

technika lotnicza i astronautyczna

B. Węgrzyn • Amatorski ruch rakiety

A. Ciszewski, T. Radomski • Tylan i jego stopy

P. Kręgliński • Tensometry półprzewodnikowe, ich charakterystyka i zastosowanie

W. Stafiej • Kryteria doboru profilu dla szybowca wysokowydajnego

POMOCE INŻYNIERA PRÓB W LOCIE

Nomogram krzywej dnia

dalszy ciąg

Nomogramy znajdują się na III i IV str. okładki.

oprac. J. Perliński

TREŚĆ ZESZYTU	Str.	CONTENTS	Page	СОДЕРЖАНИЕ
Zielone światło dla lotnictwa komunikacyjnego.	1	Free way for the passenger aviation	1	Зеленый светофор для коммуникационной авиации
B. Węgrzyn: Amatorski ruch raketowy.	2	B. Węgrzyn: Non professional activity in rocketry.	2	B. Węgrzyn: Любительское ракетное движение
A. Ciszewski, T. Radomski: Tytan i jego stopy.	4	A. Ciszewski, T. Radomski: Titanium and its alloys.	4	A. Ciszewski, T. Radomski: Титан и его сплавы
P. Kręgliński: Tensometry półprzewodnikowe, ich charakterystyka i zastosowanie.	12	P. Kręgliński: Semiconductor strain gauges, its characteristics and application	12	P. Kręgliński: Полупроводниковые тензометры, их характеристика и применение
W. Stafiej: Kryteria doboru profilu dla szybowca wysokowydajowego.	15	W. Stafiej: Criterions for choice of the wing aerofoil for high-performance glider.	15	W. Stafiej: Критерия подбора профиля для планера о высоком достижении
NOWOŚCI TECHNICZNE	19	TECHNICAL NEWS	19	Технические новости
KRONIKA	23	CHRONICLE	23	Годичное содержание
ROZNY SPIS TREŚCI za 1967 rok	25	ANNUAL SPECIFICATION of PAPERS	25	Хроника
POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ”: Pomoce inżyniera prób w locie. Nomogram krzywej dnia — oprac. J. Perliński.	okł.	DESIGNER'S DATA SHEETS: Auxiliary sheets for flight test engineer (cont.) — elab. by J. Perliński	on cover	Конструкторские пособия Авиационной и Астронавтической техники: Пособия инженера для испытаний в полете — Номограмма кривой дня (продолж.) обр. J. Perliński.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. A. HADRAWA, mgr inż. S. KOCHAN-
SKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK

RADA PROGRAMOWA

Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż.
A. LEWKOWICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż. J. WOJ-
CIECHOWSKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

Zakład Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dziełowa. Zam. 915/C — R-6. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Zielone światło dla lotnictwa komunikacyjnego

W Warszawie odbyło się spotkanie członków Sekcji Transportu i Komunikacji SITK oraz Klubu Publicystów Lotniczych Stowarzyszenia Dziennikarzy Polskich z wiceministrem Komunikacji — *Stanisławem Mroczkiem*. Konferencja poświęcona była problemom lotnictwa komunikacyjnego w Polsce. Obszerną informację na ten temat wygłosił wiceminister komunikacji, o dotychczasowym rozwoju PLL „LOT” mówił dyrektor *Jan Zwierzyński*, a o modernizacji lotnisk komunikacyjnych — dyrektor Zarządu Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych — *Romuald Pawulski*.

Niebawem poczytny dziennik „Życie Warszawy” zamieścił na swych łamach trzy artykuły red. H. Chądzyńskiego poświęcone polskiemu lotnictwu komunikacyjnemu. Interesujące te artykuły — ukazujące się w cyklu o znamiennym tytule: „Czy można nie latać?” — opatrzone zostały problemowymi tytułami: „Upadek mitu”, „Gdzie rozwinąć skrzydła” i „Spór o samoloty”.

Dobrze się stało, że szersze kręgi społeczeństwa zostały poinformowane o danych porównawczych znanych dotychczas tylko zainteresowanym. Dowiedziały się np., że przewozy lotnicze na jednego mieszkańca kraju w 1965 r., w Czechosłowacji były 6-krotnie, zaś w Danii 25 razy większe niż w Polsce. Ze wśród krajów RWPG wskaźnik pracy przewozowej naszej komunikacji lotniczej zajmuje teraz lokatę przed Bułgarią (awansowaliśmy z ostatniego — na przedostatnie miejsce), że na Polskę przypada 0,1 procent przewozów krajów zrzeszonych w ICAO (w 1929 r. — 0,23% przewozów światowych).

Upadł nareszcie mit, iż w naszym kraju zbędne jest rozwijanie komunikacji lotniczej; doszedł do głosu rachunek wykazujący, że przy dotychczasowym tempie rozwoju lotnictwa pasażerskiego poziom europejski osiągnęlibyśmy dopiero za 15 lat!

Plany perspektywiczne zakładają trzykrotny wzrost przewozów lotniczych w latach 1971—1975 (od 1970 r. PLL „LOT” mają przewozić ponad milion pasażerów rocznie), przy czym rozwój komunikacji krajowej — w odróżnieniu od dotychczasowych tendencji — ma być szybszy od wzrostu przewozów na liniach zagranicznych.

W kraju stawia się na decentralizację sieci lotniczej. Zapowiada się, że nie tylko każde miasto wojewódzkie, lecz również większe ośrodki przemysłowe i czasowe będą miały dogodne połączenia lotnicze.

O ile chodzi o trasy zagraniczne, to po otwarciu w ubiegłym roku linii PLL „LOT” do Shannon w Irlandii (najdłuższej z sieci połączeń „LOT”) oraz do Splitu w Jugosławii Polska ma obecnie regularne połączenia z 23 portami lotniczymi Europy, oraz — poza nią — z Kairem i Bejrutem. Zamierzenia krótkoterminowe — bo do 1970 r. — przewidują podjęcie starań o uruchomienie linii do Turcji i Norwegii oraz dalszych połączeń z miastami Związku Radzieckiego (Kijów, Leninogród). Rozpatruje się teraz możliwość przedłużenia

istniejących linii do krajów środkowego wschodu oraz Afryki północnej i zachodniej.

Dostawy nowych samolotów pozwoliły na pozytywną i przekonującą odpowiedź na pytanie „czy można nie latać?”. Po korzystnych wynikach eksperymentalnych 1966 roku PLL „LOT” odnotowały 33-procentowy wzrost przewozów za pierwsze półrocze 1967 r. w porównaniu z odpowiednim okresem 1966 r. (w liczbach bezwzględnych było to 99 tysięcy osób), przy czym zwiększenie przewozów krajowych wyniosło 75%.

A przecież — jak można wnioskować z wypowiedzi i działalności miarodajnych czynników i instytucji — terapia na dotychczasowy niedorozwój polskiej komunikacji lotniczej jest i będzie w dalszym ciągu konsekwentnie stosowana. Najbliższe lata przyniesie mają znaczny wzrost parku PLL „LOT”. Do 1970 r. przybędą dalsze samoloty turbośmigłowe AN-24 oraz osiem odrzutowców TU-134 (dostawa pierwszych sztuk ma nastąpić w przyszłym roku), wtedy to samoloty Il 18 skierowane zostaną do obsługi głównych linii krajowych, zaś przedsiębiorstwo przystąpi do szczegółowych studiów w zakresie możliwości uruchomienia połączenia międzykontynentalnego.

