czynników, powinien leżeć w granicach 35 do 50 godzin dla klejenia w temperaturach normalnych, przy czym pierwsza liczba odnosi się tylko do zdjęcia zacisku, a wyklucza możliwość dalszej obróbki, ponieważ, jak to widać z wykresów, zmiany objętości i wytrzymałości w zależności od czasu twardnienia (rys. 2 i 3) wartości te są jeszcze zbyt niskie. Po upływie 50 godzin z zachowaniem pewnych środków ostrożności można już sobie pozwolić na obróbkę mechaniczną elementów klejonych. Pełną wytrzymałość uzyskuje jednak sklejona dopiero do upływie 120 godzin, przy czym można dodać, że proces wiązania powodujący zmiany ciężarowe i objętościowe zakończony zostaje w warunkach normalnych dopiero po upływie 330 godzin i w zasadzie dopiero po tym okresie dopuszczalna jest pełna eksploatacja klejonych elementów. Wilgotność drewna klejonego klejami kazeinowymi nie powinna przekraczać 8% .

Kleje kazeinowe są wprawdzie bardziej odporne na działanie wilgoci od klejów pochodzenia zwierzęcego, jednak przy długotrwałym przetrzymywaniu w wodzie wytrzymałość ich obniża się znacznie i staje się niedostateczna dla zrównowa-

żenia naprężeń wywołanych pęcznieniem drewna. Odpowiednie wielkości wynoszą średnio 68 kG/cm² — dla skleiny normalnej, 31 kG/cm² na mokro po 24-godzinnym moczeniu, 59 kG/cm² — po ponownym przesuszeniu w ciągu 48 godzin. Można dodać, że wszystkie te wielkości są wyższe od minimalnych narzuconych przez przepisy obowiązujące w przemyśle lotniczym i w związku z tym kleje kazeinowe są jeszcze dziś używane w budowie samolotów.



Rys. 3. Wykres zależności wytrzymałości klejenia od czasu wiązania dla kleju z rodziny kazeinowych

Na zakończenie rozważań na temat klejów kazeinowych zestawmy ich zalety i wady w zastosowaniu do potrzeb przemysłu budowy samolotów.

Do niewątpliwych zalet należy:

1. stosunkowo niski koszt produkcji i łatwość uzyskania surowca wyjściowego,
2. prostota zabiegu przygotowania roztworu klejowego,
3. możliwość klejenia na zimno,
4. odpowiednia wytrzymałość.

Wadami natomiast są:

1. krótki okres trwałości kleju i przydatności roztworu klejowego,
2. nawilżanie drewna (uprzednio suszonego, może być przyczyną „paczenia się” elementów),
3. stosunkowo mała odporność na działanie wilgoci,
4. stosunkowo mała odporność na działanie bakterii i grzybów,
5. tępienie narzędzi przy obróbce mechanicznej (spowodowane obecnością znacznej ilości składników mineralnych),
6. barwienie drewna (na kolor sinoszary).

Kleje kauczukowe

Kleje kauczukowe produkowane są na bazie kauczuku naturalnego lub syntetycznego w trzech typach jako: niewulkanizujące się, wulkanizujące się (przy ogrzewaniu) i samowulkanizujące się (bez ogrzewania), przy czym istnieje cały szereg produktów wyjściowych dla otrzymania poszczególnych gatunków klejów z każdej grupy.

Kleje niewulkanizujące się dostarczane są w stanie płynnym i używane bywają do klejenia gumy z metalami, oraz szkła organicznego z metalami na zimno, np. w zastosowaniu do uszczelniania kabin hermetycznych.

Kleje wulkanizujące się na gorąco posiadają, oprócz innych dodatków, siarkę lub inną substancję wulkanizującą kauczuk w wyższych temperaturach.

Poniżej podane są przykłady składów klejów kauczukowych wulkanizujących się na gorąco:

	Wariant I	Wariant II
kauczuk naturalny	9,6 cz. cięż.	12,0 cz. cięż.
żywica fenolowoformaldehydowa	24,0 „ „	21,0 „ „
substancje rozpuszczalne w wodzie	0,8 „ „	0,9 „ „
sadza	—	2,4 „ „
substancje mineralne	3,6 „ „	5,7 „ „
rozpuszczalniki	62,0 „ „	58,0 „ „

(Uwaga: żywica fenolowoformaldehydowa odgrywa tu rolę dodatku wulkanizującego kauczuk).

Inne kleje z grupy wulkanizujących na gorąco używa się również do klejenia gumy z metalami na gorąco, przy czym największą rolę odegrały one przy produkcji tak zwanych „lordów” (amortyzatorów) oraz przy wytwarzaniu protektorów na zbiorniki lotnicze.

Ponieważ kleje kauczukowe posiadają największą adhezję do pewnych stopów miedzi z cynkiem, przy klejeniu miękkiej

gumy z metalami, np. w produkcji „lordów” zaleca się wstępne elektrolityczne pokrycie stopem miedzi z cynkiem powierzchni klejonej metali. Można także zastosować inną metodę łączenia gumy z metalem polegającą na wstępnym naklejeniu na oczyszczoną powierzchnię metalu cienkiej warstwy kauczuku twardego (zawierającego dużą ilość siarki) lub ebonitu i dopiero na tę warstwę klei się kauczuk miękki.

Technika klejenia na gorąco wymaga temperatur 135—150°C i ciśnienia 0,5 do 4 kG/cm² normalnie, a nawet do 9 kG/cm² dla klejów chlorokauczukowych, przy czym, jak zresztą dla wszystkich klejów kauczukowych, należy zastosować przedtrzymanie otwarte w ciągu 20 do 30 minut. Czas trwania procesu wulkanizacji wynosi około 40 minut.

W praktyce przy klejeniu gumy z metalami za pomocą klejów wulkanizujących się otrzymać można połączenia o wytrzymałości 12 do 15 kG/cm².

Kleje samowulkanizujące się, czyli wulkanizujące się na zimno, zawierają kauczuk, siarkę oraz dodatki specjalne, odgrywające rolę przyspieszczy (mogą to być substancje nieorganiczne lub organiczne, np. tlenek cynku, lub ksantogenian butylowy cynku). Przyspieszacze stosuje się zresztą również w odniesieniu do klejów pozostałych grup.

Technika klejenia klejami samowulkanizującymi się polega często, dla uniknięcia niepożądanego wulkanizacji, na nanoszeniu kleju na jedną powierzchnię, a przyspieszacza na drugą, tak aby reakcja wulkanizowania zachodziła dopiero po założeniu elementów.

W przemyśle lotniczym kleje z tej grupy nie odgrywają większej roli.

Ogólnie w odniesieniu do klejów kauczukowych należy dodać, że roztwory kauczuków są cieczami o bardzo dużej lepkości nawet przy minimalnych stężeniach, w związku z czym dla uzyskania właściwej skleiny zachodzi nieraz potrzeba kilkakrotnego nanoszenia warstwy klejowej na powierzchnie klejone, przerywanego okresami przesuszania przez przetrzymanie otwarte. Dla klejów wulkanizujących się na gorąco przetrzymanie takie zachodzi, rzecz jasna, w temperaturach normalnych.

Dodać trzeba, że w grupie klejów kauczukowych bardzo często stosuje się modyfikacje żywicami, przeważnie fenolowoformaldehydowymi, a to w celu zwiększenia adhezji tych klejów do materiałów sklejaných.

Reasumując rozważania na temat klejów kauczukowych należy podkreślić niewątpliwe ich zalety jak: 1. elastyczność, 2. wodoodporność, 3. odporność na działanie drobnoustrojów, niemniej jednak posiadają one szereg wad, z których najważniejsze są: 1. kosztowny i trudno dostępny surowiec (kauczuk naturalny), 2. skomplikowany proces otrzymywania surowca (kauczuk syntetyczny), 3. kosztowny proces sporządzania kleju, 4. niezbyt wysoka wytrzymałość połączenia.

Stosowanie klejów kauczukowych w przemyśle lotniczym podyktowane jest nie dobrymi ich własnościami, lecz potrzebą łączenia takich materiałów jak guma i metale, czego do tychczas nie można osiągnąć przy użyciu innych klejów.

Kleje celulozowe

Kleje celulozowe również nie znajdują w przemyśle lotniczym szerszego zastosowania, ogranicza się ono bowiem do klejenia tkanin z drewnem, lub metalem przy opłótnieniu płatowców, klejenia celulozoidu oraz przy robotach tapicerskich. Poza tym można wspomnieć, że są one podstawą powszechnie i na szeroką skalę stosowanych lakierów.

Poza wyżej wymienionym zastosowaniem niektóre gatunki klejów celulozowych stosuje się chętnie jako domieszki różnych innych klejów (np. kauczukowych) celem: 1. zwiększenia ich elastyczności w niskich temperaturach, 2. zwiększenia wytrzymałości, 3. zmniejszenia granicy plastyczności (cieknięcia), 4. podwyższenia temp. topliwości mieszaniny bez znaczących zmian własności kleju.

Ponadto kleje celulozowe, ze względu na ich przezroczystość i dobre własności adhezji, stosuje się przy wytwarzaniu szyb „nietłukących” (bezodpryskowych).

Z grupy klejów celulozowych wspomnieć należy o klejach nitrocelulozowych, które dla potrzeb lotnictwa dostarczane są w stanie ciekłym. Dla przykładu podajemy receptę typowego kleju nitrocelulozowego (w częściach ciężarowych):

nitroceluloza	16,57 cz.	metanol	9,00 cz
ftalan dwubutyłowy	0,50 „	alkohol izopropylowy	1,44 „
octan metylu	18,56 „	alkohol etylowy	9,93 „
octan etylu	45,0 „		

Ponieważ kleje te są na odół mało elastyczne, w niektórych przypadkach zauważyć można domieszki składników zwiększających elastyczność (np. oleju rycynowego).

Wiązanie klejów nitrocelulozowych czyli wysychanie polega na odparowaniu rozpuszczalnika. Stosowanie docisków nie jest konieczne, ale pożądane (w przypadkach gdzie jest to możliwe) z uwagi na zmianę objętości substancji klejącej w procesie schnięcia. W przypadku zastosowania nacisków, które zawierać się winny w granicach od 0,5 do 4 kG/cm², zabieg zacisku ograniczyć można do 0,5 — 1 godziny, a następnie dalszą fazę schnięcia w okresie 20 do 24 godzin przeprowadzić należy bez ciśnienia. Proces wiązania odbywać się może na zimno w temperaturze nie niższej jednak od 12°C, lub też przy temperaturze nieco wyższej od normalnej. Do zasadniczych wad użycia klejów nitrocelulozowych zaliczyć należy, obok małej wytrzymałości i elastyczności, ich wyjątkową łatwopalność oraz trujące działanie odparowujących rozpuszczalników i ich przykry zapach.

Z zalet wymienić można odporność na działanie wody, benzyny, nafty, olejów oraz zmiennych temperatur.

Obok klejów nitrocelulozowych znajdują zastosowanie kleje acetocelulozowe, które dostarczone być mogą w postaci płynnej jako roztwory acetocelulozy w rozpuszczalnikach, lub też jako błony klejowe. Można też stosować kleje te w stanie roztopionym bez lotnego rozpuszczalnika.

Do tej właśnie grupy należą znane w przemyśle lotniczym „cellony”. Błony acetocelulozowe grubości 0,07 do 0,2 mm stosowane były przy wytwarzaniu sklejek wodoodpornych przy użyciu znacznych nacisków (15 kG/cm²) i podwyższonych temperatur (120°C). Po okresie (5 do 10 min) trzymania w zacisku otrzymuje się wysokowartościową wodoodporną skleinę o wytrzymałości skleiny 25 kG/cm² na ścinanie w stanie suchym i 15 kG/cm² po 48-godzinnym moczeniu w wodzie.

Podstawową wadą tej metody otrzymania sklejek jest wysoki koszt produkcji błon acetocelulozowych.

W przeciwieństwie do klejów nitrocelulozowych są one niepalne i odznaczają się znaczną odpornością na działanie promieni słonecznych i wysokich temperatur. Ponadto odznaczają się dużą elastycznością nawet w niskich temperaturach. Dalej do niewątpliwych zalet zaliczyć należy odporność na działanie zimnej i gorącej wody, a także benzyny i alkoholu.

Podstawową wadą, która ogranicza możliwość szerszego zastosowania, jest wysoki koszt surowców i produkcji klejów acetocelulozowych, zwłaszcza w postaci błon.

Kleje fenolowoaldehydowe

Kleje fenolowoaldehydowe stosuje się w przemyśle budowy samolotów do klejenia drewna, nylonu i mas plastycznych. Ponadto czynione są próby użycia ich do klejenia metali na zimno.

Kleje te, będące roztworem żywic fenolowoaldehydowych w wodzie, alkoholu, lub mieszaninie alkoholu z wodą (niektóre także w acetonie), należą do grupy klejów nieodwracalnych. W postaci handlowej dostarczane są zarówno jako płyny o dużej lepkości, koloru od jasnożółtego do ciemnobrązowego, jak też w postaci proszku, który przed użyciem należy rozpuścić w odpowiednich rozpuszczalnikach. Okres ważności tych klejów wynosi kilka miesięcy przy przechowywaniu w normalnych temperaturach. Przemysł produkcji sklejek korzysta z błon klejowych, których używa się czasem również przy klejeniu konstrukcji drewnianych skorupowych z fornirów. Jedną z wielu zalet błon jest dłuższy okres ważności.

Żywice, będące podstawą klejów fenolowoaldehydowych, otrzymujemy z kondensacji fenolu z formaldehydem z dodatkiem innych składników (np. kalafonii), w obecności katalizatorów (np. wodorotlenków alkalicznych lub substancji kwaśnych, jak np. kwaśnego węgla sodu).

W postaci płynnej kleje fenolowoaldehydowe zawierają od 40 do 80% żywic, a własności ich zależą przede wszystkim od stosunku ilościowego fenolu i aldehydu w procesie wytwarzania, ilości katalizatora i modyfikatorów, biorących udział w tym procesie oraz własności surowców wyjściowych (tj. fenolu i formaldehydu).

Do sporządzenia klejów fenolowoaldehydowych stosuje się żywice suche trzech typów: 1. żywice łatwo rozpuszczalne w wodzie o optymalnej temperaturze twardnienia 150°C;

2. żywice w mieszaninie z dużą ilością albuminy lub innego białka o optymalnej temperaturze twardnienia 115°C; 3. żywice trwałe w szerokim zakresie pH o optymalnej temperaturze twardnienia 115°C.

W procesie otrzymywania żywic fenolowoaldehydowych uzyskać możemy: 1. nieodwracalne żywice w stanie topliwym i rozpuszczalnym, zwane rezolami (stan A); 2. żywice w stanie przejściowym, nietopliwe i nierozpuszczalne, ale miękące przy ogrzaniu i pęczniejące w rozpuszczalnikach, zwane rezytolami (stan B); 3. żywice w stanie nietopliwym i nierozpuszczalnym, nie miękące przy ogrzewaniu i nie pęczniejące w rozpuszczalnikach, zwane rezytami (stan C).

W grupie ciekłych klejów fenolowoaldehydowych różniemy trzy typy klejów: 1. rozpuszczalne w wodzie w dowolnym stosunku, zawierające zwykle około 40% żywicy, zwanej hydrofilową; 2. nierozpuszczalne w wodzie i nie mieszające się z nią, a rozpuszczalne w wodnym roztworze fenolu, oparte są na żywicach, zwanych hydrofilowymi; 3. mieszające się z wodą w ograniczonych stosunkach.

W przemyśle chętniej stosowane są kleje na bazie żywic hydrofilowych ze względu na niższe temperatury wymagane w procesie wiązania, oraz rozpuszczalność w wodzie ułatwiającą mycie naczyń i mieszalników, większą trwałość, a przede wszystkim z uwagi na wyższe własności adhezyjne w stosunku do materiałów polarnych, większą elastyczność i wytrzymałość skleiny.

Proces wiązania, czyli twardnienia, w sensie zaś chemicznym — polimeryzacja klejów fenolowoaldehydowych, odbywać się może przez rozgrzewanie lub przez wprowadzenie utwardzaczy na zimno. Odpowiada on reakcji tworzenia się rezytu.