Ekspansja komunikacji lotniczej wymaga wszakże podjęcia ogromnych i pilnych prac w zakresie lotnisk. Bo choć mamy w Polsce 9 czynnych portów lotniczych — w tym cztery dla ruchu międzynarodowego — to jednak właściwie tylko Okęcie będzie wkrótce lotniskiem na poziomie europejskim, wyposażonym w urządzenia zabezpieczające ruch lotniczy we wszelkich warunkach atmosferycznych.

Zgodnie z wymogami międzynarodowych przepisów o bezpieczeństwie komunikacji lotniczej na terenie kraju instalowana jest sieć nowoczesnych radiolotarni ultrakrótkofalowych VOR oraz radiostacje przekątnikowe UKF dla łączności samolot — ziemia. Lotniska w Krakowie, Poznaniu i Gdańsku otrzymały nowoczesne urządzenia radarowe, lecz muszą być jeszcze — w szerokim zakresie — doinwestowane dla potrzeb ruchu międzynarodowego.

Na wyposażenie czekają również lotniska ruchu krajowego: Wrocław, Szczecin, Katowice, Rzeszów i Koszalin, nie mówiąc już o lądowiskach sportowych, które objęte są planami następnej 5-letki (Łódź, Zielona Góra, Nowy Targ) i założeniami perspektywicznymi (Białystok, Bydgoszcz, Toruń i in.).

A przecież czeka nas jeszcze zadanie zbudowania — w rejonie warszawskim — nowego portu lotniczego dla ruchu międzykontynentalnego. Jest to zadanie trudne, lecz pilne, i obiecujące liczne korzyści gospodarce krajowej.

Różniczne dodatnie przejawy życia lotniczego w naszym kraju w 1967 r. dają podstawę do żywienia nadziei, że komunikacja lotnicza w Polsce wyjdzie już ze stadium minimalizmu i marazmu i — w ramach rozsądnie opracowanych planów postępu — w ciągu najbliższych lat osiągnie poziom rozwoju i nowoczesności godny naszych tradycji, potrzeb i możliwości.

Amatorski ruch raketowy

W ostatnim dziesięcioleciu jesteśmy świadkami gwałtownego rozwoju techniki raketowej i astronautyki. Dziedziny te należą do najbardziej złożonych dyscyplin naukowych oraz technicznych i są wynikiem konsekwentnej realizacji odwiecznych marzeń ludzkości o podróżach kosmicznych. Wydarzenia kosmiczne nie pozostają bez wpływu na naszą wyobraźnię. Sprzyjają one zainteresowaniom astronautyką szerokich rzesz społeczeństw — zwłaszcza młodzieży całego świata, która zawsze poszukuje czegoś nowego, docieka, chce wysuwać wnioski z praktycznych prób i najszybciej przyswaja sobie nowoczesną technikę rakietową i astronautykę, poprzez uczestnictwo w amatorskim ruchu raketowym, a zwłaszcza modelarstwie raketowym. Ruch ten obecnie skupiający na świecie około 200 000 osób miał dawniej charakter żywiołowy, nie zorganizowany i doprowadził do licznych przykrych wypadków. Naprzeciw temu groźnemu stanowi rzeczy wyszły organizacje społeczne i państwowe, zwłaszcza w ZSRR, USA, Francji, Polsce i sprowadziły go do ustabilizowanych i bezpiecznych prac w modelarniach i klubach młodzieżowych. Później modelarstwo raketowe stało się poważną dyscypliną sportową, uznaną przez Międzynarodową Federację Sportową FAI (Federation Aeronautique Internationale).

Ustalenia międzynarodowe FAI

Ograniczymy się tu głównie do podania najważniejszych zaleceń kodeksu sportowego FAI, dotyczącego wyłącznie modelarstwa raketowego — modeli raket. Pod pojęciem modelu rakiety rozumie się latający model, który unosi się w powietrzu bez udziału sił równoważących ciężar. Jest on napędzany modelarskim silnikiem raketowym oraz ma urządzenia zapewniające bezpieczny powrót na ziemię tak, aby model był zdolny do ponownego lotu. Mogą to być różne postacie skrzydeł, spadochronów czy nawet taśm zmniejsza-

jących prędkość opadania modelu. Według tej koncepcji model rakiety nie może mieć żadnych elementów konstrukcyjnych wykonanych z metalu. Te ograniczenia wynikły ze smutnych doświadczeń w tej dziedzinie.

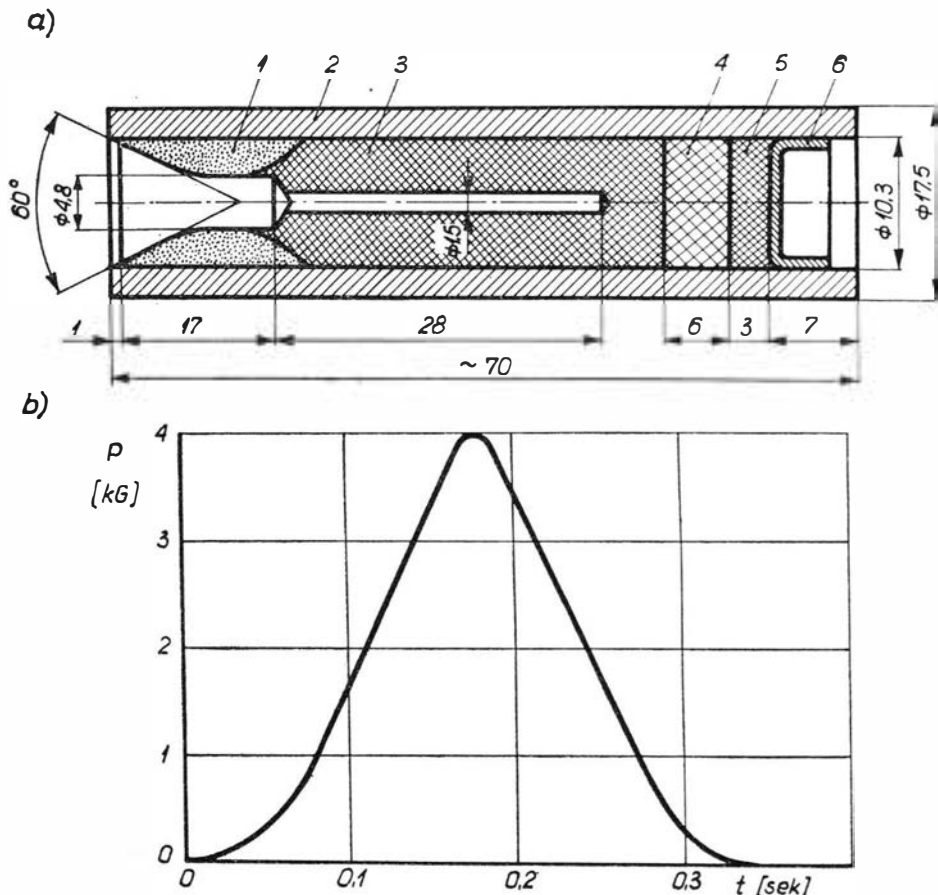
Charakterystyki modeli raket.

Aby model rakiety mógł być dopuszczony do startów, musi on odpowiadać odpowiednim warunkom technicznym. Oto niektóre z nich: ciężar startowy rakiety, a więc łącznie z ciężarem silnika i materiału pędnego nie może w żadnym przypadku przekraczać 0,5 kg. Ciężar stałego materiału pędnego (paliwa) nie może być większy niż 125 gramów. W tej koncepcji układu rakiety zaleca się, aby rakietka nie miała więcej niż trzy aktywne stopnie. Dla raketoplanów zaleca się, aby silnik

oddzielający się od modelu miał spadochron o powierzchni minimalnej 4 dcm² lub taśmę o wymiarach 25/300 mm.

Charakterystyki silników raketowych. Do zawodów sportowych dopuszcza się jedynie cztery typy silników produkcji fabrycznej, różniących się między sobą jedynie wielkością impulsu całkowitego. Maksymalny impuls całkowity nie może przekraczać wartości 10,2 kgsek, a czas spalania się materiału pędnego musi być większy od 0,05 sek. Temperatura zewnętrznej części obudowy silnika nie może przekraczać 150 °C. Niezależnie od tego zastosowane „paliwo” powinno być odporne na składowanie, wstrząsy, ułucia i temperaturę otoczenia.

Konstrukcję jednego z takich silników pokazano na rys. 1. A oto niektó-



1. Schemat budowy i wykres ciągu w funkcji czasu amerykańskiego modelarskiego silniczka raketowego typu B3-5:
1 — dysza ceramiczna, 2 — korpus papierowy, 3 — startowy materiał pędny, 4 — ładunek zasadniczy materiału pędnego, 5 — ładunek miotający, 6 — miseczka

re jego dane techniczne: impuls całkowity 0,5 kGsek, ciąg średni 1,43 kG, czas spalania 0,35 sek, ciąg maksymalny 4 kG, impuls właściwy 55,5 sek, ciężar materiału pędnego (paliwa) wynosi 0,009 kG, ciężar całkowity silnika 0,020 kG. Pomiedzy przedstawionymi powyżej parametrami obowiązują następujące zależności:

$$I_c = P_{sr} \cdot t = I_w \cdot w$$

$$P = I_w \cdot \gamma \cdot V_{sp} \cdot F_{sp}$$

gdzie:

- I_c — impuls całkowity [kGsek],
- P_{sr} — ciąg średni [kG],
- t — czas spalania [sek],
- I_w — impuls właściwy [kG sek/kG],
- P — ciąg maksymalny [kG],
- w — ciężar materiału pędnego [kG],
- γ — ciężar właściwy materiału pędnego [kG/cm³],
- V_{sp} — prędkość spalania przy $p=1$ ata [cm/sek],
- F_{sp} — powierzchnia spalania [cm²].

Konkurencje sportowe FAI

Rozróżnia się cztery podstawowe konkurencje sportowe: dla rakiet wysokościową, z ładunkiem, czasową na spadochronie a dla rakietoplanów — czasową. Omówimy je pokrótce.

Konkurencja wysokościowa. W tej konkurencji zwycięża ten model, który uzyskał największą wysokość w oparciu o pomiary kątowe i przeliczenia. Istnieją cztery klasy sportowe różniące się między sobą ciężarem startowym modelu jak też — maksymalnym impulsem całkowitym. Zgodnie z tym:

Klasa	Impuls całkowity	Maksymalny ciężar rakiety
1	0 — 0,51 kGsek	0,060 kG
2	0,52 — 1,020 kGsek	0,120 kG
3	1,03 — 4,08 kGsek	0,240 kG
4	4,09 — 8,16 kG	0,500 kG

Konkurencja lotów z ładunkiem.

Konkurencja ta przewidziana jest dla modeli, które unoszą określone ciężarki, każdy ważący co najmniej 28 gramów. W zależności jednak od liczby ładunków unoszonych przez model rakietowy jak również i typu silnika FAI klasyfikuje je w trzech klasach sportowych.

Ponadto modele według tych kategorii powinny mieć spadochrony o wystarczającej powierzchni nośnej,

Klasa	Impuls całkowity	Maksymalny ciężar modelu	Liczba ładunków
Pojedyńcza	0 — 1,02 kGsek	0,090 kG	1
Podwójna	1,03 — 4,08 kGsek	0,180 kG	2
Otwarta	4,09 — 8,16 kGsek	0,500 kG	3

aby zapewnić bezpieczny powrót modeli na ziemię.

Konkurencja czasu lotu na spadochronie. Obejmuje ona tylko jedną klasę modeli, które są rakietami jednostopniowymi, jednosilnikowymi o impulsie całkowitym nie przekraczającym wartości 1,020 kGsek. Każdy taki model rakiety o ciężarze startowym nie przekraczającym 0,085 kG, musi być zaopatrzony w spadochron umożliwiający bezpieczne lądowanie. Przedmiotem tej konkurencji jest określenie, który model osiągnie najdłuższy czas lotu, mierzony od chwili startu do momentu lądowania.

Konkurencja czasu lotu rakietoplanów. Ta konkurencja należy do najciekawszych, gdyż stanowi połączenie rakiety z samolotem. Aby zapobiec zbyt dalekiemu odejściu modelu od miejsca startu, zaleca się stosowanie aparatur do zdalnego sterowania. Ułatwiają one ponadto tak popularne wśród szybowników loty na termice. (Warto wspomnieć, że rekord długości lotu zdalnie sterowanego modelu szybowca „Standart Austria” wykonanego w skali 1:10 wynosi 7 godzin 80 sekund).

Dla rakietoplanów przewiduje się te same klasy silników co w konkurencji wysokościowej. Startują tu modele, które unoszą się w powietrzu bez współudziału płaszczyzn nośnych, wytwarzających siłę nośną równoważącą ciężar modelu wówczas, gdy pracuje jeszcze silnik rakietowy. Na tomiaś powrót modelu na ziemię — na opadającej części toru lotu — od bywa się lotem ślizgowym przy współudziale płaszczyzn nośnych. W tej konkurencji nie może być użyty spadochron unoszący cały model. Natomiast może on być zastosowany do sprowadzania na ziemię silnika lub innych części modelu.

Amatorski ruch rakietowy w Polsce

Podobnie jak w większości innych krajów świata, również i w Polsce amatorski ruch rakietowy miał początkowo charakter żywiołowy. Bu-

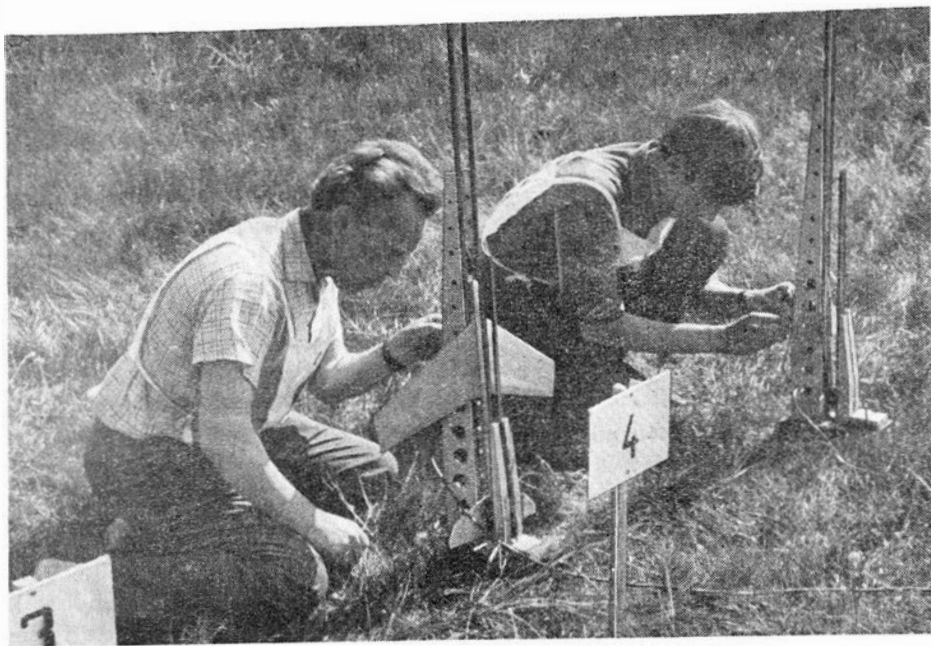
dowano wtedy kilkumetrowe rakietę redukcyjne (statyczne), jak również mniejsze — latające. Szczególnie duże niebezpieczeństwo stwarzały eksperymenty pirotechniczne zmierzające do wynalezienia „super” energetycznych paliw. Również ze stabilizacją w locie nie było najlepiej. Inne znów modele osiągały wysokość lotu statków powietrznych. Nie pomagały żadne interwencje. Ruch ten przybierał niebezpieczne rozmiary dla otoczenia i osób trzecich.