Kleje będące roztworami żywic w alkoholu stosuje się do klejenia na gorąco. Szybkość twardnienia tych klejów jest proporcjonalna do zmian zastosowanej temperatury, tak że każde 10° wzrostu temperatury przyspiesza około dwukrotnie szybkość twardnienia. Przeciętnie dla klejów tego typu proces twardnienia w temperaturze 100°C wymaga około 2 godzin. W zależności od gatunku kleju optymalne temperatury procesu polimeryzacji zawierają się będą w granicach 100° do 180°, przy czym należy zaznaczyć, że przekroczeniu temperatury optymalnej dla danego kleju towarzyszyć będzie silne wydzielanie się gazów i pęcznienie warstwy klejowej, co jest zjawiskiem bardzo niepożądanym.

Drugim sposobem zwiększania szybkości twardnienia klejów fenolowoaldehydowych jest stosowanie katalizatorów, odgrywających rolę przyspieszaczy. Są to kwasy lub też substancje o charakterze kwaśnym. W ten sposób zwiększamy stężenie jonów wodorowych w kleju, a szybkość polimeryzacji rośnie jak wiemy ze wzrostem pH. Skracanie okresu utwardzania kleju tą metodą, mimo że jest ona znacznie tańsza w zastosowaniu produkcyjnym, bo nie wymagająca skomplikowanych urządzeń do grzania, nie jest jednak zalecane a to ze względu na szereg trudności regulacji i kontroli samego procesu (który jak gdyby odbywa się bez naszego udziału) oraz z uwagi na obniżenie wytrzymałości skleiny.

Błony klejowe fenolowoaldehydowe używane w postaci szerokich taśm zwiniętych w rulony otrzymuje się przez przesykanie lub powlekanie cienkiego papieru roztworem żywicy fenolowoaldehydowej. W ten sposób możemy uzyskać błony o dowolnej grubości i rodzaju, w zależności od typu użytej żywicy. Poważną zaletą tej postaci klejów jest możliwość długiego przechowywania.

Należy dodać, że kleje fenolowoaldehydowe w postaci błon, poza przemysłem budowy samolotów i produkcją sklejek, stosowane są na szeroką skalę w wielu innych gałęziach przemysłu.

Proces wiązania przebiega tu w temperaturze 100° do 110°C pod ciśnieniem 10 do 12 kG/cm². W warunkach tych żywica stanowiąca składnik błony klejowej rozpuszcza się, zapełnia nierówności klejonych powierzchni, przenika w pory drewna, a w następnym etapie procesu wiązania — twardnieje, przechodząc w stan nietopliwy i nierozpuszczalny. Rozpuszczanie się żywicy w pierwszej fazie procesu ułatwia woda zawarta w klejonym drewnie, która odparowuje w zastosowanej wysokiej temperaturze.

Skleina uzyskana tą metodą, przy zastosowaniu błony z klejów fenolowoaldehydowych, odznacza się wysoką wytrzymałością mechaniczną, odpornością na działanie wody zimnej i gorącej, oraz całkowitą niewrażliwością na działanie bakterii i grzybów. W przemyśle spotykamy się z użyciem różnych gatunków klejów fenolowoaldehydowych.

Z grupy klejów płynnych najpopularniejszym w Związku Radzieckim jest klej określony symbolem „Wiam B 3”, dla którego przy utwardzaniu na gorąco optymalna temperatura procesu wynosi 150° do 160°C.

Utwardzanie na zimno możliwe jest przez dodanie katalizatora naftowego lub innych utwardzaczy w takich ilościach, aby okres użyteczności w stanie gotowym do klejenia wynosił około 4 godzin. Klej „Wiam B 3” zawiera: wolnego fenolu — 21%; wody — 20%; lepkość jego zawiera się w granicach 500—1000 centypoisów.

W grupie błon fenolowoaldehydowych w Związku Radzieckim używane są kleje określone cechą „KR”, w Niemczech bardzo szerokie zastosowanie znalazły błony pod nazwą „Tegofilm”, a w Stanach Zjednoczonych stosowane są błony pod nazwą „Plibond”.

Kleje mocznikowoformaldehydowe

Kleje mocznikowoformaldehydowe (karbamidowoformaldehydowe) znajdują szerokie zastosowanie w przemyśle budowy samolotów przy klejeniu drewna oraz przy produkcji sklejki lotniczej. W postaci handlowej najczęściej spotyka się je jako proszek o barwie od białej do szarej, o bardzo długiej ważności. Rzadziej jako płyny, których ważność ogranicza się do okresu 3 do 4 miesięcy. Kleje proszkowe wymagają przechowywania w opakowaniach hermetycznych i temperatury nie wyższej od 20°C. Żywice mocznikowoformaldehydowe otrzymać można między innymi z kondensacji mocznika lub tiomocznika z formaldehydem w obecności na przykład chlorku cynku, przy czym własności ich zależą od stosunku ilościowego składników, temperatury procesu, oraz stężenia jonów wodorowych. Dodatek niewielkich ilości tiomocznika ma na celu podniesienie wodoodporności klejów. Z uwagi na taniść metod otrzymywania produktów wyjściowych (tj. syntezy mocznika z amoniaku i CO₂ i syntezy metanolu przy otrzymywaniu formaldehydu z CO₂ i H₂), oraz dobre własności, kleje z żywic mocznikowoformaldehydowych cieszą się szerokim zastosowaniem.

Ujemną cechą stosowania kleju z grupy fenolowoaldehydowych jest ich szkodliwe oddziaływanie na organizm ludzki i w związku z tym konieczność stosowania w pomieszczeniach produkcyjnych kosztownych urządzeń nawiewno-wyciągowych.

Kleje w postaci proszku przygotowuje się do klejenia przez rozpuszczenie w wodzie.

Własnościami swymi kleje mocznikowoformaldehydowe przypominają kleje fenolowoaldehydowe z tym, że są od nich znacznie bardziej wrażliwe na zmiany stężenia jonów wodorowych i temperatury. W grupie klejów mocznikowoformaldehydowych opieramy się na żywicach twardniejących na gorąco w temperaturze 70° do 90°C, a niektóre nawet do 150°C, częściej jednak stosuje się kleje wiążące na zimno, a więc z dodatkiem utwardzaczy (np. niewielkie ilości chlorku amonu). W tych przypadkach podwyższanie temperatury procesu skraca okres twardnienia. W obu przypadkach korzystać również można z zastosowania przyspieszaczy.

W procesie polimeryzacji żywic mocznikowoformaldehydowych zachodzi zjawisko wydzielania się formaldehydu i wody, co dla wytrzymałości skleiny nie jest korzystne.

Technika klejenia klejami wiążącymi na zimno polega na naniesieniu roztworu żywicy na jedną z powierzchni klejonych, a utwardzacz na drugą.

Klejąc dwa różne gatunki drewna powleka się utwardzaczem drewno mniej żywiczne. Klejenie może odbywać się przy utwardzaczem wilgotnym lub przyschniętym, w każdym jednak przypadku konieczne jest zastosowanie dla utwardzacza przetrzymania otwartego. Można również dodać utwardzacz wprost do roztworu żywicy, ogranicza to jednak w znacznym stopniu okres używalności substancji klejącej.

Jeśli zaistnieje potrzeba nanoszenia kleju w grubych warstwach stosuje się dodatki, tak zwanych wypełniaczy.

Powszechnie stosowanymi przedstawicielami klejów mocznikowoformaldehydowych są w Związku Radzieckim kleje cechowane symbolem SMK2 i SMS1, a podobne kleje w Stanach Zjednoczonych znane są pod nazwą „Lauksyt”. Niemcy na szeroką skalę produkowali i używali w przemyśle budowy samolotów kleje pod nazwą „Kauryt”.

Klej SMK2 o składzie: mocznik — 23,8%, formalina (roztwór 37%) — 64,2%, chlorok cynku — 12%, w postaci proszku białego lub szarego jest bardzo higroskopijny.

Celem zapobieżenia zbrylaniu się dodajemy do proszku nieco nafty. Klej ten przechować należy w naczyniach hermetycznych w temperaturze poniżej 20°C, ponieważ proszek o nadmiernej wilgotności traci zdolność rozpuszczania się. Przed rozrobieniem substancji klejowej proszek należy przesiać przez sito (o 56 otworach na 1 cm²).

Ogólnie biorąc w odniesieniu do kleju SMK2 stawiane są następujące wymagania: 1. wilgotność poniżej 6%; 2. długi okres ważności (przy zachowaniu warunku 1); 3. stopień rozdrobnienia dający do 5% pozostałości przy przesiewaniu na sicie (25 otworów na 1 cm bieżący siatki; 4. całkowita rozpuszczalność w wodzie przy stosunku ciężarowym 1 cz. proszku na 5 cz. wody i 0,2 cz. alkoholu etylowego przy ogrzaniu do temperatury 100°C; 5. okres przydatności substancji klejowej minimum 2 godziny; 6. wytrzymałość skleiny na ścinanie minimum 130 kg/cm² (średnio dla 4 badanych próbek).

Lepkość znormalizowanego roztworu żywicy SMK2 zawiera się w granicach 20°—90° Forda-Englera, a pH roztworu w granicach 5,2 do 7,2.

Klej SMS1 składa się (ciężarowo) z mocznika — 100 cz., formaldehydu (25% roztwór) 500 cz., amoniaku (25% roztwór) 16 cz. i jest gęstą przejrzystą (lub lekko opalizującą) cieczą prawie bezbarwną, lub o odcieniu żółtawym. Dla ułatwienia kontroli przy nanoszeniu kleju na sklepane powierzchnie dodaje się 0,02% barwników zasadowych, np. błękitu metyloвого, zieleni malachitowej itp.

Klej SMS1 powinien spełniać następujące warunki techniczne; zawartość wolnego formaldehydu poniżej 1%; stężenie — 49—62%; lepkość — 175—600 centypoisów; pH — 6,8—7.

Celem umożliwienia procesu twardnienia w temperaturach normalnych należy dodać do kleju utwardzacz np. chlorok amonu w ilości 4,2% w stosunku do ciężaru suchej żywicy.

Istnieje cały szereg gatunków klejów mocznikowoformaldehydowych, ujętych wspólną nazwą „Kauryt”, a różniących się od siebie nie tylko technologią procesu klejenia, ale również własnościami wytrzymałościowymi. Dla odróżnienia posiadają one różne barwy i są cechowane oznaczeniami literowymi i cyfrowymi. I tak na przykład Kauryt W używany jest do produkcji na gorąco sklejek wodoodpornych, oraz klejenia elementów drewnianych w budowie samolotów.

Substancję klejową do klejenia na gorąco sporządzać można w tych przypadkach według następujących recept (ciężarowo):

	I	II
kauryt	100 cz.	100 cz.
przyspieszacz	20 cz.	20 cz.
mąka kartoflana	20 cz.	30 cz.
mąka drzewna	8 cz.	10 cz.
woda	135 cz.	200 cz.

Okres wiązania takich klejów w zależności od temperatury wynosi dla 10°C — 6 godz., dla 20°C — 1,5 godz. dla 55°C — 0,3 godz.

Dla klejenia na zimno stosuje się Kauryt W 75,5 przy zastosowaniu dodatku proszku bakelitów fenolowoaldehydowych i utwardzaczy, które w odróżnieniu od przyspieszaczy stosowanych przy klejeniu na gorąco oraz dla ułatwienia kontroli równomierności nanoszenia barwione są na kolory: żółty, czerwony, niebieski i biały, w zależności od swoich własności i zastosowania. Skład procentowy wymienionych tu utwardzaczy jest następujący:

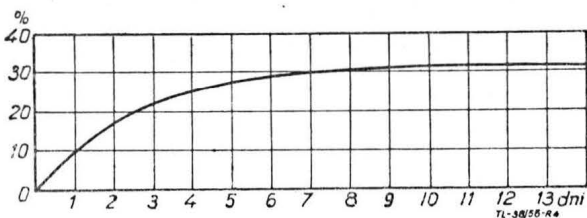
Nazwa składnika	Barwa utwardzacza			
	Żółta	Czerwona	Niebieska	Biała
Chlorek amonu%	99,98	99,9	17,0	17,0
Żółty naftol%	0,02	—	—	—
Radamina B%	—	0,1	—	—
Mocznik%	—	—	82,94	83
Błękit metylowy%	—	—	0,06	—

Z mieszaniny takiej sporządza się roztwór np.: utwardzacz żółty — 15%, woda — 79%, alkohol etylowy — 6%, którym powlekamy jedną ze sklepanych powierzchni. Na drugą powierzchnię nanosi się płynny kauryt i po okresie przepisane go przetrzymania otwartego składa się, stosując wymagany w procesie zacisk.

Czas twardnienia w tym przypadku w zależności od temperatury wynosi: dla 20°C — 3 godz., dla 15°C — 10 godz., dla 10°C — 24 godz., poniżej zaś 6°C proces utwardzania nie zachodzi.

Utwardzacze niebieski i biały stosuje się przy łączeniu większych powierzchni, gdzie potrzebny jest dłuższy czas wiązania.

Klejenie kaurytem wymaga dla uzyskania odpowiedniej sklejiny przestrzegania przepisanej dyscypliny produkcyjnej, która w przemyśle budowy samolotów jest dość niewygodna i pociąga za sobą konieczność znacznej rozbudowy personelu kontrolnego.



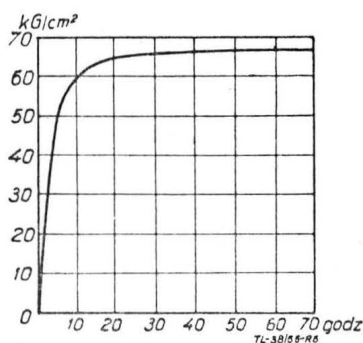
Rys. 4. Wykres zmiany objętości substancji klejącej z rodziny klejów mocznikowoformaldehydowych (kaurytu) w funkcji czasu

Tak więc normalnie wymaga się: 1. dokładnego przygotowania powierzchni klejonych, 2. nanoszenia kleju cienką równomierną warstwą, 3. stosowania nacisków dostatecznie dużych i równomiernych na całą powierzchnię klejoną.

Stosowanie przy klejeniu nacisków jest tu konieczne ze względu na zmiany objętości, jakim substancja klejowa podlega w procesie twardnienia, co widać na wykresie rys. 4.

Do niewątpliwych zalet użycia kaurytu w produkcji należy krótki i dający się regulować okres twardnienia. I tak dla przykładu można podać, że jak to widać z przytoczonego na rys. 5 wykresu już po upływie 2 do 2,5 godz. wytrzymałość sklejiny jest dostateczna (45—50 kG/cm²) dla ewentualnego zdjęcia zacisku i poddania elementu dalszej obróbce. Nie trzeba chyba podkreślać, że ma to zasadniczy wpływ na sprawność produkcji, stanowiąc o przepustowości urządzeń do klejenia.

Prawidłowo przeprowadzony proces technologiczny klejenia przy użyciu kaurytu daje sklejiny wysokiej wytrzymałości i wodoodporności. W niektórych specjalnych przypadkach dla ułatwienia procesu nanoszenia korzystne jest stosowanie klejów spienionych (np. przy produkcji sklejki).



Rys. 5. Wykres zależności wytrzymałości klejenia od czasu wiązania dla kleju z rodziny mocznikowoformaldehydowych (kaurytu)

Substancję taką o objętości trzykrotnie większej od objętości kleju jako cieczy uzyskać można ubijając na specjalnej maszynie kazeinę z przyspieszaczem w gorącej wodzie, a następnie dodanie w kolejności: kaurytu W, przyspieszacza, mąki kartoflanej i wody.

Jeżeli w innych celach specjalnych chcemy otrzymać gąbczastą strukturę utwardzonego kleju, stosujemy utwardzacze o składzie ciężarowym: dwuwęglan amonu — 60,0 cz., chlorek amonu — 22,5 cz., mączka drzewna — 17,3 cz., barwnik (żółty tlenek żelaza) — 0,2 cz.

Dodać wreszcie należy, że żywice mocznikowoformaldehydowe często stosuje się jako dodatki do innych klejów, np. białkowych, czy też kauczukowych (w ogóle klejów zawierających węglowodany) dla uzyskania substancji o wysokiej koncentracji przy minimalnej lepkości (ważne zwłaszcza dla klejów kauczukowych) i o wysokich własnościach adhezyjnych i kohezji.