Naprzeciw temu stanowi rzeczy wyszły liczne instytucje jak: Politechnika Warszawska, Liga Obrony Kraju (dawniej LPZ), Aeroklub Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej, Związek Harcerstwa Polskiego i Ministerstwo Oświaty, które zapraszały eksperymentatorów do otwartych modelarni rakietowych i Klubów TRIA. W ten sposób zrzeszono około 10 000 osób, zarówno spośród młodzieży jak i dorosłych. Najmłodszy adepci tej małej politechnizacji — budują modele przyszłych statków kosmicznych i rakiet nośnych, starsi projektują ciekawe rakietę amatorskie łącznie ze sprzętem pomocniczym (tzn. wyrzutniami, zapalarkami, urządzeniami programowymi i pomiarowo-kontrolnymi). Był nawet projekt techniczny polskiego amatorskiego sztucznego satelity Ziemi.

Osiągnięcia te były niejednokrotnie przedstawiane na różnego typu ogólnopolskich konkursach i zawodach sportowych będących głównymi

2. Interesujące rozwiązanie tzw. wyrzutni strunowej opracowanej w grupie kątowickiej. Zamiast sztywnych i ciężkich prowadnic prętowych zastosowano w tej konstrukcji napięte struny.





3. Modele raketoplanów w układzie standard. Niektóre z takich modeli wyposażone są w urządzenia programowe, powodujące otwieranie skrzydeł w punkcie wierzchołkowym toru lotu, po czym następuje lot ślizgowy lub termiczny

formami działalności w ruchu amatorskim. Warto tu dodać, że w zawodach na szczeblu krajowym bierze udział przeciętnie 150 osób, natomiast w eliminacjach startuje około 1000 zawodników.

Najważniejsze wydarzenia w amatorskim ruchu raketowym w Polsce

Warszawa, 28.11—3.12.1960 — Pierwszy kurs dla modelarzy techniki raketowej i astronautyki zorganizowany przez Klub TRiA przy LPŻ pod kier. prof. Zbigniewa Pączkowskiego.

Kraków, 3—27.8.1961 — Pierwszy Centralny Kurs Instruktorów Modelarstwa Rakietowego zorganizowany przez LPŻ i prowadzony pod kier. mgr inż. B. Węgrzyna.

Mgr inż. ANDRZEJ CISZEWSKI
Mgr inż. TADEUSZ RADOMSKI

Politechnika Warszawska

Warszawa, 17.11.1961 — Pierwszy w Europie konkurs na projekt modelarskiego silnika raketowego z udziałem Czechosłowacji i Jugosławii zorganizowany przez LPŻ. Zwycięzcą został mgr inż. B. Węgrzyn.

Warszawa, 15.12.61—31.1.62 — Pierwszy w Europie Konkurs na statyczne modele pojazdów kosmicznych przyszłości pod nazwą „Zima młodych kosmonautów” zorganizowany z inicjatywy Ministerstwa Oświaty, ZG LOK i redakcję „Modelarz”.

Kraków, 8.4.1962 — Pierwsze w Europie Ogólnopolskie Zawody Modeli Rakiet o memoriał K. Siemienowicza zorganizowane przez Aeroklub Krakowski i redakcję „Słowa Polskiego”. Uczestniczyło 200 zawodników zrzeszonych w modelarniach APRL, LOK, ZHP.

Warszawa, 14—15.12.1962 — Pierwsze sympozjum pt. „Astronautyka w pracy szkolnej” zorganizowane przez PTA i Ministerstwo Oświaty.

Kraków, 18—19.5.1963 — II Ogólnopolskie Zawody Modeli Rakiet LOK.

Ursus, 27.5.1963 — Pierwszy publiczny pokaz lotu amatorskich rakiet doświadczalnych konstrukcji mgr inż. B. Węgrzyna. Rakiety te były wyposażone w układy telemetryczne i osiągały pułap około 5 km.

Pustynia Błędowska, 15—16.6.1963 — II Ogólnopolskie Zawody Rakiet Amatorskich APRL z udziałem 4-osobowej ekipy z CSRS.

Kraków-Czyżyny, 23—24.5.1964 — III Ogólnopolskie Zawody Rakiet Amatorskich APRL z udziałem ekipy z CSRS i NRD.

Skierniewice, 28—30.9.1964 — III Ogólnopolskie Zawody Modeli Rakiet LOK.

Kraków-Czyżyny, 9—10.4.1965 — IV Ogólnopolskie Zawody Rakiet Amatorskich APRL z udziałem ekipy z CSRS.

Przemyśl, 22—23.5.1965 — IV Ogólnopolskie Zawody Modeli Rakiet LOK.

Kozienice, k/Studzianek, 21—22.5.1966 — V Ogólnopolskie Zawody Modeli Rakiet LOK.

Dubnica — CSRS, 27—28.5.1966 — Międzynarodowe Zawody Modeli Rakiet z udziałem ekipy polskiej z APRL.

Kraków-Czyżyny, 24—25.9.1966 — V Ogólnopolskie Zawody Rakiet Amatorskich APRL z udziałem ekipy z Czechosłowacji i Jugosławii.

Warszawa, 22.3.1967 — Konkurs na modele istniejących statków kosmicznych pod nazwą „Kosmos 67” zorganizowany przez redakcję telewizji „Eureka” i „Wiedza i Życie”.

Płock, 19—21.5.1967 — VI Ogólnopolskie Zawody Modeli Rakiet LOK.

Kraków-Czyżyny, 27—28.8.1967 — VI Ogólnopolskie Zawody Rakiet Amatorskich APRL.

669.295

Tytan i jego stopy

Niniejszy artykuł jest wstępem do cyklu tablic poświęconych zagadnieniom obróbki cieplnej, obróbki plastycznej, obróbki skrawaniem oraz łączenia tytanu i jego stopów. Tablice te będą zamieszczone w ramach „Pomocy konstruktorskich” Techniki Lotniczej i Astronautycznej”.

Tytan jest pierwiastkiem, który pod względem rozpowszechnienia w skorupie ziemskiej zajmuje dziewiąte miejsce (po tlenie, krzemie, aluminium, żelazie, wapniu, magnezie, sodzie i potasie), a jeśli uwzględnić tylko pierwiastki mające znaczenie jako tworzywa konstrukcyjne — czwarte (po aluminium, żelazie i magnezie). Karierę techniczną rozpoczął on dopiero dwadzieścia kilka lat temu, ale od tego czasu jego zna-

czenie przemysłowe wzrosło tak gwałtownie, że dzisiaj w wielu dziedzinach techniki (np. przemysł lotniczy i chemiczny) stał się materiałem trudnym do zastąpienia.

Istotnymi własnościami tytanu, które wyróżniają go spośród innych tworzyw konstrukcyjnych jest wysoka wytrzymałość na rozciąganie zarówno w temperaturze otoczenia, jak i temperaturach podwyższonych przy stosunkowo małym ciężarze

właściwym ($4,5 \text{ G/cm}^3$) i duża odporność na korozję w powietrzu, wodzie morskiej i wielu innych środowiskach agresywnych. Te własności cechują zresztą nie tylko czysty chemicznie metal, ale również metal o czystości technicznej (tytan techniczny) i większość jego stopów.

Jednocześnie jednak tytan wykazuje silne powinowactwo chemiczne w stanie nagrzany do tlenu, azotu i wodoru, co w znacznym stopniu

komplikuje procesy jego wytwarzania, przetwarzania i łączenia, gdyż w wielu przypadkach wywołuje konieczność stosowania atmosfer ochronnych.

Większość problemów związanych z technologią tytanu została już w mniejszym czy większym stopniu rozwiązana, inne stanowią przedmiot zainteresowania techników i uczonych na całym świecie. Jednak w wielu przypadkach publikowane przez różnych autorów spostrzeżenia i wnioski są zupełnie sprzeczne, co wiąże się prawdopodobnie z badaniami materiałów o różnym stopniu czystości, co bardzo utrudnia właściwe rozpoznanie zagadnienia. Dotyczy to przede wszystkim technologicznych procesów obróbki tytanu i metod jego łączenia.

Fizyczne i chemiczne właściwości tytanu

Zależnie od temperatury tytan występuje w dwóch odmianach alotropowych α i β . Odmiana α (Ti_α) istniejąca do temperatury 882 °C krystalizuje w siatce heksagonalnej zwartej, natomiast odmiana β (Ti_β) istniejąca powyżej temperatury 882 °C, aż do temperatury topnienia, krystalizuje w siatce regularnej, przestrzennie centrycznej.

W temperaturze otoczenia czysty tytan ma kolor srebrzysty i przypomina wyglądem stal nierdzewną lub nikiel. Ciężar właściwy tytanu α w temperaturze 20 °C wynosi 4,507 G/cm³, tytanu β w temperaturze 900 °C — 4,32 G/cm³. Tytan jest metalem paramagnetycznym. Inne właściwości fizyczne tytanu podano w tablicy 1 (dla porównania w tablicy tej zamieszczono również właściwości fizyczne czterech najważniejszych metali konstrukcyjnych — żelaza, miedzi, aluminium i magnezu).

Właściwości mechaniczne tytanu zależą przede wszystkim od jego czystości, a ta z kolei zarówno od rodzaju procesu metalurgicznego przerobu rudy tytanowej (proces jodkowy, proces Krolla, elektroliza), jak i od metody przerobu otrzymanych w tym procesie półwyrobów (topienie gąbki tytanowej, spiekanie proszku). Zwiększenie ilości zanieczyszczeń w tytanie zawsze prowadzi do podwyższenia jego wytrzymałości i twardości a obniżenia właściwości plastycznych, przy czym bardzo poważny wpływ wywierają nawet setne części procenta zanieczyszczeń.

W przemyśle praktycznie wykorzystuje się głównie tytan produkowany metodą Krolla, zawierający

Tablica 1. Właściwości fizyczne tytanu i czterech najważniejszych metali konstrukcyjnych (wg Metals Handbook, vol. 1, ASM Ohio 1961)

Lp.	Wielkość fizyczna	Ti	Fe	Cu	Al	Mg
1	Liczba atomowa	22	26	29	13	12
2	Masa atomowa	47,90	55,85	63,54	26,98	24,32
3	Ciężar właściwy w 20°C G/cm ³	4,507	7,87	8,96	2,699	1,74
4	Temperatura topnienia, °C	1668 ± 10	1536,5 ± 1	1083 ± 0,1	660	650 ± 2
5	Temperatura wrzenia, °C	3260	3000 ± 150	2595	2450	1107 ± 10
6	Ciepło topnienia cal/g	104	65,5	50,6	94,5	88 ± 2
7	Ciepło właściwe w 20°C cal/g · °C	0,124	0,110	0,092	0,215	0,245
8	Współczynnik liniowej rozszerzalności cieplnej w 20°C $\alpha \times 10^6$ 1/°C	8,41	11,76	16,50	23,6 ¹⁾	27,1 ¹⁾
9	Przewodność cieplna w 20°C cal/cm · sek · °C	0,036	0,18	0,941	0,53	0,367
10	Oporność elektryczna właściwa w 20°C $\Omega \cdot \text{mm}^2/\text{m}$	0,42	0,0971	0,01673	0,02655	0,0445
11	Moduł sprężystości podłużnej kG/mm ²	11800	20000	11250	6330	4500

¹⁾ w temperaturze 0°C

99,8 do 98,8% Ti. Taki tytan będący właściwie stopem z węglem, tlenem, azotem, wodorem, żelazem i krzemem nosi nazwę tytanu technicznego.

Szczególnie cenną własnością tytanu jest jego wielka odporność na korozję chemiczną, dorównująca, a w wielu przypadkach przewyższająca odporność korozyjną austenitycznych stali chromowo-niklowych. I tak tytan jest całkowicie odporny na działanie wody morskiej i atmosfery morskiej oraz chlorków, dużą odporność wykazuje również na działanie wody królewskiej, kwasu azotowego, większości kwasów organicznych, rozcieńczonych kwasów siarkowego i solnego, a także niektórych ciekłych metali i stopów (ołowiu, cyny, bizmutu i magnezu). Nie jest odporny natomiast na działanie kwasów fluorowodorowego i fosforowego, stężonego kwasu solnego (powyżej 5%), stężonego kwasu siarkowego, stężonych kwasów organicznych i stężonych roztworów alkalicznych oraz ciekłego aluminium i cynku.

Istotną również cechą tytanu jest jego silne powinowactwo w stanie nagrzanym i ciekłym do gazów atmosferycznych (tlenu, azotu i wodoru), co powoduje, że we wszystkich prawie procesach technologicznych, w których tytan zostaje ogrzany do temperatury umożliwiającej dyfuzję wymienionych gazów, należy stosować atmosfery ochronne lub próżnię. Praktycznie tytan jest odporny na działanie atmosfery tlenowej tylko do temperatury 120°C, powyżej tej temperatury na powierzchni metalu

tworzą się tlenki. Absorpcja i dyfuzja wodoru zaczynają się w temperaturach powyżej 150°C. Z powietrzem tytan reaguje w temperaturach powyżej 500°C, przy czym jego powierzchnia pokrywa się szczelną warstwą tlenków i azotków. Trzeba jednak podkreślić, że w miarę wzrostu temperatury chemiczna aktywność tytanu silnie wzrasta i w powietrzu tytan zapala się płomieniem w temperaturze 1200°C, w czystym tlenie — już w temperaturze 610°C.

Tytan techniczny

Jak już wspomniano, tytan techniczny zależnie od gatunku zawiera od 0,2 do 1,2% zanieczyszczeń, na które składają się przede wszystkim tlen, azot, węgiel, żelazo, wodór i krzem. Porównanie składu chemicznego dziewięciu gatunków tytanu technicznego o różnym stopniu czystości produkowanych w różnych krajach podano w tablicy 2. W tej samej tablicy zamieszczono właściwości mechaniczne różnych gatunków tytanu technicznego w temperaturze 20°C.

Podane w tablicy 2 wskaźniki właściwości mechanicznych dotyczą krótkotrwałych (doraźnych) prób rozciągania, toteż mają znaczenie orientacyjne. Dokładniej charakterystykę pracy metalu określa wytrzymałość czasowa i wytrzymałość na pełzanie. Przykładowe zależności dla wyżarzzonego tytanu technicznego o czystości 99,0% podano na rys. 1 i 2.