Kleje melaminoformaldehydowe

Kleje te można uważać za należące do tej samej grupy co kleje mocznikowoformaldehydowe, ponieważ posiadają ten sam charakter chemiczny i bardzo podobne własności w tym tylko, że odznaczają się większą wodoodpornością i większą szybkością twardnienia. Ze względu na wysoką cenę najczęściej stosuje się 20% dodatek klejów melaminoformaldehydowych do mocznikowoformaldehydowych, przez co otrzymuje się substancję kleistą, stosowaną przy produkcji wysokowartościowych sklejek lotniczych.

Kleje zawierające melaminę produkowane są jako płyny, w postaci past oraz proszków. Należy przechowywać je w opakowaniach hermetycznych w temperaturze nie wyższej od 20°C.

Przy użyciu klejów w postaci past wymagane jest niewielkie ich podgrzanie — aż do przejścia pasty w stan płynny. Proszki rozrabiane są wodą.

Wszystkie kleje melaminoformaldehydowe, zarówno do utwardzania na zimno jak i z przyspieszaniem procesu wiązania za pomocą podgrzewania, wymagają dodatków przyspieszających, którymi są kwasy lub sole kwaśne.

Ponieważ jak już wspomniano cena melaminy jest wysoka, do klejów tych często stosuje się dodatki wypełniaczy w postaci mąki kartoflanej, czy też krochmalu.

Kleje furfurołowe

Kleje furfurołowe otrzymuje się z kondensacji furfurułu w obecności silnie kwaśnych katalizatorów. Sam furfuroł otrzymuje się na skalę przemysłową z odpadków produktów rolnych (łupin słonecznika, kolb kukurydzy i innych). W wyniku procesu kondensacji uzyskać możemy żywicę furfurylową w trzech stanach, podobnie jak dla żywic fenolowoformaldehydowych.

Do sporządzenia klejów stosuje się żywice furfurołowe w stanie B, które są cieczami wolno polimeryzującymi. Żywice te mogą być długo przechowywane przez dodanie substancji stabilizujących. Kleje przygotowane z tych żywic nadają się do użycia przynajmniej w okresie roku.

Kleje furfurołowe stosuje się do sklejanego kauczuków naturalnych i syntetycznych, drewna, tekstolitu, mas plastycznych i metali.

Kleje te stosuje się do sklejanego na zimno i na gorąco, przy czym przy tej ostatniej metodzie nie zachodzi zjawisko wydzielenia się pęcherzy, tak powszechne przy innych klejach, a mogące wpłynąć ujemnie na wytrzymałość sklejiny.

Przy zastosowaniu temperatury klejenia 25°C klej uzyskuje pełną wytrzymałość w ciągu kilku dni, a przy temperaturze twardnienia wynoszącej 50°C — w ciągu kilku godzin.

Praktycznie biorąc substancja klejąca nie kurczy się w procesie wiązania, nie jest więc konieczne stosowanie docisku po złożeniu sklejanego elementu dla uzyskania sklejiny o zadawalającej wytrzymałości. Pomimo, że wystarcza w tym przypadku tylko złożenie powierzchni klejonych, w praktyce stosuje się bardzo niewielkie dociski.

Pod względem własności adhezyjnych kleje furfurołowe przewyższają nawet kauczukowe i akrylowe. Kleje te nadają się do nanoszenia cienkimi warstwami przy zastosowaniu rozpuszczalników. Przy użyciu klejów nie zawierających rozpuszczalników grubość warstwy w sklejaniu nie ma wpływu na jej wytrzymałość. Cecha ta jest poważną zaletą, nie wymaga bowiem dokładnego przygotowania powierzchni klejowych i daje możliwość łączenia powierzchni nierównych i krzywych oraz materiałów porowatych.

Przygotowanie powierzchni klejonych ogranicza się do ich oczyszczenia i przesuszenia (dla materiałów niemetalowych).

Własności wytrzymałościowe sklejiny otrzymanej przy użyciu klejów furfurołowych w odniesieniu do materiałów niemetalowych charakteryzują się następującymi danymi: wytrzymałość na ścinanie — 400 kG/cm², wytrzymałość na zginanie — 630 kG/cm², wytrzymałość na zrywanie — 280 kG/cm², wytrzymałość na ściskanie — 840 kG/cm², nasiąkanie wodą po 24 godzinach — 0,05%.

Szczególnie dobre własności posiadają kleje furfurołowe w odniesieniu do łączenia plastyków fenolowoformaldehydowych, co wynika z chemicznego oddziaływania żywicy furfurołowej na fenolowoformaldehydową.

Kleje karbinolowe

Kleje karbinolowe służą do łączenia drewna, tworzyw sztucznych (jak fibry, ebonitu, tekstolitu, plexiglasu) i metali. Substancją podstawową do sporządzenia kleju jest karbinol,

który w stanie ciekłym polimeryzuje tak, że w okresie kilku miesięcy przechodzi w stan galaretowaty. Przy wykorzystaniu karbinolu jako substancji klejącej powodujemy przyspieszenie procesu polimeryzacji przez naswietlenie, ogrzewanie lub stosowanie dodatków przyspieszaczy (utleniaczy) jak np.: nadtlenu benzolu lub kwasu azotowego (przy klejeniu niemetalu).

Klej karbinolowy z dodatkiem 1% aldolonaftylaminy, lub dwufenylaminy można przechowywać około roku, zapewniając temperaturę niższą od 20°C i brak dostępu światła.

Jako kleju używamy produktu już częściowo spolimeryzowanego.

Proces klejenia przy użyciu klejów karbinolowych wymaga zastosowania nacisków, które przy łączeniu elementów o grubości mniejszej od 5 mm wynosić winny od 0,5 do 1 kG/cm², a przy grubościach większych — od 3 do 5 kG/cm². W zasadzie proces polimeryzacji zachodzi prawidłowo w temperaturze 20°—25°C, przy czym czas wiązania wynosi wtedy do 24 godzin. Podniesienie temperatury procesu do 45°C skraca okres twardnienia kleju do 12 godzin.

Skleina otrzymana przy użyciu klejów karbinolowych wykazuje odporność na działanie tłuszczów, benzyny i grzybów, natomiast jej odporność na działanie wilgoci i temperatur pozostawia wiele do życzenia.

Poniżej podano zestawienie danych wytrzymałościowych skleiny różnych materiałów uzyskanej z kleju karbinolowego dla prób przeprowadzonych na ścinanie wzdłuż płaszczyzny klejenia:

stal-stal	200 kG/cm ²	dural-stal	200 kG/cm ²
dural-dural	200 kG/cm ²	dural-fibra	100 kG/cm ²
tekstolit-tekstolit	125 kG/cm ²	dural-balenit	100 kG/cm ²
fibra-fibra	90 kG/cm ²	dural-jesion	105 kG/cm ²
ebonit-ebonit	80 kG/cm ²	stal-fibra	100 kG/cm ²
szkło-szkło	100 kG/cm ²	stal-plexiglas	80 kG/cm ²
		stal-tekstolit	100 kG/cm ²

Kleje z żywic akrylowych

Kleje z żywic akrylowych używa się do łączenia drewna, tkanin, gumy, szkła i metali. Są one specjalnie cenne przy sklejanu materiałów giętkich i podlegających rozciąganiu

z uwagi na bardzo znaczną elastyczność. Służą także do wyrobu szkła bezodpryskowego.

Cechą charakterystyczną tych klejów są: wysoki stopień przezroczystości, rozciągliwość, elastyczność, wodoodporność i wysoki stopień adhezji nawet w odniesieniu do szkła.

Kleje będące mieszaninami pochodnych winylowych i kauczuków z żywicami fenolowoaldehydowymi

Służą one przede wszystkim do łączenia drewna z metalami. Wysoka jakość uzyskanego połączenia wynika w tym przypadku z tego, że kauczuk za pośrednictwem atomów siarki mocno wiąże się z metalami, a żywica fenolowoaldehydowa z drewnem. W celu wytworzenia warunków odpowiedniej adhezji substancji klejącej do metali, winylowe mieszaniny klejowe zawierać powinny niewielkie ilości grup wysokopolarnych.

Kleje z tej grupy stosowane w przemyśle zawierają 15% substancji suchych i 85% rozpuszczalnika i schną w warunkach normalnych.

Kleje na bazie poliakoholu winylowego

Nadają się one do łączenia drewna, plastyków, tekstylii, kauczuku, szkła oraz metali, dając skleinę nieprzenikalną dla gazów i tłuszczów, ale mało odporną na działanie wody.

Kleje na bazie eterów winylowych

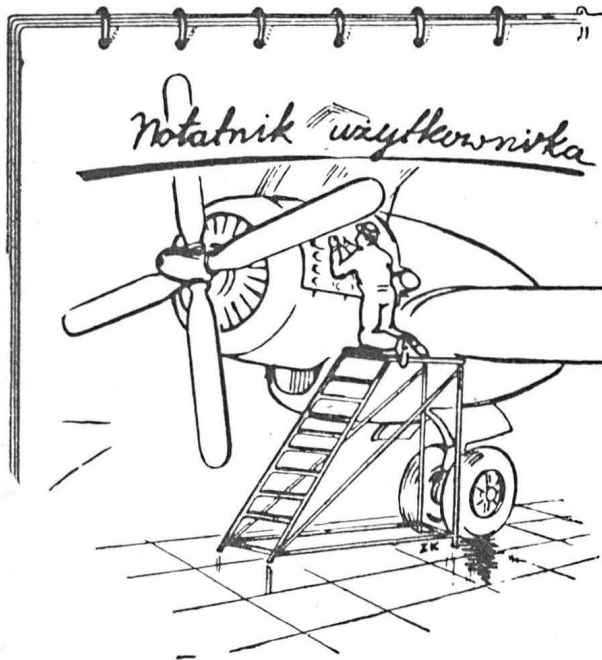
Stosuje się je jako podstawy klejów znajdujących szerokie zastosowanie w robotach tapicerskich. Służą one do sklejania celofanu, tekstylii, kauczuków, drewna, szkła i metali.

W przemyśle używa się klejów ciekłych, będących roztworami substancji klejącej w benzynie.

Kleje poliwinylacetatowe

Kleje te używane są do przewarstwiania szkła przy wyrobie szyb „triplex”.

d. c. n.



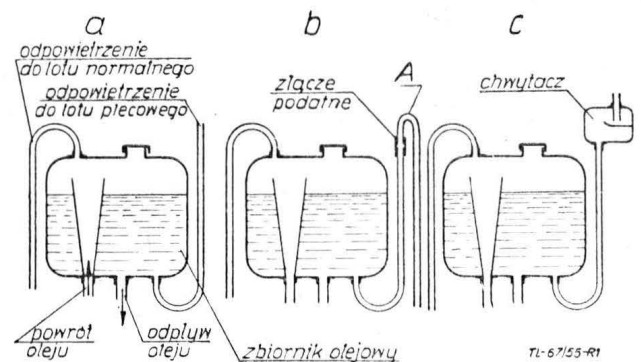
Wada instalacji olejowej

Zbiornik olejowy sportowego samolotu akrobacyjnego, zaopatrzony był w dwa odpowietrzenia: do lotu normalnego i do lotu plecowego (rys. 1). Wadą takiego układu było to, że za każdym razem przy przejściu do lotu na plecy kilka cm³ oleju zawartego w odpowietrzeniu plecowym wylewało się na szybę wiatrochronu pilota. Wobec tego mechanicy przedłużyli ten przewód pod kadłub (rys. 1 b). Na skutek tego przedłuże-

Wzbogacamy nasze doświadczenie

Poniżej zamieszczamy trzy notatki otrzymane od mgr inż. Tadeusza Sołtyka. Sądzymy, że opracowywanie podobnych krótkich notatek ze spostrzeżeń z pracy zawodowej na lotniskach i warsztatach lotniczych nie nastroży poważniejszych trudności naszym Czytelnikom. Pragniemy, aby notatki takie, oparte na własnych naszych doświadczeniach ze sprzętem przez nas używanym, który przeważnie wszystkim naszym Czytelnikom jest znany, stawały się załącznikiem spontanicznych „narad wytwórczych” wszystkich zainteresowanych. Notatki oparte na źródłach obcych — które z konieczności w dziale tym zamieszczamy — nie wytrzymują nigdy porównania z opracowaniami wziętymi z naszej własnej pracy i wskazującymi na trudności napotymane przy nich.

Raz jeszcze gorąco zachęcamy naszych Czytelników do wzięcia czynnego udziału w zasilaniu działu „Notatnik użytkownika” naszego pisma rodzimymi opracowaniami.



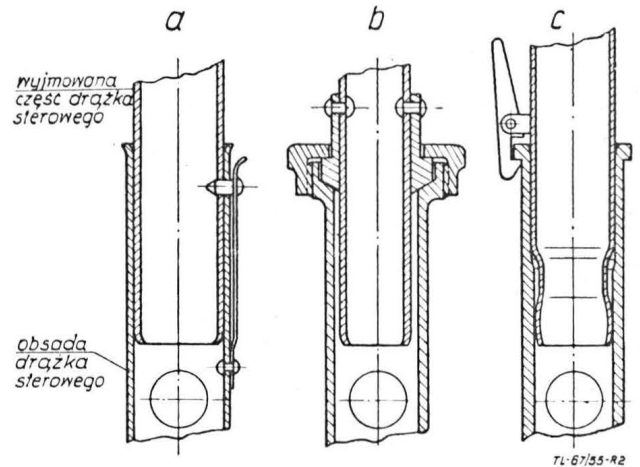
Rys. 1

nia utworzył się „syfon” i po akrobacji cała ilość oleju spływała ze zbiornika na zewnątrz. Aby przerwać działanie syfonu, w przewodzie wywiercono otworek $\varnothing 1$ mm w miejscu oznaczonym strzałką A. Po tej poprawce instalacja działała

już prawidłowo. Później zastosowano chwytacz oleju, który nie działał lepiej, był zaś bardziej skomplikowany, musiał mieć dosyć dużą objętość i był trudny do ulokowania (rys. 1 c).

Wysunięcie się drążka pilota omal że przyczyną wypadku

W czasie stromego lotu ślizgowego, przy podchodzeniu do lądowania, wysunął się pilotowi wyjmowany drążek w chwili, kiedy chciał załamać tor w pobliżu ziemi. Pilot próbował włożyć drążek na miejsce, potem zmienić tor lotu gazem, ale bez powodzenia. Sytuację uratował drugi pilot, siedzący z tyłu, skąd mógł zaobserwować zmagania swego towarzysza. Drążek, który omal nie spowodował wypadku, był wyjmowanym drążkiem dodatkowym. Rysunek 2a przedstawia rozwiązanie zamocowania tego drążka. Połączenie jest zupełnie pewne pod warunkiem, że kołek na sprężynie jest wsunięty w otwór. W tym przypadku kołek nie był na miejscu, na skutek niedbałego montażu. Lepsze rozwiązanie wyjmowanego drążka przedstawia rys. 2b i 2c. W razie wysuwania się drążka z obsady, sygnalizuje o tym powstanie luzów; łatwiej też taki drążek wsunąć na miejsce po wyjęciu.

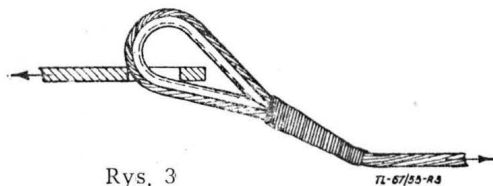


Rys. 2

Niestaranny montaż linki

Linka do steru wysokości była rozłączona na ściągaczu z okazji drobnej naprawy, po czym połączona znowu. Przed startem pilot sprawdził, że stery działają prawidłowo. W cza-

się startu okazało się, że ster źle działa i lot odbył się po mocno falistej linii. Pilot wylądował natychmiast i zameldował, że w mechanizmie sterowym zaraz po starcie utworzył się znaczny luz. Przegląd ujawnił powód: przy napięciu linki ucho jej zaczepiło się w otworze (rys. 3) i nie ustawiło prawidłowo. Przed lotem, przy kontroli, linka była napięta, a po chwili obsunęła się i wytworzyła luz. Winę ponosi tu niedbały mechanik i kontroler, którzy nie obejrzeliby całości montowanej linki.



Rys. 3

Na półkach księgarskich

Kak rabotajet radiolokator, Ja. Z. Pierla, Oborongiz, 1955 r. stron 119.