Tablica 2. Porównanie składu chemicznego i własności mechanicznych w 20°C kilku gatunków tytanu technicznego produkowanego w różnych krajach [5, 10]

Oznaczenie tytanu	Producent	Zawartość tytanu w % min.	Zawartość zanieczyszczeń w %						Własności mechaniczne w stanie wyżarzonym			
			C max.	O max.	N max.	H max.	Fe max.	Si max.	R _m kG/mm ²	R _e kG/mm ²	A %	Z %
Gatunek 2	USA (wg ASTM B265—58T)	99,2	0,10	0,25	0,05	0,015	0,20		41,5	28	28	
Gatunek 3		99,0	0,10	0,35	0,07	0,015	0,30		55,5	44	27	
Gatunek 4		99,0	0,15	0,45	0,07	0,015	0,50		67	56	25	
B'T1-1	ZSRR	reszta	0,10	0,15	0,04	0,010	0,30	0,15	45—60	38—50	min. 25	min. 50
B'T1-2		reszta	0,10	0,15	0,05	0,015	0,30	0,15	55—70	46—60	min. 20	min. 45
KS-50	Japonia (Kobe Steel Works Ltd.)	99,5	0,02— —0,08	0,01— —0,10	0,001— —0,01		0,02— —0,15	0,02— —0,10	35—49	25—45	30—45	40—70
KS-70		99,4	0,02— —0,08	0,01— —0,20	0,001— —0,02		0,02— —0,30	0,02— —0,10	49—70	35—65	20—35	40—60
Tikrutan RT 15	NRF (F. Krupp)	reszta	0,08		0,06	0,0125	0,25		30—50	20—38	min. 22	min. 60
Tikrutan RT 18		reszta	0,10		0,07	0,0125	0,35		50—70	38—60	min. 18	min. 45

Techniczny tytan jest produkowany w skali przemysłowej w postaci odlewów, blach cienkich i grubych, taśm, prętów prasowanych wpływowo i kutych, rur, drutów, części tłoczonych i kutych. Obróbka plastyczna tytanu może być przeprowadzana zarówno na zimno, jak i na gorąco, w tym ostatnim przypadku w temperaturach 750 do 1000°C. Również obróbka skrawaniem tytanu nie przedstawia większych trudności, pod warunkiem stosowania bardzo ostrych narzędzi i obfitego chłodzenia. Tytan techniczny można spawać łukowo w osłonie gazów szlachetnych (argonu lub helu) i elektrożużlowo, poza tym zgrzewać punktowo, liniowo i doczołowo oraz lutować lutami miękkimi i twardymi. Tytan techniczny w zasadzie nie podlega obróbce cieplnej, ale w wielu przypadkach dla usunięcia skutków zgniotu i naprężeń wewnętrznych (po obróbce plastycznej, po spawaniu) poddaje się go wyżarzaniu w odpowiednich temperaturach.

Odporność na korozję tytanu tech-

nicznego jest analogiczna jak czystego tytanu.

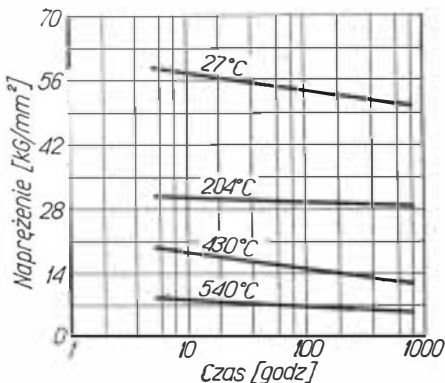
Osobnym zagadnieniem jest mała odporność tytanu na ścieranie, dość duży współczynnik tarcia posuwistego tytanu z innymi metalami (0,60 do 0,65) oraz skłonność tego metalu do tworzenia miejscowych przypałów i zadziórów na współpracujących powierzchniach. Jak dotąd, jedyną metodą polepszenia własności przeciwiernych tytanu jest powierzchniowa obróbka ciep-

no-chemiczna, a zwłaszcza azotowanie, utlenianie i borowanie.

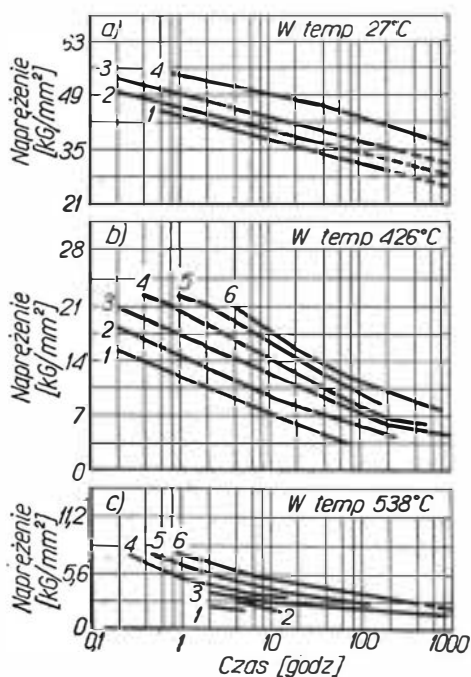
Tytan techniczny znajduje coraz szersze zastosowanie jako metal konstrukcyjny przede wszystkim w tych przypadkach, kiedy mogą być wykorzystane jego cenne, najbardziej charakterystyczne własności, a więc wysoki stosunek wytrzymałości do ciężaru właściwego (czyli tzw. wytrzymałość właściwa) oraz duża odporność na korozję, a maksymalna temperatura pracy nie przekracza 300 do 350°C. Największa więc ilość tytanu jest wykorzystywana obecnie w przemyśle lotniczym, zarówno na elementy silników, jak i kadłubów samolotów (m.in. na osłony sprężarek i komór spalania, elementy konstrukcyjne ramy kadłuba, pokrycia ścianek). Tytan znajduje zastosowanie również w przemyśle okrętowym (części silników, armatura, części pomp do wody morskiej), przemyśle chemicznym (aparatura chemiczna), w chirurgii kostnej itd. W stanie sproszkowanym może być wykorzystany jako tzw. „getter” (pochłaniacz gazów) przy produkcji lamp radiowych.

Stopy tytanu

Pierwiastki występujące w stopach tytanu można podzielić na dwie zasadnicze grupy. Do pierwszej należą tlen, azot, węgiel i wodór, które powodują wzrost wytrzymałości, przy jednoczesnym bardzo dużym zmniejszeniu plastyczności i podobnie jak w przypadku tytanu technicznego są zaliczane do zanieczyszczeń. Zawartość ich w stopach tytanu jest ograniczona i wynosi od kilku setnych do kilku dziesiątych



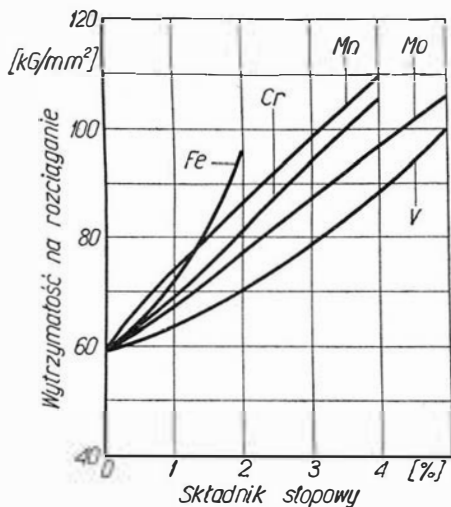
1. Wytrzymałość czasowa wyżarzonych blach z tytanu technicznego o czystości 99,0%



2. Wytrzymałość na pełzanie wyżarzonych blach z tytanu technicznego o czystości 99,0% i R_e = 50 kG/mm²:

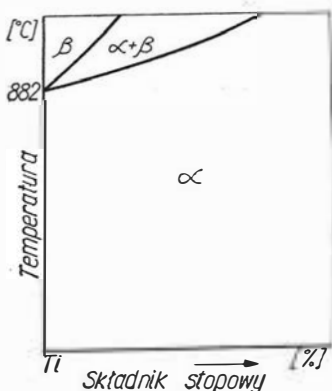
- a) w temperaturze 27°C: 1 — odkształcenie 0,5%, 2 — 1%, 3 — 2% i 4 — 5%,
b) w temperaturze 426°C: 1 — odkształcenie 0,1%, 2 — 0,2%, 3 — 0,5%, 4 — 1%, 5 — 2% i 6 — 5%,
c) w temperaturze 538°C: 1 — odkształcenie 0,1%, 2 — 0,2%, 3 — 0,5%, 4 — 1%, 5 — 2% i 6 — 5% [10]

procenta. Do drugiej grupy należą wszystkie pierwiastki wprowadzone do stopów specjalnie, a więc aluminium, molibden, wanad, mangan, chrom, cyna, żelazo, cyrkon, tantal i inne. Te pierwiastki również poprawiają w różnym stopniu wytrzymałość tytanu (rys. 3), ale dopuszczalne ich zawartości w stopach są znacznie wyższe.



3. Wpływ niektórych pierwiastków stopowych na wytrzymałość tytanu [7]

Wpływ poszczególnych pierwiastków na temperaturę przemiany alotropowej tytanu jest różny. Aluminium, tlen, azot i węgiel podwyższają temperaturę przemiany i tym samym zwiększają obszar istnienia tytanu α . Stąd często noszą one nazwę stabilizatorów fazy α . Większość pozostałych pierwiastków stopowych (np. molibden, wanad, chrom, mangan, żelazo, wodór) obniża temperaturę przemiany i rozszerza obszar istnienia tytanu β . Te pierwiastki noszą nazwę stabilizatorów fazy β . Osobną wreszcie grupę stanowią pierwiastki, których wpływ na temperaturę przemiany alotropowej jest nieznaczny. Należą tu cyna, cyrkon, tor, hafn i inne. Te pierwiastki nazywa się zwykle neutralnymi.

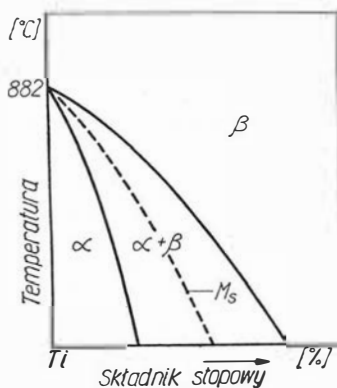


4. Typ I układu równowagi tytan-pierwiastek stopowy (pierwiastek stopowy podwyższa temperaturę przemiany alotropowej)

Dwuskładnikowe układy równowagi faz tytanu z pierwiastkami wchodzącymi w skład stopów można podzielić na trzy główne typy, w zależności od wpływu pierwiastka stopowego na strukturę stopu w stanie równowagi.

Na rys. 4 pokazano układ równowagi typu I, w którym pierwiastek stopowy rozszerza zakres istnienia roztworu stałego α (międzywęzłowego w przypadku tlenu, azotu, i węgla, różnowęzłowego w przypadku aluminium), stabilizując fazę α w strukturze stopów. Jak widać, ze wzrostem zawartości pierwiastka stopowego granice obszaru dwufazowego $\alpha + \beta$ przesuwają się w kierunku wyższych temperatur.

Rys. 5 przedstawia układ równowagi typu II, w którym pierwiastek stopowy rozszerza zakres istnienia roztworu stałego β , stabilizując w strukturze stopów fazę β . Tego typu układy równowagi występują dla molibdenu, wanadu, niobu i tantalu, które znacznie lepiej rozpuszczają się w tytanie β niż w tytanie α , tworząc roztwory stałe różnowęzłowe. Przy bardzo małej zawartości tych pierwiastków w stopie strukturą równowagi w temperaturze pokojowej będzie faza α , przy dużej — faza β , przy zawartościach pośrednich — mieszanina faz $\alpha + \beta$.

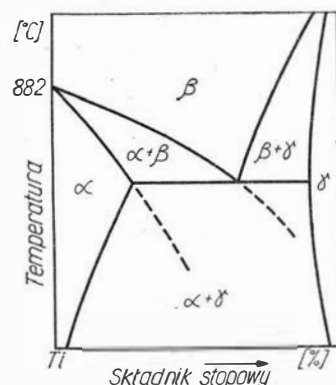


5. Typ II układu równowagi tytan - pierwiastek stopowy (pierwiastek stopowy obniża temperaturę przemiany alotropowej)

W tym ostatnim przypadku istnieje możliwość otrzymania w temperaturze pokojowej jednofazowej struktury β , przez szybkie przechłodzenie stopu z temperatury istnienia obszaru trwałej fazy β , ale jest ona ograniczona występowaniem bezdyfuzyjnej przemiany typu martenzytycznego. W wyniku tej przemiany z przechłodzonej fazy β powstaje przesycona faza α , oznaczana na ogół jako faza α' i mająca budowę podobną do martenzytu w stali, ale w przeciwieństwie do niego miękka i ciągliwa. Stanowi ona modyfika-

cję fazy α i krystalizuje również w siatce heksagonalnej zwartej, tylko o nieco innych parametrach.

Temperaturę początku przemiany bezdyfuzyjnej dla różnych stężeń pierwiastka stopowego określa na rys. 5 przerywana krzywa M_s . Jak widać, temperatura ta dla określonego stężenia pierwiastka stopowego (zw. stężeniem krytycznym) staje się niższa od pokojowej. Warunkiem więc uzyskania jednorodnej fazy β w temperaturze pokojowej przez przechłodzenie stopu z obszaru stabilnej fazy β jest zawartość pierwiastka stopowego przekraczająca stężenie krytyczne. Trzeba jednak podkreślić, że tak uzyskana faza β nie jest fazą stabilną i w temperaturach podwyższonych wykazuje skłonność do rozkładu (starzenie).



6. Typ III układu równowagi tytan - pierwiastek stopowy (pierwiastek stopowy wywołuje przemianę eutektydalną)

Trzecim typem układu dwuskładnikowego tytan-pierwiastek stopowy jest układ z przemianą eutektydalną (rys. 6), w której następuje rozkład roztworu stałego pierwiastka stopowego w tytanie β . Zgodnie z wykresem równowagi produktem przemiany eutektydalnej powinna być mieszanina faz $\alpha + \beta$ (związku międzymetalicznego), okazuje się jednak, że w stopach tytanu z niektórymi metalami (tzw. przejściowymi), przy ich ochładzaniu z obszaru istnienia trwałej fazy β , dla pewnego zakresu stężeń przemiana eutektydalna jak gdyby nie zachodzi i poniżej temperatury eutektoidu utrwała się mieszanina faz $\alpha + \beta$ (linie przerywane na rys. 6).

Taki nieprawidłowy przebieg przemiany eutektydalnej wykazują przede wszystkim podwójne stopy tytanu z chromem, manganem i żelazem, prawdopodobnie wskutek małej prędkości reakcji rozkładu eutektydalnego, toteż przy odpowiednim stężeniu pierwiastka stopowego i prędkości chłodzenia łat-

wo można w nich uzyskać dwufazową strukturę $\alpha + \beta$.

Jak więc z powyższych rozważań wynika, stopy tytanu w zależności od struktury występującej w temperaturze pokojowej (uzyskanej przez odpowiedni dobór składników stopowych oraz ewentualną obróbkę cieplną) można podzielić na trzy główne grupy:

- a) jednofazowe stopy α
- b) dwufazowe stopy $\alpha + \beta$
- c) jednofazowe stopy β .

Każda z tych grup stopów wykazuje charakterystyczne połączenie własności mechanicznych i technologicznych, decydujące o ich przeznaczeniu.