W broszurze tej przedstawione są popularnie zasady radiolokacji, dany jest poglądowy opis zjawisk fizycznych, będących podstawą, radiolokacji, jak istota fal radiowych i zasada ich przesyłania oraz o metodach badań. Rozpatrzone zagadnienie odległości i dokładności wykrywania obiektów na ziemi i w powietrzu, oraz dano opis niezbędnych urządzeń przyrządów elektronowych i zasady pracy stacji radiolokacyjnych (radarowych) wraz z różnorodnymi sposobami ich użytkowania. Zwrócono również uwagę na zastosowanie radiolokacji w lotnictwie. Książka przeznaczona jest dla młodzieży szkół średnich i szerokiego kręgu czytelników o przygotowaniu minimum siedmiu klas szkół ogólnokształcących.

L. S.

Terminologija teorii i charakteristik awiacyjnych gazoturbinnych dwigatielej i turbomaszin dla kombinowanych silowych ustanowok, Komitet Tiejniceskoj terminologii, Izdatielstwo Akademii Nauk SSSR, 1954 r., stron 28.

Osiemdziesiąt cztery pojęć z dziedziny teorii i charakterystyk lotniczych silników turbinowych oraz kombinowanych zespołów napędowych zawiera omawiana broszurka, która jest tomem 24., wydawanego przez Akademię Nauk Związku Radzieckiego zbioru pt. „Sbornik i rekomendujemych terminow”. Pojęcia wraz z zalecanymi określeniami oraz obszernymi objaśnieniami są łatwe do odszukania dzięki skorowidzowi alfabetycznemu.

S. M.

Terminologija awiacyjnych silowych ustanowok, Komitet Tiejniceskoj Terminologii, Izdatielstwo Akademii Nauk SSSR, 1954 r., stron 28.

W wydawnictwie radzieckiej Akademii Nauk pt. „Sborniki rekomendujemych terminow” jako tom 23. ukazała się omawiana broszurka zawierająca 72 pojęcia dotyczące lotniczych zespołów napędowych oraz instalacji paliwowej i chłodzącej, przy czym każda pozycja zawiera określenie wywoławcze, omówienie objaśniające oraz niekiedy określenie dotychczas stosowane, niepolecane na przyszłość. Skorowidz alfabetyczny dopełnia całości.

S. M.

Terminologija konstrukcii turboreaktiwnych, turbowintowych i porsznioowych dwigatielej, Komitet Tiejniceskoj Terminologii, Izdatielstwo Akademii Nauk SSSR, 1954 r., stron 32.

Jako tom 19. wydawnictwa „Sborniki rekomendujemych terminow” Akademii Nauk ZSRR, ukazała się omawiana broszurka, zawierająca 117 pojęć z dziedziny konstrukcji silników tłokowych oraz turbinowych, odrzutowych i śmigłowych. Pojęcia te, oprócz obszernych omówień objaśniających, zawierają określenia stosowane dotychczas, niepolecane na przyszłość i zastąpione wskazanymi. Skorowidz alfabetyczny, zawierający zarówno pojęcia właściwe jak i niepolecane, ułatwia znalezienie szukanego określenia pojęcia.

S. M.

Awiacionnoje materiatowiedienje, A. I. Frołow, D. A. Ryzinskij, Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony Sojuza SSR, 1954 r., stron 288.

Jako podręcznik szkolny książka przeznaczona jest dla uczniów średnich technicznych szkół lotniczych. Zawiera ona podstawowe wiadomości o fizycznych, chemicznych, mechanicznych i technologicznych własnościach metali i stopów stosowanych w przemyśle lotniczym. Zestawiono również charakterystyki stali węglowych, stopowych i ognioodpornych, oraz stopów kolorowych. Specjalny rozdział omawia zagadnienia korozji metali i sposobów zabezpieczania metali i stopów przed korozją. Dane są też wiadomości o materiałach niemetalowych stosowanych w lotnictwie, jak masach sztucznych, lakierach, materiałach tekstylnych, gumowych, izolacyjnych cieplnie, elektroizolacyjnych i uszczelniających. Każdy z rozdziałów uzupełniony jest tabelami zawierającymi dane techniczne omawianych materiałów.

L. S.

Krylia molożozi (praktika planierizma), A. Piecuch, Oborongiz, 1954 r., stron 291.

Książka zaznajamia szerokie kręgi młodzieży z podstawami teorii i praktyki szybownictwa i może służyć jako podręcznik szkoleniowy dla pilotów szybowcowych. Omówione są kolejno aerodynamika szybowca, konstrukcja szybowca, metody startu szybowców, holowanie szybowców za samolotami, metody szkolenia, podstawowe

elementy lotu, wytrzymałość szybowca, lot krzywoliniowy, loty figurowe, energia atmosfery, loty szybowe i fazy lotów szybowych. Treść uzupełniają świetnie wykonane rysunki poglądowe przedstawiające szczegóły konstrukcji, układy sił działające na szybowiec oraz wykonywanie przez szybowce różnych faz lotu. Pożądane jest ukazanie się książki tej w przekładzie polskim.

L. S.

Sztampowszczyk po chłodnej sztampowskie, A. N. Małow, Oborongiz, 1954 r., stron 215.

W książce są podane podstawowe wiadomości o materiałach podlegających tłoczeniu, opisane są urządzenia pras do tłoczenia, typy i podstawowe konstrukcje wytłoczników i wykrojników, omówione są również podstawy procesów technologicznych tłoczenia, zagadnienia tolerancji i pasowań stosowanych, w wykrojnikach, wytłocznikach i w zastosowaniu do przedmiotów wykonywanych tymi metodami. W osobnych rozdziałach opisane są zagadnienia racjonalizacji wykonania przedmiotów tłoczonych i organizacji miejsca pracy. Książka przeznaczona jest dla pracowników wydziałów zimnej obróbki metali, specjalnie zaś dla pracowników o wyższych kwalifikacjach.

L. S.

Aeromechanika samolota, A. A. Lebediew, I. W. Strażiewa, G. I. Sacharow, Oborongiz, 1955 r., stron 472.

W treści rozpatrzone są podstawowe zagadnienia przepływu gazów, zasady aerodynamicznego podobieństwa, metody badań w zakresie aerodynamiki doświadczalnej, aerodynamiczne charakterystyki skrzydeł i całego samolotu, podstawowe metody obliczeń aerodynamicznych samolotu oraz zagadnienia stateczności i sterowności samolotu. Opisane są również zagadnienia sił aerodynamicznych w zakresie prędkości poddźwiękowych i naddźwiękowych, oraz aerodynamika śmigieł. Całość treści dzieli się na część pierwszą — podstawy aerodynamiki, obejmującą pięć rozdziałów i część drugą — aeromechanikę samolotu, zawierającą dwa pozostałe rozdziały. Treść uzupełniają ponad trzysta pięćdziesiąt rysunków i wykresów. Książka przeznaczona jest dla wydziałów lotniczych szkół zawodowych, w których aeromechanika samolotu wykładana jest w skróconym zakresie.

L. S.

Mechanika lotu. Zbiór zadań z rozwiązaniami, mgr inż. Rościśław Aleksandrowicz, mgr inż. Jan Rościślewski, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, 1955 r., stron 378.

Zebrane przez Autorów zadania w liczbie 304, podane wraz z rozwiązaniami opartymi na materiale zawartym w skrypcie prof. W. Piszczona, ułatwiają nie tylko studentom Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej, ale i inżynierom w ich pracy zawodowej wykonywanie obliczeń z dziedziny mechaniki lotu. Zadania są zgrupowane w sześciu rozdziałach w pierwszej części, rozwiązania — odpowiednio w drugiej części. Obejmują one następujące tematy: zadania wstępne (17); charakterystyka aerodynamiczna samolotu, lot ślizgowy oraz lot poziomy (95); charakterystyki zespołu napędowego, krzywe ciągów i mocy rozporządzalnych (26); wznoszenie samolotu, opadanie na gazie, prędkość maksymalna (59); start i lądowanie, zasięg i długotrwałość lotu (36); równowaga, stateczność statyczna oraz sterowność samolotu (62). Dodatek opracowany przez inżynierów W. Szemplińską i K. Dąbrowskiego, obejmuje zagadnienia dynamiki samolotu — 9 zadań z rozwiązaniami. Załącznik zawiera 34 wykresy. Znaleźliśmy szereg usterek, które powinny być usunięte w następnym wydaniu: rys. 1.1 — nieprawidłowe rozłożenie rzutów samolotu; wyrażenia: skręt, łopatkę śmigła, sloty, ilość obrotów, pełny gaz, linia przerywana, szybkość; skróty: KG, kg/cm². Z przyjemnością znaleźliśmy (str. 91) powołanie się na okładki naszego czasopisma.

S. M.

Tierminologija aerodinamiczeskogo rasczota samolota, Komitet Tiermiczeskiej Tierminologii, Izdatielstwo Akademiij Nauk SSSR, 1954 r., stron 24.

W wydawnictwie radzieckiej Akademii Nauk pt. „Sborniki rekomendujemych terminow” jako tom 17 ukazała się omawiana broszura, zawierająca 63 pojęcia z dziedziny obliczeń aerodynamicznych samolotu, przy czym każda pozycja zawiera określenie wywoławcze, omówienie objaśniające oraz niekiedy określenie dotychczas stosowane, nie polecane na przyszłość. Skorowidz alfabetyczny dopełnia całości.

S. M.

Tierminologija uprawlenija, regulirowanija i awtomatiki awiawdwiatieliej, Komitet Tiermiczeskiej Tierminologii, Izdatielstwo Akademiij Nauk SSSR, 1954 r., stron 24.

Czterdzieści cztery pojęcia z dziedziny silników lotniczych (sterowanie, regulacja i automatyzacja) zawiera omawiana broszurka, która jest tomem 28 wydawanego przez Akademię Nauk Związku Radzieckiego zbioru pt. „Sborniki rekomendujemych terminow”. Pojęcia wraz z zalecanymi określeniami oraz obszernymi objaśnieniami są łatwe do odszukania dzięki skorowidzowi alfabetycznemu.

S. M.

Metody podobija i sorazmiernosti w miechaniki, L. I. Siedow, Gosudarstwiennoe Izdatielstwo Tierchniko-Tieorieticzeskiej Litieratury, 1954 r., stron 328.

Jest to już trzecie wydanie pracy, która po raz pierwszy ukazała się w roku 1943. Zawiera ona teoretyczne rozważania zagadnień podobieństwa i wymiarów w mechanice i ich zastosowanie przy badaniach i pomiarach modelowych. Treść podzielona jest na pięć rozdziałów przedstawiających kolejno ogólną teorię wymiarności dla różnych wielkości, podobieństwo, modelowanie i różne przykłady zastosowania teorii wymiarności, zastosowanie w teorii ruchu cieczy lepkich i w teorii ruchu burzliwego, omówienie zagadnień jednowymiarowego niustalowanego ruchu gazów w odniesieniu do zjawisk detonacji, spalania wybuchowego i fal uderzeniowych oraz zastosowanie teorii podobieństwa w zagadnieniach astrofizyki. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i pracowników instytutów naukowo-badawczych.

L. S.

Dietali miechanizmow tocznoj miechaniki, T. A. Giewondian i L. T. Kisielow, Oborongiz, 1953 r., stron 228.

W książce są zawarte wiadomości z zasad obliczania i konstruowania najważniejszych elementów i zespołów przyrządów precyzyjnych oraz wiadomości z dziedziny materiałów stosowanych przy wykonaniu przyrządów. Treść podzielona jest na osiem rozdziałów omawiających połączenia w budowie przyrządów, przewodnice i łożyska dla ruchu obrotowego i postępowego, sprzęgła nieruchome, ruchome i specjalne, przekładnie zębate i tarciove, mechanizmy krzywek i przekładni, elementy sprężyste oraz regulatory prędkości i tłumiki. Książka jest podręcznikiem szkolnym dla szkół zawodowych średnich przygotowujących specjalistów w dziedzinie budowy przyrządów.

L. S.

Awtomaticzeskije registirirujuszczije pribory, F. Je. Tiemnikow, Maszgiz, 1954 r., stron 372.

W książce przedstawione są zasady nowoczesnej techniki automatycznego notowania, przekształcania i dokumentowania różnych wielkości fizycznych, charakteryzujących procesy technologiczne, pracę maszyn lub badane zjawiska. Do zagadnień przedstawionych w sześciu rozdziałach, należą teoria przyrządów rejestrujących wraz ze schematami typowych przyrządów, metody rejestracji mechanicznej, elektrycznej i optycznej, przekładniki rejestrujące, przyrządy przekształcania bezpośredniego, przyrządy przekształcania śledzącego, jak potencjometry elektrone, przyrządy zapisujące elektroakustyczne i automatyczne analizatory pola, jak również przyrządy z notowaniem elektrycznym, fotograficznym i samozapisujące echo-sondy. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników zajmujących się projektowaniem i zastosowaniem przyrządów, jak również dla słuchaczy wyższych lat szkół politechnicznych.

L. S.

Hydromechanika techniczna, Tom II — Hydraulika, Adam Tadeusz Troskołański, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1954 r., stron 460.

Książka stanowi drugi tom 3-tomowego dzieła pt. „Hydromechanika techniczna”, o którego tomie pierwszym zamieściliśmy wzmiankę w zeszycie 3/1952 „Techniki Lotniczej”. Książka ta może oddać znaczne usługi pracownikom instytutów naukowo-badawczych w lotnictwie. Na treść książki składają się następujące tematy: podstawowe wiadomości z analizy wymiarowej, pozwalającej na krytyczną ocenę użyteczności istniejących formuł hydraulicznych, hydraulika ujęta w dwunastu rozdziałach (teoria podobieństwa mechanicznego, ruchy swobodne cieczy, ruch cieczy w przewodach otwartych i zamkniętych, uderzenie wodne w przewodach zamkniętych, napór hydrodynamiczny i reakcja hydrodynamiczna, wstęp do teorii rotodynamicznych maszyn wodnych, wstęp do teorii ektorów oraz zaworów samoczynnych, teoria tarcia płynnego, opór ośrodka, ruch wód głębszych). Wykaz literatury, skorowidz nazwisk oraz obszerny skorowidz rzeczowy z równoznacznikami w obcych (ang., ros., franc., niem.) językach dopełniają całości książki.

S. M.

Stroitielnaja miechanika kryła pieriemiennowo sieczeniija, G. S. Jeleniewskij, Oborongiz, 1954 r., stron 228.

Praca ta daje opis metod obliczenia naprężeń i odkształceń skrzydła samolotu z uwzględnieniem zmienności przekrojów poprzecznych elementów szkieletu podłużnego i zmienności grubości pokrycia wzdłuż rozpiętości, jak i samej zbieżności skrzydła. Jako pewnego rodzaju wstęp omówione są zagadnienia charakterystyki geometrycznej, momentów i sił zewnętrznych, naprężeń wewnętrznych, charakterystyki sztywności i odkształceń. Na właściwą treść składają się zagadnienia pracującego układu skrzydła, naprężeń normalnych i stycznych, pełnych naprężeń ścinających, energii potencjalnej grodzi skrzydła, osi sztywności skrzydła, wyznaczenia pełnych przesunięć przekrojów skrzydła i zagadnienia skrzydła o przekroju wieloobwodowym. Na końcu książki umieszczone są dość obszernie dodatki (łącznie sześć), omawiające jeszcze sprawy sztywności żeber, zamocowania skrzydła, współpracowników redukcyjnych przekrojów w pobliżu zamocowania i przy nagłej zmianie przekrojów dźwigarów i skreśniania skrzydła jako całości. Książka przeznaczona jest dla inżynierów obliczeniowców i konstruktorów, jak również dla studentów wyższych lat wydziałów lotniczych.

L. S.

Podstawy awtomatiki i telemechaniki, B. I. Domanski, tłum. z ros. prof. mgr inż. Zygmunta Szparkowskiego, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1954 r., stron 320.

Praca omawiana może być przydatna dla pracowników lotnictwa, gdzie zagadnienia automatyki są bardzo rozpowszechnione. Praca dzieli się na cztery części: ogólne zasady automatyzacji procesów technologicznych, zadania sterowania automatycznego, analiza procesów automatycznych; urządzenia do realizacji wiązania automatycznego (automatyczne pary, grupy i układy); automatyczne sterowanie złożonymi procesami zespołowymi w torach o przebiegach swobodnych (niesterowanych); sterowanie automatyczne torami złożonymi o sterowanych przebiegach. Obszerny wykaz radzieckiej literatury przedmiotu oraz skorowidz alfabetyczny dopełniają całości pracy.

S. M.

Awiacionnyje pribory i awtopiloty, T. I. Wiljajewskaja, Oborongiz, 1954 r., stron 212.

W książce wyłożone są podstawowe zasady budowy i działania lotniczych przyrządów pokładowych i pilotów automatycznych, krótko opisane elementy konstrukcji i rozpatrzone zagadnienia błędów wskazań przyrządów i sposobów usunięcia błędów. Treść książki podzielona jest na sześć rozdziałów, opisujących między innymi przeznaczenie i zastosowanie lotniczych przyrządów, podstawowe wymagania stawiane wyposażeniu lotniczemu, przyrządy kontrolujące pracę silników, przyrządy pilotażowo-nawigacyjne, przyrządy giroskopowe i piloty automatyczne. Treść uzupełniona jest licznymi wykresami, schematami i rysunkami, ułatwiającymi zrozumienie budowy i działania przyrządów. Książka opracowana jest jako podręcznik do nauki budowy przyrządów w lotniczych szkołach zawodowych.

L. S.

Awiacyjne giroskopiczyskie przybory, W. A. Pawłow, Oborongiz, 1954 r., stron 411.

W pracy tej rozpatrzone są teoretyczne podstawy lotniczych przyrządów giroskopowych i ich konstrukcyjne wykonanie. Omówiony jest również wpływ poszczególnych elementów przyrządu na jego dokładność, oraz dane są metody wyznaczania podstawowych parametrów układów giroskopowych uwzględniające stawiane im wymagania. W skład treści piętnastu rozdziałów wchodzi również takie zagadnienia jak: giroskop kierunku, busola giroskopowa, pion giroskopowy, przyrządy giroskopowe do pomiaru prędkości kątowych i przyspieszeń, ramy giroskopów, elektryczne silniki-giroskopy, łożyska przyrządów giroskopowych, urządzenia korygujące, przekazujące prąd i blokujące. Treść uzupełnia prawie trzysta pięćdziesiąt wykresów, schematów i rysunków niezbędnych do wyjaśnienia budowy i zasad działania opisanych typów przyrządów giroskopowych. Książka przeznaczona jest jako podręcznik dla wyższych szkół technicznych lotniczych. Może być również przydatna dla inżynierów i pracowników technicznych zajmujących się projektowaniem i badaniem giroskopowych przyrządów lotniczych.

L. S.

Bibliografia retrospektywna polskiego piśmiennictwa technicznego za lata 1945 — 1949, praca zbiorowa pod redakcją Heleny Handelsman, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1954 r., stron 307.

Praca zawiera omówienie bibliograficzne 10712 pozycji artykułów w czasopiśmie oraz druków zwartych opracowanych przez polskich autorów i wydanych w Polsce w okresie 1945—1949. Może być ona wykorzystana przez wszystkich tych, którzy korzystają z fachowego piśmiennictwa technicznego. Tematy lotnicze są rozrzucone w szeregu działów, co wynika z klasyfikacji dziesiętnej. Znajdujemy wzmianki lotnicze, oprócz głównego działu 629.13 z poddziałami, w następujących: 79 — sport, 629.19 — astronautyka, 623.74 — lotnictwo wojskowe, 621.397 — telewizja, 621.431.75 — silniki spalinowe lotnicze oraz w wielu innych, które są wskazywane w tekście na zakończenie większych zgrupowań wzmianek lotniczych. Wzmianki ograniczają się do podania nazwiska autora, tytułu pracy, nazwy czasopisma oraz objętości. Przydatność wydawnictwa zwiększyłyby podawanie poziomu każdej pracy oraz niekiedy krótkiego streszczenia, gdy tytuł nie wskazuje istoty zagadnienia. Wydaje nam się, że zaklasyfikowanie silników lotniczych strumieniowych oraz turbinowych, przeprowadzone w pracy omawianej nie jest prawidłowe, chociaż zdajemy sobie sprawę z trudności tego zagadnienia (np. — 621.47). Wysoka cena pracy (106.— zł) odstraszy ewentualnych prywatnych nabywców.

S. M.

O strukturze i swójstwach cwietych spławów, pod redakcją S. M. Woronowa, Oborongiz, 1954 r., stron 152.

Jest to 23 zeszyt prac Moskiewskiego Lotniczego Instytutu Technologicznego. Obejmuje on osiem prac, z których pięć dotyczy stosowanych w lotnictwie stopów aluminiowych i magnezowych. W pracy pod tytułem „O istocie zjawiska zgniotu w stopach aluminiowych” wyjaśnione są przyczyny wzrostu wytrzymałości w kierunku zgniotu dla takich stopów, jak duraluminium, awial i AK 6. Dalsze prace to: własności profili prasowanych ze stopu D16 w zależności od zakresu obróbki termicznej; miejscowa rekryształizacja w toczeniowych elementach ze stopu aluminiowego AB; wpływ platerowania bloków na ciśnienie wypływu i strukturę prasowanych prętów ze stopów aluminiowych; wpływ dodatku żelaza na korozję magnezu i jego stopów z aluminium. Prace te powstały częściowo w wyniku badań laboratoryjnych w instytucie, dwie zaś z nich opracowane zostały w zakładzie metalurgicznym.

L. S.

Kłopka konstrukcji iz logkich spławów, W. P. Grigorjew i P. B. Gołdowskij, Oborongiz, 1954 r., stron 348.

W książce opisane są technologiczne procesy nitowania metalowych konstrukcji ze stopów lekkich oraz rozpatrzone metody i środki zmechanizowania i zautomatyzowania takich czynności. Przytoczone są również dane o nitach i narzędziach do nitowania. Główny rozdział książki daje opis technologicznego procesu składania i nitowania oraz ciekawych szczegółów nitowania szelnych kabin. W treści przytoczone są dane o wpływie różnych czynników technologicznych na wytrzymałość połączeń normalnych i szelnych. Opisane są również metody badania i zasady doboru urządzeń pomocniczych, oprzyrządowania i narzędzi. Osobna część książki opisuje metody wykonania otworów i gniazd pod nity. Książka podzielona jest na cztery części obejmujące łącznie siedemnaście rozdziałów. Książka przeznaczona jest dla technologów, majstrów i kierowników wydziałów; mogą z niej skorzystać również słuchacze wyższych szkół technicznych.

L. S.

Technologia obróbki cieplnej, A. I. Samochocki i I. N. Łagunow, tłum. z ros. mgr inż. Eugeniusz Tyrkiel, Państwowe Wydawnictwa Szkolnictwa Zawodowego, 1954 r., stron 368.

Z omawianej książki pracownicy przemysłu lotniczego mogą wydobyc wiele wiadomości przydatnych w pracy zawodowej w dziedzinie obróbki cieplnej. W sześciu częściach, na które dzieli się książka, zawarto omówienie obróbki cieplnej stali, obróbki cieplno-

chemicznej stali, technologii obróbki cieplnej części maszyn, technologii obróbki cieplnej narzędzi, obróbki cieplnej żeliwa oraz obróbki cieplnej stopów metali nieżelaznych.

S. M.

Zarys technologii sklejek, Mikołaj Sadowski i Antoni Wierzbicki, Państwowe Wydawnictwo Rolnicze i Leśne, 1954 r., stron 256.

Omawiana książka objaśnia zagadnienia technologiczne występujące przy wyrobie sklejek. Liczne wzmianki z dziedziny lotnictwa zawarte w tekście spowodują, że pracownicy przemysłu lotniczego interesujący się drewnem i sklejką z pożytkiem ją wykorzystają. Treść podzielona na siedemnaście rozdziałów omawia wiadomości ogólne o sklejkach, podstawowe surowce sklejkowe, technologię produkcji sklejek oraz wyroby pokrewne sklejkom.

S. M.

Adgiezija — klei, ciemienty, pripoi, pod redakcją N. Diebrojna i R. Guwiuka, tłum. z ang. na ros. A. Ł. Kozłowski, Izdatielstwo Inostrannoj Literatury, 1954 r., stron 584.

Książka to jest zbiorem prac amerykańskich i angielskich autorów pod ogólną redakcją N. A. de Bruyne i R. Houwinka. Książka dzieli się na dwie części — teoretyczną i stosowaną. W części teoretycznej rozpatrzona jest ogólna teoria adhezji, przy czym szczegółowo opisane są warunki zwilżania i adhezji, siły cząsteczkowe określające własności adhezyjne i kohezyjne materiałów, własności płynne klejów oraz dane teoretyczne i doświadczalne badań naprężeń w połączeniach klejami. W drugiej części książki zebrane są dane dotyczące zagadnień technologicznych i stosowania klejów zwierzęcych, roślinnych, bitumicznych i syntetycznych oraz klejów silikonowych, cementów i lutowni. Opisane są również metody badania klejów i wytrzymałości sklejan. Zagadnienia stosowania klejów przedstawione są na przykładach wziętych z różnych dziedzin techniki. Ze względu na coraz szersze stosowanie w lotnictwie klejenia różnych materiałów i lutownia, książka ta jest cennym źródłem wiadomości dla technicznych pracowników przemysłu i instytutów badawczych.

L. S.

Guma i wyroby gumowe, materiałoznawstwo, przechowywanie i konserwacja, Tadeusz Porayski, Polskie Wydawnictwa Gospodarcze, 1954 r., stron 96.

W ramach „Biblioteki gospodarki magazynowej” PWG ukazała się książeczka omawiana, w której pracownicy lotnictwa zainteresowani zagadnieniami magazynowania znaleźć mogą wiele wiadomości. Treść dzieli się na trzy części — materiałoznawstwo, zamawianie i odbiór oraz przechowywanie i konserwacja. W treści podano między innymi wskazówki dotyczące zamawiania wyrobów gumowych, ich opakowania i odbiór, zasady przechowywania poszczególnych wyrobów, konserwacja i kontrola oraz warunki techniczne magazynów.

S. M.

Maszyny formierskie, Kazimierz Gierdziejewski i Władysław Chabowski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1954 r., stron 228.

W książce omówiono teoretyczne podstawy zjawisk zachodzących przy maszynowym wykonywaniu form i rdzeni oraz podano opis konstrukcji stosowanych maszyn. Materiał zawarty w książce może być przydatny dla tych pracowników lotnictwa, którzy stykają się z nowoczesnymi problemami odlewnictwa. Treść dzieli się na cztery części, objaśniające następujące tematy: maszyny formierskie w odlewni, konstrukcja maszyn formierskich, maszyny rdzeniarskie oraz badanie mechanizmów. Wykaz piśmiennictwa zawiera 81 pozycji.

S. M.

Aerodynamika wentylacji, W. N. Talijew, Gosud. Izdat. Litier. po Stroitelstwu i Architekturze, 1954 r., stron 288.

W książce opisane są zagadnienia teoretycznej i doświadczalnej aerodynamiki wentylacji. Na podstawie tych wiadomości dane są rozwiązania analityczne niektórych zagadnień wentylacji i wyniki doświadczalnego ich sprawdzenia. Podane są również metody obliczeń przewodów powietrza ze szczeliną oraz bocznych wyciągów powietrza. Osobny rozdział zawiera wiadomości dotyczące tuneli aerodynamicznych, gdzie podana jest klasyfikacja tuneli, metody obliczania obrysów i kierownic, obliczenia oporów przepływu w tunelach i zasady doboru śmigła wywołującego przepływ łącznie z określeniem mocy napędzających silników elektrycznych. W dalszych rozdziałach podane są metody przeprowadzania doświadczeń i pomiarów w tunelach oraz opisane przyrządy stosowane przy pomiarach. Chociaż książka przeznaczona jest dla inżynierów projektujących instalacje ogrzewcze i wentylacyjne, może również zainteresować aerodynamików lotnictwa, zajmujących się zagadnieniami tunelów aerodynamicznych.

L. S.

Wyposażenie sanitarno-techniczne budynków i zakładów (Instalacje kanalizacyjne, wodociągowe, przeciwpożarowe, ciepłej wody i gazu), mgr inż. Andrzej Siciński, Budownictwo i Architektura, 1954 r., stron 202.

Książka zawiera wiele informacji, które mogą się przydać pracownikom działów inżynierii i bhp w przemyśle lotniczym. W treści omówiono kanalizację wewnątrz budynku, wodociąg wewnątrz budynku, zaopatrzenie w ciepłą wodą i instalację gazową w budynku. Bardzo obszerny wykaz obowiązujących norm PKN (stan na dzień 30.9.1954 r.), liczne tablice z danymi oraz wykaz piśmiennictwa uzupełniają pracę.

S. M.

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.

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

Redaktor techniczny: Bogdan Sadlik. Sekretarz redakcji: Jarosława Berzyńska

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK VI

WARSZAWA, MARZEC – KWIECIEŃ 1956

Z E S Z Y T 2

W Przeglądzie Dokumentacyjnym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

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

36* 533.6.011.3 ILot
Bam-Zielikowicz G. M.: **Obliczenie oderwania warstwy przyściennej.** „Rasczot otrywa pograncznowo sloja”. Izv. Akad. Nauk, Otd. techn. Nauk, nr 12, grud. 54, s. 68; B5, 18 str., 3 rys., 5 wykr., 10 poz. bibl. — Krytyka istniejących metod obliczenia miejsca oderwania turbulencyjnej warstwy przyściennej. Próba znalezienia metody na gruncie ogólnych rozważań i hipotez oraz przy zastosowaniu pewnego minimum stałych doświadczalnych. Analiza wymiarowa zjawiska. Zestawienie danych doświadczalnych. Oderwanie warstwy przyściennej w dyfuzorze, oderwanie pod wpływem fali uderzeniowej. Uzyskane wyniki dotyczą w zasadzie tylko warstw turbulencyjnych. A. Jakubowski.

37* 533.6.011.3 ILot
Longhorn A. L.: **Poddźwiękowy ściśliwy przepływ za ciałami przylepionymi.** „Subsonic compressible flow past bluff bodies”. Aeronaut. Qu., t. 5, cz. 2, lip. 54, s. 144; B5, 18 str., 3 wykr., 2 tabl., 10 poz. bibl. — Podano metodę obliczania potencjału prędkości dla ustalonego przepływu poddźwiękowego cieczy nielepkiej lecz ściśliwej — za ściętą z przodu (przylepioną) wydłużoną elipsoidą. Poprawkę na ściśłość stanowią dalsze wyrazy szeregu nieskończonego funkcji Legendre’a. Wyniki te mogą być stosowane w ogóle do opływu ciała z obcętym noskiem. F. Janik.

38* 533.6.011.32 ILot
Bielocerkowski S. M.: **Wir podkowiasty przy ruchu nieustalonym.** „Podkooobraznyj wicher” pri nieustanowiwszemsja dżiwieniji”. Prikl. Matem. Miecz., t. 19, nr 2, 1955, s. 159; B5, 6 str., 1 rys. 1 poz. bibl. — Pole prędkości towarzyszące systemowi wirów, złożonemu z wiru spływowego o skończonej rozpiętości i odpowiadających mu wirów swobodnych. Na skutek zmienności w czasie natężenia wiru spływowego, w dół prądu spływają dodatkowe wiry swobodne, których osi są równoległe do osi wiru spływowego. Przypadek harmonicznej zmienności natężenia wiru spływowego. A. Jakubowski.

39* 533.6.011.5:621.438 ILot
Badanie interferometryczne przepływu przez palisadę profili turbiniowych przy prędkościach przydźwiękowych i naddźwiękowych. „Intierferometricheskoje issledowanje obtekanja turbinnoj rieszotki profilj okolo- i swierchzwwukowym potokom”. Tieploenergetika, r. 2, Nr 2, luty 55, s. 38; A4, 4,5 str., 6 fot., 1 rys., 2 wykr., 2 poz. bibl. — Dyskusja wyników badania płaskiej palisady przy różnych kątach natarcia. Jak wynika z tych doświadczeń, można otrzymać sprawność przepływu rzędu 89% i uniknąć zdławienia przepływu falą uderzeniową. W. Narkiewicz.

40* 533.6.011.6 ILot
Dienemann W.: **Obliczenie wymiany ciepła przy laminarnie opływających ciałach o stałej i miejscowo zmiennej temperaturze ścian.** „Berechnung des Wärmeüberganges an laminar umströmten Körpern mit konstanter und ortsveränderlicher Wandtemperatur”. Z. angew. Math. Mech., t. 33, Nr 3, marz. 53, s. 89; A4, 20 str., 3 rys., 13 wykr., 4 tabl., 10 poz. bibl. — Autor podaje metodę przybliżonego obliczenia termicznego warstwy przyściennej przy płaskich opływach laminarnych przez ciecz nieściśliwą. Oprócz przypadku stałej temperatury ścian rozpatruje on też zagadnienie wymiany ciepła przy miejscowej zmianie temperatury, podając za przykład skrzydło skośnie opływane. F. Janik.

41* 533.65:629.135 ILot
Schultz W.: **O równaniach ruchu i równaniach zaburzeń w układzie odniesienia związanym z samolotem.** „Über die Bewegungs- und Störungsgleichungen in einem flugzeugfesten Koordinatensystem”. Z. f. Flugwissenschaften, r. 2, Nr 7, lip. 54, s. 157; A1, 11 str., 15 poz. bibl. — W artykule wykazano, że równania ruchu i równania zaburzeń, jakie są stosowane w analizie stateczności dynamicznej samolotu, mogą być bardzo przejrzyste ujęte przy pomocy rachunku macierzy. Wykazano również, że przy rozwiązaniu równań ujmujących małe zaburzenia może być z powodzeniem stosowane przekształcenie Laplace’a. R. Lewandowski.

42* 533.663:629.135.4 ILot
Hohenemser K. H.: **Samowzbudne wahanía pionowe łopat wiróplatów przy wysokim współczynniku prędkości lotu.** „Selbsterregte Schlagschwingungen von Drehflügeln bei hohem Fortschrittsgrad”. Z. angew. Math., Mech., t. 35, Nr 6/7, czerw.-lip. 55, s. 201; A4, 9 str., 3 rys., 7 wykr. — Analiza teoretyczna stwierdzonego doświadczalnie przypadku niestateczności wahań własnych śtywniej łopaty śmigłowca, mocowanej przegubowo do płasty przy wysokim współczynniku prędkości lotu, aktualnym dla samolotów przekształcalnych. Mimo dokładniejszego uwzględnienia składowych poziomych prędkości na łopacie i podziału jednego obrotu na 48 części dla liczbowego scałkowania równania ruchu, otrzymano jedynie podobny typ wahań własnych bez zgodności ilościowej. Zmniejszenie sprzężenia wahań z przekreśleniem łopaty i obniżenie prędkości lotu ustateczniają wahanía. B. Żurkowski.

43* 533.691:533.6.011.5 ILot
Lance G. N.: **Siła nośna zwirzonych i wysklepionych skrzydeł w przepływie naddźwiękowym.** „The lift of twisted and cambered wings in supersonic flow”. Aero. Quart., t. 21, cz. 2, maj 55, s. 149; B5, 15 str., 2 wykr., 8 poz. bibl. — Na podstawie teorii przepływów stożkowych wyprowadzono równanie całkowite, które podaje związek między potencjałem prędkości na skrzydle delta (krawędzie natarcia poddźwiękowe) i poprzecznym rozkładem odrzutu strug.

Rozwiązanie równania składa się z dwóch części przedstawiających potencjał prędkości, jednej symetrycznej i drugiej antysymetrycznej względem współrzędnej skierowanej w kierunku rozpiętości. A. Jakubowski.

44* 533.691 ILot
Hiorth N.: **Profile laminarne serii NACA.** „Die NACA-Laminarprofile”. Thermik, r. 8, nr 4, kw. 55, s. 88; B5, 3 str., 1 wykr., 2 tabl., 2 poz. bibl. — Dane geometryczne kilku profili laminarnych serii NACA 6 jako uzupełnienie poprzednich artykułów o tym samym tytule. Uwagi na temat zmiany krzywizny linii szkieletowej przez wychylenie przedniej (noskowej) części profilu. J. Sandauer.

45* 533.691:533.6.011.5 ILot
Kriuczyn A. F.: **Zagadnienie opływu profilu strumieniem przydźwiękowym.** „K zadace obtekanja profila okolozwwukowym potokom”. Prikl. Matem. Miecz., t. 18, nr 5, 1954, s. 547; B 5, 13 str., 5 wykr., 10 poz. bibl. — Równania przydźwiękowego ruchu gazu w przypadku opływu cienkiego profilu. Zastosowanie prawa przydźwiękowego podobieństwa oraz przejście do płaszczyzny hodografu umożliwia przybliżone określenie pola przepływu dookoła ostrego klina z odsuniętą falą uderzeniową, przy prędkości nieznacznie większej od prędkości dźwięku. Rozkład ciśnienia na profilu, położenie i kształt linii nieciągłości, równanie linii dźwięku. A. Jakubowski.

46* 533.691:533.6.011.5 ILot
Aslanow S. K.: **Opływ cienkiego klina strumieniem idealnego gazu o prędkości nieco większej od prędkości dźwięku.** „Obtekanje tonkowo klina słabo swierchzwwukowym potokom idealnowo gaza”. Prikl. Matem. Miecz., t. 18, nr 5, 1954, s. 561; B5, 12 str., 16 wykr., 9 poz. bibl. — Wyrażając opór falowy za pośrednictwem skoku entropii wewnątrz fali oraz stosując prawo podobieństwa przydźwiękowego (Karmana) można ustawić formuły dla współczynnika oporu. Powyższa metoda została użyta do wyznaczenia oporu klina w przypadku odsunięcia i „przyklejenia” fali uderzeniowej. A. Jakubowski.

47* 533.691.11:629.13.014.3 ILot
Gołubiew W. W.: **Przyczynek do teorii skrzydła o małym wydłużeniu.** „K teoriji kryła małowo udlinienja”. Prikl. Matem. Miecz., t. 19, nr 2, 1955, s. 143; B5, 16 str., 6 rys. — Charakterystyczne własności skrzydła o małym wydłużeniu. Teoria prostokątnego skrzydła o małym wydłużeniu w przypadku dużego kąta natarcia. W odróżnieniu od zwykłej teorii skrzydła autor rozpatruje wiry schodzące nie z tylnej krawędzi skrzydła, lecz z jego krawędzi bocznych. W związku z tym powierzchnia wirowa jest prostopadła do płaszczyzny skrzydła. Opierając się na wynikach teorii warstwy powierzchniowej, określono przybliżoną zależność między krytycznym kątem natarcia i wydłużeniem. „Inwersja” opływu skrzydła, towarzysząca przesunięciu środka parcia. Granice stosowności przedstawionej teorii. A. Jakubowski.

48* 620.172.251.2 ILot
Oding I. A., Iwanowa W. S.: **Współzależność pomiędzy kryteriami żaroodporności.** „Wzaimoswjaz’ miedzu kriterijami żaroprocnosti”. Tieploenergetika, r. 2, Nr 1, stycz. 55, s. 24; A4, 3,5 str., 3 wykr., 7 poz. bibl. — Szczegółowa analiza wykresów wytrzymałości różnych stopów przy podwyższonych temperaturach daje możliwość zalecić nową metodę określenia zapasu wytrzymałości dla części pracujących w wysokich temperaturach. Wyprowadzono nowe równanie dla ekstrapolacji zależności „naprężenie — czas”. W. Narkiewicz.

49* 620.113.4:620.178.3:621-135 ILot
Kobrin M. M.: **Określenie naprężeń własnych w odkucjach wirników turbin.** „Ob opriedielenij ostatocznych naprizenij w pokowkach turbinnych diskow”. Wiestn. Maszynostr., r. 34, Nr 1, stycz. 54, s. 29; A4, 5,5 str., 1 fot., 3 rys., 2 wykr., 3 tabl., 4 poz. bibl. — Opis i uzasadnienie nowej metody wycinania próbek z odkuc wirników turbin dla dokładniejszego określenia naprężeń własnych. W. Narkiewicz.

50* 620.178.38:621.438 ILot
Aleksandrow B. I.: **Wytrzymałość zmęczeniowa materiałów na łopatki przy podwyższonych temperaturach.** „Ustalostnaja procznost’ łopotocnych materiałow pri powyszennych temperaturach”. Tieploenergetika, r. 2, nr 6, czerw. 55, s. 50; A4, 8 str., 2 rys., 5 wykr., 3 tabl., 24 poz. bibl. — Krótkie, wszechstronne podsumowanie wyników badań wytrzymałości zmęczeniowej na gorąco różnych stali i stopów używanych na łopatki turbin spalinowych. W. Narkiewicz.

51* 620.179.14:621-135 ILot
Litwinienko B. Ja.: **Badanie wirników turbinowych metodą zawiesziny magnetycznej.** „Ispytanije turbinnych diskow metodow magnitnoj suspensziji”. Zawod. Łab., t. 21, nr 5, 1955, s. 562; B5, 2,5 str., 1 fot., 1 rys., 2 tabl., 3 poz. bibl. — Opis magnetycznej defektoskopii otworów piasty dużych wirników turbinowych za pomocą małych przenośnych elektromagnesów. W. Narkiewicz.

52* 534.83:621.431.75:621.45.001.573 ILot
Wolf J.: **Uciszenie hamowni silników lotniczych.** Techn. Lotn., r. 10, Nr 1, stycz.-luty 55, s. 11; A4, 9 str., 2 fot., 7 rys., 7 wykr., 2 tabl. — Artykuł omawia aktualne zagadnienia tłumienia hałasu silników tłokowych i odrzutowych na hamowniach. Podano w nim źródła hałasów silnikowych, charakter hałasów i metody tłumienia. W kolejności rozwojowej zostały opisane i porównane rozwiązania konstrukcyjne tłumików hamownianych. Zwrócono uwagę na kilka specyficznych problemów, z którymi muszą się liczyć przede wszystkim silnikowcy, zainteresowani budową tłumika dla silnika odrzutowego. (a.).

- 53* 621.43.019 ILot
Maslennikow M. M., Szalman Ju. J.: **Wpływ stanu turbulencji mieszanki na prędkość płomienia w silniku spalinywym z zapłonem iskrowym.** „Wlijanie turbulentnowo sostojanija smiesi na skorost' plamieni w dwigatelie wnutrienniewo sgoranja s iskrowym zagignajem“. *Tieploenergietika*, r. 2, nr 3, marz. 55, s. 37; A4, 7 str., 3 rys., 6 wykr., 2 tabl., 5 poz. bibl. — Opis specjalnego silnika doświadczalnego i fotograficznej metody badań. Na podstawie obszerniej analizy wyników licznych doświadczeń wyprawdowano empiryczne wzory prędkości spalania mieszanki, w zależności od różnych parametrów. W. Narkiewicz.
- 54* 621.431.75:621.438 ILot
Penn A. J.: „Eland“ firmy Napier. „The Napier „Eland“. *Aero. Engng. Rev.*, t. 14, nr 2, luty 55, s. 43; A4, 9 str., 11 fot., 4 rys., 4 wykr., 1 tabl. — Dostyć szczegółowy opis konstrukcyjny silnika turbosmigłowego „Eland“ o mocy 3000 KM. Szczegółowe omówienie wyczynów silnika. W. Narkiewicz.
- 55* 621.45.01 ILot
Wolf J.: **Pobór sprężonego powietrza i wyznaczanie charakterystyk sprężarki i turbiny silnika turbo-odrzutowego.** *Techn. Lotn.*, r. 10, Nr 2, marz.-kw. 55, s. 34; A4, 10 str., 2 fot., 1 rys., 6 wykr. — Możliwość zmniejszenia energii kinetycznej gazów uchodzących z dyszy wylotowej, na rzecz pracy mechanicznej, możliwej do pobrania z wału silnika. Koncepcja upustu (poboru) powietrza za sprężarką. Metoda obliczeniowo-wykresna termodynamicznego przeliczenia silnika turbo-odrzutowego dla dostosowania go do pracy z upustem. Warunki pracy silnika przy różnych dyszach i dyfuzorach na wylocie dla pracy z upustem i bez upustu oraz zasada hamowanej metody wyznaczania charakterystyk sprężarki i turbiny. (a).
- 56* 621.45 ILot
Backer D. I.: **Badania temperatur i składu mieszanki amoniak — tlen w komorze spalania silnika raketowego.** „Mixture ratio and temperature surveys of ammonia-oxygen, rocket motor combustion chambers“. *Jet Propulsion*, t. 25, Nr 5, maj 55, s. 217; A4, 10 str., 4 rys., 6 wykr., 14 poz. bibl. — Szczegółowy opis urządzenia do pobierania próbek gazu i pomiaru temperatur w komorze spalania silnika raketowego. Analiza wyników pomiarów dla różnych mieszanki i różnej geometrii wtryskiwaczy. W. Narkiewicz.
- 57* 629.13.014.5:629.138.68 ILot
Blanton H. E.: **Zastosowanie pozorujących urządzeń lotniczych przy projektowaniu systemu sterowania samolotem.** „Use of flight simulators in the design of aircraft control systems“. *Aeronaut. Engng. Rev.*, t. 13, Nr 2, luty 54, s. 29; A4, 3,5 str., 1 fot., 1 rys., 3 poz. bibl. — W wyniku rozpatrzenia zagadnień matematycznych związanych z lotem samolotu, sterowanym na odległość i analizy pracy urządzeń pozorujących warunki lotu, wykazano, w jaki sposób te urządzenia mogą być wykorzystane przy projektowaniu nowych samolotów czy też pocisków kierowanych. Próby nazemne nowooprojektowanych urządzeń pozwalają na skontrolowanie ich pracy i porównanie ich charakterystyk z warunkami założonymi przy konstruowaniu. R. Lewandowski.
- 58* 629.13.05 ILot
Langer J.: **Przyrządy, które służą lotnikom.** „Přístroje, které slouží letcům“. *Křídla Vlasti*, Nr 20, wrzes. 54, s. 474; Nr 21, paźdz. 54, s. 496; Nr 22, paźdz. 54, s. 522; Nr 23, list. 54, s. 546; Nr 24, list. 54, s. 570; Nr 25, grud. 54, s. 592; Nr 26, grud. 54, s. 618; A4, 11 str., 26 fot., 24 rys., 7 wykr. — Obszerne omówienie przyrządów, którymi posługują się meteorolodzy w pracy swej w służbie lotnictwa. Liczne (51) fotografie, schematy oraz rysunki poglądowe. Objasniono termometry, termohigrografy, psychrometry, higrografy, klatkę meteorologiczną, anemometry, anemorumbometry, wiatromierz Wilde'a anemografy, barometry, barografy. Omówiono zasadę działania, konstrukcję i sposób używania. S. Madeyski.
- 59* 629.13.052:533.6.015.5 ILot
Lewandowski R.: **Wysokość lotu — jej rodzaje, pomiar i metody redukcji.** *Techn. Lotn.*, r. 10, Nr 1, stycz.-luty 55, s. 2, Nr 2, marz.-kw. 55, s. 44; A4, 17 str., 6 fot., 20 rys., 27 wykr., 11 poz. bibl. — Wyprawdowanie zasadniczych pojęć wysokości w oparciu o przebieg parametrów w atmosferze rzeczywistej oraz umownej. — Atmosferze Wzorcowej; omówienie warunków działania i wykorzystywania wysokościomierza ciśnieniowego w lotnictwie. Analityczne wyrażenie różnych zagadnień określania wysokości w zastosowaniu do nawigacji, redukcji osiągnięć samolotów oraz określenia wyczynów; przedstawienie metod pomiarów wysokości względnej. (a).
- 60* 629.13.068 ILot
Sacchini C. R.: **Konstrukcja samolotowej wycieraczki okiennej napędzanej hydraulicznie.** „Design of a hydraulically operated aircraft windshield wiper“. *Appl. Hydraulics*, t. 7, Nr 2, luty 54, s. 53; A4, 2 str., 1 fot., 1 rys. — Podany jest opis konstrukcji wycieraczki samolotowej do usuwania z szyby kabiny pilota śniegu i lodu. Napęd wycieraczki hydraulicznej z sieci układu hydraulicznego. Zalety tej konstrukcji: 1) możliwość włączenia dużej ilości urządzeń, 2) duży moment ~ 2,5 kGm przy niskim ciężarze konstrukcji, 3) duży prędkości wycierania z regulacją od zera do maksimum. W. Roth.
- 61* 629.135:656.7.085.11 ILot
Rummel R. W.: **Konstrukcja samolotu a bezpieczeństwo lotu.** „Airplane design in relation to safety“. *Aeronaut. Engng. Rev.*, t. 13, Nr 4, kw. 54, s. 70; A4, 6 str., 1 fot., 2 rys., 1 wykr. — Obecnie duże samoloty są tak skomplikowane i zawierają tyle różnych urządzeń i instalacji, że konieczne jest stosowanie wielu samoczynnych urządzeń zabezpieczających. Z kolei te urządzenia też mogą wadliwie pracować i przez to obniżyć warunki bezpieczeństwa lotu. Tylko przez liczne i wyczerpujące badania tych urządzeń można zapewnić ich niezawodność. Stałe dążenie do prostoty, wnikiwa analiza pracy wszelkich urządzeń samolotowych, zwrócenie uwagi na odporność samolotu na katastrofy, są tymi czynnikami, które przyczyniły się do podniesienia bezpieczeństwa komunikacji lotniczej wyrażającego się np. obniżeniem ilości ofiar z 3 do 1 na 100 milionów pasażeromil lotu przez ostatnie dziesięć lat rozwoju komunikacji lotniczej w USA. R. Lewandowski.
- 62* 629.135.15 ILot
Hiorth N.: **Motoszybowiec a badania naukowe.** „Motorsegler und Forschung“. *Thermik*, r. 8, nr 66, czerw. 55, s. 136; nr 8, sierp. 55, s. 187; B5, 5 str., 3 rys., 18 poz. bibl. — Motoszybowiec jest doskonałym narzędziem do badań meteorologicznych związanych z dalszym rozwojem szybownictwa. Winien on znaleźć specjalne za-
- stosowanie przy badaniu prądów wznoszących w miejscach, w których nie można prowadzić badań przy pomocy szybowca, jak np. nad terenami nie nadającymi się do lądowania, nad morzem oraz na małych wysokościach. J. Sandauer.
- 63* 629.135.15 ILot
Stuart R. A. G.: **Czechosłowacki szybowiec „XLF-207 Laminar“.** „The „XLF-207 Laminar“ czechoslovak sailplane“. *Sailplane and Glider*, t. 23, Nr 2, marz.-kw. 55, s. 7; B5, 2,5 str., 1 rys. — Dokładny opis doświadczalnego szybowca czechosłowackiego „XLF-207 Laminar“ skonstruowanego w celu wypróbowania przydatności profili laminarnych w szybownictwie. Do budowy szybowca użyto kadłuba i usterzeń szybowca „LF-107 Lunak“, co poważnie obniża osiągi „Laminara“. Pomimo pewnych nad szybowca uzyskane wyniki są zadowalające, a przyrosty doskonałości w stosunku do „Lunaka“ wynoszą 20%. Dużym osiągnięciem jest bardzo lekka konstrukcja skrzydła. J. Sandauer.
- 64* 629.135.15 ILot
Perl H. N.: **Motoszybowiec.** „The powered sailplane“. *Soaring*, t. 19, nr 3, maj-czerw. 55, s. 2; nr 4, lip.-sierp. 55, s. 25; A4, 6 str., 7 fot., 1 rys., 2 wykr., 9 poz. bibl. — Dokładny opis założeń projektowych i konstrukcji dwumiejscowego motoszybowca „Hummingbird“ wyposażonego w czterocyndrowy silnik Nelson H-59 o mocy 40 KM. Silnik, skonstruowany specjalnie do motoszybowca, jest zamontowany na kadłubie i po starcie chowa się wraz ze śmigłem wewnątrz kadłuba. Motoszybowiec jest konstrukcją całkowicie metalowej. Noski skrzydła i usterzeń są wypełnione porowatą masą „Styrofoam“. Próby śmigła zostały przeprowadzone na stoisku zamontowanym na samochodzie. J. Sandauer.
- 65* 629.135.15 ILot
Cener D.: **Zastosowanie profili laminarnych w szybowcach.** „Die Anwendung der Laminarprofile bei Segelflugzeugen“. *Aero. Rev. suisse*, r. 30, nr 6, czerw. 55, s. 207; A4, 2 str., 1 rys., 1 wykr., 1 tabl., 7 poz. bibl. — Przegląd zagadnień związanych ze stosowaniem profili laminarnych w budowie szybowców. Wysokie wymagania odnośnie kształtu profilu wykluczają typową konstrukcję skrzydła o nosku krytym sklejką i tylnej partii krytej płótnem i narzucają konstrukcję skorupową, która charakteryzuje się jednak zwiększonym ciężarem. J. Sandauer.
- 66* 629.135.4:621.45 ILot
Devault R. T.: **Zwiększenie mocy startowej śmigłowca przez napęd silnikami strumieniowymi.** „Augmenting helicopter take-off power by ramjets“. *Aircr. Engng.*, t. 27, nr 312, luty 55, s. 34; A4, 2,5 str., 3 fot., 2 rys., 2 tabl., 15 poz. bibl. — Po krótkim omówieniu konieczności zwiększenia mocy startowej śmigłowca autor porównuje liczbowo, dla 10 minut lotu, ciężar pięciu możliwych rozwiązań technicznych, z których napęd silnikami strumieniowymi na końcach łopatek wypadła najlepiej, mimo zużycia 11 KG paliwa na 1 KG ciągu netto na godzinę. Dla stosowania tych silników konieczne jest zmniejszenie ich oporów szkodliwych przy biegu jałowym, co ma być uzyskane przez kształt silnika w postaci odcinka łopaty nośnej z zamykanym wlotem i wylotem. Stworzenie takiego silnika do prób w locie nie napotyka na specjalne trudności, ale wymaga jeszcze około roku prac badawczych. B. Zurakowski.
- 67* 629.135.4 ILot
Sibley J. D.: **Wprowadzenie do zagadnień śmigłowca.** „An introduction to the helicopter“. *J. Royal Aeronaut. Soc.*, t. 57, Nr 508, kw. 53, s. 228; 24, 6,5 str., 9 rys., 4 wykr. — Jasno, przystępnie i dość zwięźle wyjaśnia autor fizyczną stronę następujących głównych zagadnień śmigłowcowych: 1. bilans mocy i ogólnie o osiągnięciach. 2. sterowanie i stateczność statyczna względem kąta natarcia i względem prędkości lotu 3) drgania wirnika nośnego: a) skrzętne, b) wirowanie wału, c) rezonans przyziemny. Pewne nieporozumienie może wzbudzić zdanie, że większość śmigłowców posiada wirniki z „czystym“ wahaniem łopat, zamiast z „czystym“ przekręcaniem, ale tłumaczy się to tym, że autor mierzy wahania pionowe od płaszczyzny tarczy sterującej. B. Zurakowski.
- 68* 629.135.4:656.7 ILot
Bielokopytow B.: **Perspektywy zastosowania śmigłowców w lotnictwie cywilnym.** „Pierspektiwy primienienija wiertolotow w graždanskoi awiaciji“. *Gražd. Awiacija*, r. 12, Nr 2, luty 55, s. 23; A4, 1,5 str., 3 fot., 1 rys. — Po krótkim omówieniu historii rozwoju śmigłowców w Związku Radzieckim i podaniu charakterystyki zapotrzebowania mocy przez śmigłowca autor wymienia różne przykłady zastosowania śmigłowca w rolnictwie, leśnictwie, geologii, łączności, medycynie, transporcie i na wyprawach naukowo-badawczych. B. Zurakowski.
- 69* 629.135.423 ILot
Jasiński J.: **Śmigłowce — ich działanie i budowa.** *Techn. Lotn.*, r. 10, Nr 3, maj-czerw. 55, s. 82; A4, 6,5 str., 11 rys., 1 wykr., 4 poz. bibl. — Zjawiska występujące podczas pracy wirnika śmigłowcowego. Ujęcie zagadnienia przystępnie. W związku z tym Autor pomija niektóre zjawiska, występujące razem z omawianymi. Między innymi Autor nie rozpatruje wirnika, jako źródła drgań. Omówiono pobieżnie budowę śmigłowca jednowirnikowego ze śmigłem ogonowym. (a).
- 70* 629.136.3.07:621.45 ILot
Silverstein A.: **Studium optymalnych warunków dla zespołu napędowego szybkiego samolotu.** „Optimization studies on propulsion systems for high-speed aircraft“. *Aeronaut. Engng. Rev.*, t. 13, Nr 6, czerw. 54, s. 53; A4, 4 str., 10 wykr. — Rozważania nad doborem najodpowiedniejszego silnika odrzutowego i dopalacza dla napędu samolotów myśliwskich i bombowych. Omówiona jest również przydatność silników raketowych do tych celów. R. Lewandowski.

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 188). 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 groszy. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

Rodzaj kleju	Pochodzenie i opis kleju	W jakiej postaci dostępny w handlu.	Własności	Zastosowanie
Glutynowy	Kleje glutynowe wykonuje się ze skóry, kości i odpadów ryb. Najlepsze z klejów glutynowych są kleje skorne - z pozostałości poubojowych bydła. Kleje kostne - z oddziuszonych kości twardnieją wolniej i mają mniejszą siłę wiązania. Stosowane do sklejania na gorąco. Znany był z tej grupy niemiecki klej kostny do klejenia oklein sklejkę zw. „Ormułem”.	W postaci łabliczek, jako tzw. klej stolarski lub jako ziarenka, perłki i płatki. Niekiedy w proszku. Barwa od jasnożółtej do ciemnobrunatnej. Kleje wysokiej jakości mają barwę jasną i są półprzezroczyste. Przełam nie powinien być gładki, lecz muszkatowy. Kleje rybne w postaci płynów.	Zaletą są mocne spoiny w stanie suchym, nie płamią, drewna, nie drażnią skóry przy klejeniu. Łatwo i szybko schną. Wadą jest wrażliwość na wilgoć, pleśń i bakterie.	Głównie w stolarstwie, w lotnictwie do celów ubocznych.
Włóknikowy	Jako podstawę posiada włóknin albuminową surowiczną. Wyrobiana jest z krwi bydłowej. Powinien posiadać co najmniej 80% rozpuszczonej albuminy, a pozostałość składki wpływające na szybkość krzepnięcia, wytrzymałość kleju itp. Stosowany do klejenia na gorąco i na zimno.	W postaci płutek lub płatków. Kolor płutek czarny. Niemcy produkowali również w postaci mączki.	Zaletą jest szybkie wiązanie, odporność na zimną i gorącą wodę, nie drażni skóry. Podlega działaniu pleśni i innych drobnoustrojów, połączenia niezbyt silne. Wytrzymał. średn. 20-40 kJ/cm ² - próbką suchą.	W przemyśle sklejarskim. W lotnictwie do celów ubocznych.
Białkowy i Skrobiowy	Kleje białkowe przygotowuje się z mąki sojowej i orzecha ziemnego lub nasion bowelny. Kleje skrobiowe przygotowuje się z pszenicy, mąki ziemniaczanej, kukurydzy, ryżu itp.	W postaci masy półpłynnej szklistej a barwie od złocistej do brązowej.	Do zalep należy możliwość sklejania drewna o dużej wilgotn. (35%) - klej nie wysycha. Wadą - mało odporne na wilgoć i grzyby.	Do sklejania sklepek stolarskich.

Rodzaj kleju	Określenie	Wytrzymałość połączenia * na ścinanie kJ/cm ²		Zalety i wady kleju kazeinowego	Nr normy	Zastosowanie
		w stanie suchym	Po 24 godz. mocz. w wodzie.			
Kazeinowy W-107	Klej kazeinowy w proszku jest mieszaniną kazeiny, węgla, chlorku miedzi i innych domieszek. Do klejenia rozpuszcza się w wodzie.	100	70	Do zalep należy: znacznie wytrzymał. spoin klejowych, łatwość przygotowania i stosowania i bezwonneść. Do wad należy: załoczyć wysoką lepkość, starzenie się kleju pod działaniem drobnoustrojów i łepienie narzędzi przy obróbce materiałem klejowym kazeiną. Nie odporne na wodę.	GOST 3056-45	Do sklejania drewnianych części szybowców i samolotów.

* Na próbkach z jesionu lub dębu

Oznaczenie kleju	Pochodzenie i opis ogólny kleju	Lepkość w temp. pokojowej wg F. Englera sek.	Wytrzymałość połączenia na ścinanie kJ/cm ²	Charakterystyczne własności	Nr War. Techn.	Zastosowanie
WIAM B-3	Klej WIAM B-3 otrzymuje się z żywicy WIAM B-3. Żywica rozpuszcza się w acetonie lub w spirytusie, który jest nie tylko rozpuszczalnikiem, ale także stabilizatorem.	20-90	130 na próbkach z drewna jesionu lub dębu	Całkowicie wodoodporny. Mała odporność na drgania, ujemny wpływ kwasowości (zawartej w kleju), szybkie starzenie w warunkach eksploatacji w gorącym klimacie ograniczają zastosowanie kleju.		Do sklejania drewnianych części lotniczych.
KB-3	Otrzymuje się z żywicy rezolowej B którą rozpuszcza się w acetonie. Cięż w cienkich warstwach przezroczysta.					
BF-2 BF-4	Jest to rozwór specjalnej żywicy w spirytusie. Cięż przezroczysta, lekko mętna, koloru od żółtego do czerwonego.	30-60	w temp. 20°C - 100 60°C - 65 na próbkach z duralu	Odporny na temp. od -60 do +180°C. Zawartość części suchych 10÷17%.	MChPTU 1367-49	Do sklejania różnych materiałów (metali, mas, plast., szkła i innych)
AMK	Jest to rozwór żywicy alifatowej w rozpuszczalnikach organicznych. Cięż w kol żółtym.	15-25	Sila odrywająca tkankę A0D przyklejona do platerowanego duralu nie mniejsza niż 75 kg/cm ² .	Pozostałość części suchych 62%. Błonka kleju na płycie duralowej 0,3 mm. zagrzana na prom. 20 mm nie wykazuje pęknięć.	MChPTU 1515-50	Do przyklejania mat. izolacyjnych (papier, szkła i innych) lub wlotajz melalem (stal, dural).

Nazwa i oznaczenie kleju	Materiały podstawowe (wystawione)	Zawartość żywicy w błonie g/m ²	Parametry sklejania			Wytrzymał. połączenia kJ/cm ²	
			temperatura °C	ciśnienie kJ/cm ²	czas prasow. min.	na sucho	po 1 godz. gotow. w wodzie
Błona bakelitowa	1) papier siarczynowy 2) żywica fenolowa lub krezolformaldehydowa	38-49	150-154	20-25	8-10	20	15
Klej PK-R (KP-5)	1) papier siarczynowy 2) żywica fenolformaldehydowa gatunku R	120-140	100-110	2,5-5	25-30	25	19

Oznaczenie kleju	Nr War. Techn.	Podstawowe składniki	Koncentracja lub lepkość	Materiały sklepane	Sposób sklejania	Wytrzymałość sklepanego połączenia kJ/cm ²	Odporność połączeń na działanie oleju i benzyny.
Nr 4	MChP 119-53	Mieszanka gumowa na podstawie kauczuku chloroprenowego. Benzol.	1:1,9 ÷ 1:2,2 31 ÷ 35%	Gumy na podstawie kauczuku chloroprenowego, wulkanizowane i niewulkanizowane.	Gumy wulkanizowane bez wulkanizacji - na zimno i gumy niewulkanizowane z wulkanizacją.	7,0 tkanina mikałowa przed wulkanizacją.	Odporne na olej. Odporność na benzynę ograniczona.
4508	MChP 1105-50	Mieszanka gumowa na podstawie kauczuku naturalnego. Benzyna.	lepkość 5-10 sek. koncentracja 1:12-1:15	Gumy niewulkanizowane z naturalnych kauczuków. Stosowane do sklejania balonów.	Z wulkanizacją.	3,0 przed wulkanizacją tkanina-perkal.	
K-2	MChP 1516-49	Mieszanka gumowa na podstawie kauczuku syntetycznego. Benzol.	17 ÷ 20% Zawartość pozostałości po wyparowaniu	Gumy niewulkanizowane na podstawie kauczuku syntetycznego.	Z wulkanizacją.	10,0 tkanina-perkal po wulkanizacji w kotle.	Odporne.
K-15	MChP 1516-49	Mieszanka gumowa na podstawie kauczuku naturalnego i syntetycznego. Mieszanka benzolu z benzyną w stos. 1:3	17 ÷ 20% (Klej stosuje się łącznie z klejem K-40)	Gumy niewulkanizowane na podstawie kauczuku naturalnego i syntetycznego.	Z wulkanizacją.	3,5 tkanina-perkal po wulkanizacji.	Odporne częściowo.
K-4	MChP 1516-49	Mieszanka gumowa na podstawie kauczuku naturalnego i syntetycznego. Mieszanka benzolu z benzyną w stosunku 3:1	17 ÷ 20% Pozostałość po wyparowaniu	Gumy niewulkanizowane na podstawie kauczuku naturalnego i syntetycznego.	Z wulkanizacją.	6,0 tkanina-perkal po wulkanizacji.	Odporne częściowo.
NS 30	MChP 1986-49	Mieszanka gumowa N na podstawie kauczuku syntetycznego. Żywica FKF	15 ÷ 10% Pozostałość po wyparow. Lepkość 20-55 sek.	Gumy niewulkanizowane na podstawie kauczuku syntetycznego.	Z wulkanizacją.	15,0 tkanina-perkal po wulkanizacji.	Odporne.
NS 15 (k)	MChP 1986-49	Mieszanka gumowa NSP na podstawie chloroprenowego kauczuku. Żywica FKF.	8,5 - 10,5% Lepkość 15-40 sek	Gumy niewulkanizowane na podstawie kauczuków syntetycznych.	Z wulkanizacją.	15,0 tkanina-perkal po wulkanizacji.	Odporne.

* Wytrzymałość połączeń klejowych określa się na próbkach z tkaniny (perkal lub mikał) o wymiarach (240 ÷ 280) × 50 mm, które skleja się, suszy i następnie poddaje się próbie na rozciąganie

Oznaczenie kleju	Nr War. Techn.	Podstawowe składniki	Koncentracja lub lepkość	Materiały sklepane	Materiały sklepane	Wytrzymałość sklepanego połączenia na odrywanie kJ/cm ²	Odporność połączeń na działanie oleju i benzyny.
88	MChP 1542-49	Mieszanka gumowa Nr 31 na podstawie kauczuku chloroprenowego, smoła butioloformaldehydowa, mieszanina z benzyną w stosunku 2:1.	30 ÷ 12% pozostałości suchych kleju (po wyparowaniu rozwór)	Na zimno bez wulkanizacji.	Gumy wulkanizowane z metalem (dural, stal), szkłem i innymi oraz gumy (na dowolnej osnowie) między sobą.	11 - po upływie 24 godz. od sklejania 13 - po upływie 48 godz. od sklejania	Odporność ograniczona.
Termopren (suchy)	MChPTU 351N	Produkt powstały w wyniku oddziaływania kwasu na kauczuk naturalny	Rozwór w benzynie w stosunku 1:8 - 1:10	Na gorąco z wulkanizacją w połączeniu z klejem 4508	Gumy niewulkanizowane (na podstawie kauczuku syntetycznego butadienowego) z metalem - stal, aluminium.	5 - po wulkanizacji w kotle.	Nieodporne.
B10	MChPTUW 1668-50	Mieszanka gumowa na podstawie kauczuku syntetycznego. Specjalna smoła syntetyczna. Mieszanka benzolu z acetonem w stosunku 5:1.	30% pozostałości suchych Lepkość 40-80 sek. wg F. Englera	Na gorąco z wulkanizacją.	Gumy niewulkanizowane (na podstawie kauczuków syntetycznych) ze stalą.	40 - po upływie 8 godz. od chwili wulkanizacji w formie.	Odporne

* Koncentracje kleju za pomocą pozostałości (resztek) suchych określa się w nast. sposób: do naczynia nalewa się 2-3g kleju, dokładnie waży, a następnie wstawia do termostatu o temp. 90-100°C i wyparowuje. Pozostałość niewyparowana waży się i odnosi w % do ciężaru pierwotnego.

Materiały tekstylne stosowane w konstrukcjach lotniczych cz. II

W części drugiej „Materiałów tekstylnych...” podane są tabele 6 do 11, zawierające dane tkanin pomocniczych, pokryciowych i pokrowcowych, dermatoidów, filców i materiałów izolacyjnych.

Opracował na podstawie dostępnej literatury inż. H. Zatyka.

Rodzaj tkaniny	Oznaczenie	Ciężar 1 m ² tkaniny G	Wytrzymałość na zerwanie Kgf/mb min.	Szerokość tkaniny cm (z wagi - wzdłuż osnowy, wątku)	Ilość nitki na dług. 5 cm		Grubość mm	Stopień zageszczenia osnowy w %	Długość zrywająca się w 100 cm	Numer War. Tech. lub normy	Zastosowanie (wg literatury)	
					osnowy	wątku					Stosowane do oklejania zewn. pow. drewnianych pokryć samolotów. Oklejone pow. pokrywa się warstwą lakieru pokryciowego. Chroni to pow. drewna przed pożeniem, pęknięciami i pogorszeniem wł. mech., a za pewnia lepszą gładkość. Tkanina w tym przypadku służy rolę szkieletu warstwy pokryciowej i tym jest lepsza im tkanina jest rzadsza. Do tego celu stosuje się głównie tkaninę AOD i markizetę. Tkaniny AChKR i AchKR o większej wytrzymałości na zerwanie stosowane są do oklejania śmigieł drewnianych, a tkanina AChKR stosowana jest również przy wyk. urządzeń przecioblodzeniowych	
Bawełniana lotnicza do oklejania drewna	AOD	71	520	520	140 ^{±2}	145	158	0,22	61,0	8,8	60ST 1877-46	
Lniwana ze skręconej przędzy rozrzedzona	AChKR	125	800	800	66	47-49	46-50	0,48	45,1	7,41		
Bawełniana ze skręconej przędzy - rozrzedzona	AChKR	162	1100	1100	140 ^{±2}	77-85	75-86	0,46	62,4	7,7	TU 30515-48	
Markizeta surowa		71	480	480	89	135-141	126-134	0,24	61,5	7,75		

Rodzaj włókna	Nazwa i rodzaj tkaniny	Szerokość tkaniny cm	Ciężar 1 m ² G	Wytrzymałość na zerwanie próbki 50x200 mm KG	Wydluzenie %	Przepuszczalność powietrza l/m ² sek	Ilość nitki na dług. 10 cm osnowy wątku	Nr normy lub War. Tech.	Przeznaczenie (wg literatury)	Nazwa i oznaczenie tkaniny	Szerokość cm	Ciężar 1 m ² G	Wytrzymałość na zerwanie próbki 50x200 mm KG	Przepuszczalność powietrza l/m ² sek	Zastosowanie (wg literatury)
Bawełna	Perkal surowy B1 o splecie płociennym	111 ^{±1,5}	65	26 ^{-3,5}	26 ⁻⁴	7,5	7,8	280-800	432 ^{±8}	500 ^{±20}	60ST 1102-43			Na spadochrony osobowe i lotniskowe	Lotnicza lniana żagalna 72 525 168 75
	Perkal surowy B1 o splecie płociennym	89 ^{±1,5}	65	26 ^{-3,5}	26 ⁻⁴	7,5	7,8	280-800	432 ^{±8}	500 ^{±20}				Na spadochrony osobowe i lotniskowe	Lotnicza bawełniana żagalna 117 475 185 80
	Miakal surowy	63 ^{±1}	110	32 ⁻³	21 ⁻³	7,5	< 2,2	150-850	283 ^{±5}	232 ^{±10}					Bawełniana namiotowa 84 475 110 85
	Maja surowa	63 ^{±1}	90	25 ⁻²	18 ⁻²	7,3	< 2,2	400-1150	300 ^{±5}	267 ^{±10}					160lna żagalna polimiana 73 540 150 82
	Tkanina AST-28 surowa	86 ^{±1,5}	200	75 ⁻⁵	75 ⁻⁵	10-18	11-19		253 ^{±5}	235 ^{±10}					Bawełniana moleskin 70 265 45 100
Perkal A-85 surowy	88 ^{±1,5}	103	43 ⁻³	42 ⁻²	8-14	10-18	110-350	408 ^{±10}	368 ^{±16}	102 ^{±10}					Bawełniana koloru khaki 89 265 45 100
Tkanina techniczna bawełniana Awizent	100 ^{±2}	400 ^{±45}	115 ⁻¹⁸	115 ⁻¹⁸	< 1,7	< 1,4		370 ^{±7}	102 ^{±10}						Baja bawełn. w ciemn. kolorach 73 328 50 20
Tkanina jedwabna	90 ^{±0,5}	55	35 ^{-4,5}	35 ^{-4,5}			400-1000	460	360						Bawełniana namiotowa 101 301 85 80
Tkanina jedwabna	90 ^{±0,5}	67	17,7	20,0	14	9	750-1250	450	450						

Nazwa dermatoidu	Rodzaj użytej tkaniny	Szerokość dermatoidu cm	Ciężar 1 m ² G	Wytrzymałość na zerwanie próbki 50x200 mm KG	Wydluzenie %	Inne charakterystyczne własności	Zastosowanie (wg literatury)	Nr normy		
Gładki na przewody giętkie	Moleskin	103 ^{±2}	460 ^{±50}	75	75	10 ^{±3}	22 ^{±1}	Grubość nie większa od 0,6 mm. Odporny na benzynę i olej.	Jako warstwa zewnętrzna przy produkcji przewodów giętkich.	60ST 4018-48
		108 ^{±2}	460 ^{±50}	75	75	10 ^{±3}	22 ^{±1}			
		113 ^{±2}	460 ^{±50}	75	75	10 ^{±3}	22 ^{±1}			
		118 ^{±2}	460 ^{±50}	75	75	10 ^{±3}	22 ^{±1}			
Samochodowy wylęciany	Moleskin	113 ^{±2}	560 ^{±40}	81	81	8 ^{±3}	22 ^{±10}	Odporny na temperatury od -50 ⁺ +60 ⁺ , wodoodporny.	Do wyklejania wnętrza kabin samolotowych	60ST 30517-48
		118 ^{±2}	560 ^{±40}	81	81	8 ^{±3}	22 ^{±10}			
		123 ^{±2}	560 ^{±40}	81	81	8 ^{±3}	22 ^{±10}			
		108 ^{±2}	540 ^{±40}	81	81	8 ^{±3}	22 ^{±10}			
		123 ^{±2}	540 ^{±40}	81	81	8 ^{±3}	22 ^{±10}			
Tkanina bawełniana lotnicza AM-100-OPZ	Tkanina bawełniana o splecie płociennym, po merceryzacji poddana jest impregnacji materiałem ognioodpornym	85 ^{±2}	151 ^{±5}	55	51					

Rodzaj filcu	Wytrzymałość na rozciąganie Kgf/cm ²				Wydluzenie w kierunku zerwania %	Ciężar objętościowy G/cm ³	Kapilarność w mm minimum po udziwieniu: 3min, 5min, 10min, 20min				Nr normy	Wilgotność %	Zawartość kwasu siarkowego %	Zastosowanie (wg literatury)	Uwagi	
	wzdłuż	w poprzek	wzdłuż	w poprzek			osnowa	wątek	osnowa	wątek						
Filc bity wykonany z cienkiej i czystej wełny merynosowej przez piłszenie i folowanie	23 ⁻³	16 ⁻³	60 ⁻⁶	70 ⁻⁶		0,24 ^{±0,03}	7	9,5	11	20	60ST 188-41	10 ⁻²	0	1,3	Plaskie elementy filcowe w prz. lotniczym.	
Filc bity wykonany z wełny cienkiej i średniej grubości przez piłszenie i folowanie						0,36 ^{±0,03}	3	4	5,7		60ST 189-41	10 ⁻²	0,3	2,3	Cylindryczne elementy filcowe w prz. lotn.	
Filc techniczny (bity) otrzymany z cienkiej wełny przez piłszenie i folowanie	35	55	135	80		0,44 ^{±0,02}					60ST 288-53	12	0,50		Uszczelki na podkładki (przeciw korozji, uderzeniom itp) Filtry	Grubość od 25-20 mm
Filc techniczny z wełny grubej (bity)	15	45	130	100		0,36 ^{±0,02}					60ST 6418-52	12	0,80		Uszczelki Podkładki Filtry	Grubość od 8-20 mm
	12	30	150	110		0,32 ^{±0,02}						12	0,65			
						0,24 ^{±0,02}	25	35	45				12	0,15		
Filc na obicia wykonany z wełny o średniej grubości						0,18 ^{±0,02}					MŁiPPTU 219-53	10 ⁻²			Obicia foteli i kabin	Grubość 11 [±] mm
Filc bity wykonany z cienko włóknistej głównie merynosowej wełny	50 ⁻⁵	33 ⁻³	75			0,31 ^{±0,02}					TU 795-50		0,03		Tasmy zgrzebne do maszyn zgrzeblarskich	Grub 4 i 2,6 mm Odznaczają się wys. wylęc. wylęc.

Nazwa materiału	Oznaczenie	Krótki opis	Wymiary arkusza w mm			Ciężar 1 m ² G	Ciężar włókna G/cm ³	Odporność na temperaturę °C	Nr normy	Inne charakterystyczne własności
			Grubość	Długość	Szerokość					
Lotniczy materiał izolacyjny z włókien szklanych	ASIM-5	Jest to warstwa włókien szklanych pokryta z obu stron tkaniną szklaną i zszyta nicią, wykonuje się w arkuszach, w 2-ch odmianach	5	1000 ^{±30}	500 ^{±15}	520	0,11	+400	TU, MPS4 182-53	Dobre własności izolacji cieplnej. Mała higroskopijność, wysoka odporność na dział. kwasami i zasad. λ=0,031.
	ASIM-9		5	1000 ^{±30}	500 ^{±15}	920	0,10	+400		
Lotniczy materiał izolacyjny z włósnia jelenia	ATIMO-13	Jest to warstwa spiłszonego włósnia jelenia pokryta z obu stron tkaniną bawełnianą i zszyta nicią. Wykonuje się w arkuszach o 3-ch rodzajach grubości	13 ^{±1}	350 ^{±5}	110 ^{±3}	430 ^{±50}		+60	MPP-TU 1622-52	Zawartość wilgoci do 16%. Dla zabezpieczenia przeciwko małom pokrywanym specjalnymi substancjami.
	ATIMO-17		17 ^{±1}	350 ^{±5}	110 ^{±3}	430 ^{±50}		+60		
	ATIMO-14		17 ^{±1}	360 ^{±5}	110 ^{±3}	650 ^{±75}		+60		
Materiał izolacyjny z bawełny	ATIMCh-10	Warstwa bawełny nasączonej substancjami ognioodpornymi pokryta z obu stron gazdą, bawełniana, (również nasączone substancją ognioodporną i zszyta nicią)	10 ^{±1}	355 ^{±5}	110 ^{±2}	500 ^{±50}		+100	MŁP-TU 1845-52	Zawartość wilgoci do 8%. Materiał odporny na działanie ognia. λ=0,035.
	ATIMCh-15		15 ^{±1}	365 ^{±5}	110 ^{±2}	750 ^{±75}		+100		
Materiał izolacyjny typu WT-4	WT-4-5	Jest to warstwa spiłszonych włókien typu kapron, pokryta z jednej strony tkaniną (gazdą) bawełnianą i zszyta nicią z kapronu.	5 ^{±1}	340 ^{±15}	145 ^{±5}	250-300		-60 ⁺ +100	WTU 340-54	Wilgotność max. 5%
	WT-4-10		10 ^{±1,5}	340 ^{±15}	145 ^{±5}	500-800		-60 ⁺ +100		
	WT-4-15		15 ^{±1}	340 ^{±15}	145 ^{±5}	750-850		-60 ⁺ +100		
Filc izolacyjny ATIM	ATIM-8	Otrzymuje się z wełny w wyniku przeprowadzenia procesu spiłszenia, zgrzebienia i folowania.	10 ^{±1}	5000	1700	1000 ^{±150}	0,09		MŁPPTU 218-53T	Wilgotność max. 10% λ = 0,030 = 0,033
	ATIM-9		3,5	10000	1700	500 ^{±75}	0,14			
Tkanina azbestowa izolacyjna	KW-3	Tkanina o splecie płociennym. Osnowa i wątek - nici azbestowe.	2,1		1500	1300		+500	MŁPTU 1648-53	Włókna na poz. 10 cm w ciągu 24 godzin nie pokimują przelotnie
	KW-14		2,0		1500	1200		+450		
λ - współczynnik przewodności cieplnej w kcal/m·godz·°C										