Stopy α . Z pierwiastków stabilizujących fazę α praktyczne znaczenie ma jedynie aluminium. Pozostałe pierwiastki tego typu, a więc tlen, azot i węgiel, nawet przy bardzo małych zawartościach wywierają niekorzystny wpływ na własności plastyczne stopu i, jak już wspomniano, uważane są wyłącznie za zanieczyszczenia.

Aluminium jako składnik stopowy wykazuje niewątpliwe zalety: podwyższa wytrzymałość stopów α zarówno w temperaturze pokojowej, jak i w temperaturach podwyższonych, obniża ciężar właściwy stopów i jest pierwiastkiem powszechnie dostępnym i tanim. Istotną natomiast jego wadą jest pogarszanie zdolności stopów do odkształceń plastycznych na zimno i na gorąco (przy zawartościach powyżej 6% Al obróbka plastyczna na gorąco jest bardzo trudna), toteż praktycznie zawartość aluminium w stopach α jest ograniczona od 5 do 8%.

Z dwuskładnikowych stopów tytan — aluminium na skalę przemysłową jest produkowany m.in. radziecki stop BT5. Znacznie jednak większe znaczenie mają stopy trójskładnikowe, w których obok aluminium znajdują się pierwiastki neutralne, cyna lub cyrkon (np. radziecki BT5-1, amerykańskie Ti-5Al-2,5Sn, Ti-7Al-12Zr).

Cyna podwyższa wytrzymałość stopów nie zmniejszając ich plastyczności i zdolności do odkształceń plastycznych. Zawartość jej w stopach α nie przekracza 5%. Podobne własności wykazuje cyrkon, którego ilość w stopach może być znacznie większa (tytan i cyrkon tworzą ciągły roztwór stały), bez obawy zmiany struktury jednofazowej.

Osobną podgrupę stopów α stanowią stopy zawierające oprócz aluminium małe ilości (1 do 2%) nie-

których pierwiastków stabilizujących fazę β (Nb, Ta, V, Mo). Dodatek tych pierwiastków z jednej strony podwyższa wytrzymałość stopów, z drugiej — polepsza ich zdolność do obróbki plastycznej na gorąco, co jest szczególnie ważne w przypadku stopów zawierających większą ilość aluminium. Jednocześnie wysoka zawartość aluminium równoważy ich wpływ na strukturę tak, że stopy zachowują jednofazową strukturę α .

Przemysłowymi przedstawicielami omawianych stopów są m.in. amerykańskie stopy Ti-8Al-1Mo-1V i Ti-7Al-2Cb-1Ta.

Wszystkie stopy α cechuje dobra spawalność i żarowytrzymałość. Pierwsza własność jest wynikiem jednofazowej struktury, druga — obecności aluminium.

Stopy α nie podlegają ulepszającej obróbce cieplnej poza wyżarzaniem rekrytalizującym i wyżarzaniem odprężającym, stosowanymi oczywiście w razie potrzeby. Umacnia się je jedynie przez zgniot, podobnie jak tytan techniczny.

Stopy $\alpha + \beta$. Warunkiem uzyskania dwufazowej struktury $\alpha + \beta$ jest obecność w stopie odpowiedniej ilości pierwiastków stabilizujących fazę β . Jak wykazały badania, najbardziej odpowiednimi stabilizatorami fazy β , zarówno ze względu na ich własności, jak i cenę, są mangan, wanad, molibden, chrom i żelazo. Wszystkie te pierwiastki rozpuszczają się bardzo dobrze w tytanie β i bardzo słabo w tytanie α , w związku z czym ich wpływ na własności mechaniczne występuje przede wszystkim w fazie β . Własności mechaniczne stopów tej grupy zależą więc od ilości i własności fazy β .

Większość jednak stopów $\alpha + \beta$ oprócz wymienionych pierwiastków zawiera jeszcze aluminium, które dobrze rozpuszcza się zarówno w tytanie α , jak i w tytanie β . W takim przypadku własności stopu są wypadkową własności obu faz.

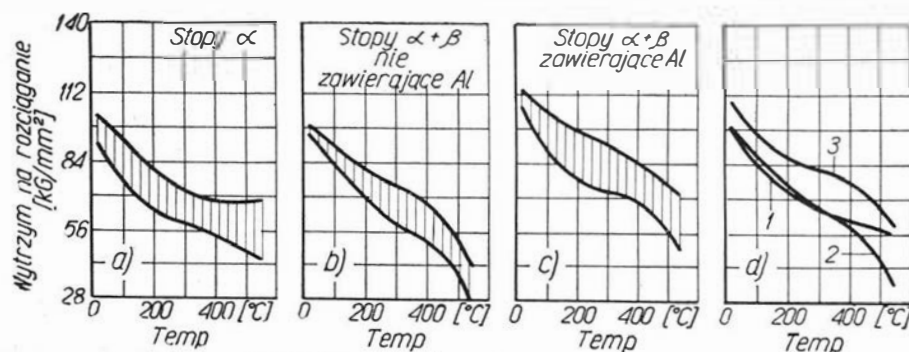
Ogólnie więc stopy $\alpha + \beta$ można podzielić na dwie podgrupy:

- a) stopy zawierające tylko pierwiastki stabilizujące fazę β ,
- b) stopy zawierające pierwiastki stabilizujące fazę β i aluminium.

Do pierwszej podgrupy należą dwuskładnikowe stopy tytan — mangan (np. amerykański Ti-8Mn) i wieloskładnikowe stopy tytanu z żelazem, chromem i molibdenem. W temperaturze pokojowej stopy te wykazują wytrzymałość na rozciąganie zbliżoną do wytrzymałości stopów α , w wyższych jednak temperaturach (powyżej 370°C) wytrzymałość ich szybko maleje. Natomiast wszystkie stopy tej podgrupy cechuje dobra wytrzymałość zmęczeniowa.

Stopy $\alpha + \beta$ należące do drugiej podgrupy zawierają zawsze najmniej dwa pierwiastki stopowe: aluminium i jeden lub więcej pierwiastków stabilizujących fazę β . Ze względu na obecność aluminium stopy te wykazują bardzo dobre własności mechaniczne (aluminium umacnia fazę α zarówno w temperaturze pokojowej, jak i w temperaturach podwyższonych), mniejszy ciężar właściwy niż stopy pierwszej podgrupy, lepszą obrabialność i niższą temperaturą przemiany martenzytycznej. Ta ostatnia cecha umożliwia uzyskanie drogą przechłodzenia jednorodnej fazy β w temperaturze pokojowej przy stosunkowo niewielkich zawartościach pierwiastków utrwalających fazę β .

Do tej podgrupy stopów przemysłowych należą trójskładnikowe stopy tytan — aluminium — mangan (radzieckie OT4, OT4-1, BT4, amerykański MST-4Al-4Mn itd.), trójskładnikowe stopy tytan — aluminium — wanad (radziecki BT6, amerykańskie MST-16V-2,5Al, MST-3Al-2,5V, Ti-6Al-4V itd.), trójskładnikowe stopy tytan — aluminium — molibden (radziecki BT16, amerykański Ti-7Al-4Mo) oraz cały szereg stopów wieloskładnikowych,



7. Wytrzymałość na rozciąganie w stanie wyżarzonym: a) stopów α , b) stopów $\alpha + \beta$ nie zawierających aluminium, c) stopów $\alpha + \beta$ zawierających aluminium, d) średnia wytrzymałość na rozciąganie: 1 — stopów α , 2 — stopów $\alpha + \beta$ nie zawierających aluminium, 3 — stopów $\alpha + \beta$ zawierających aluminium [10]

zawierających oprócz aluminium molibden, wanad, chrom i żelazo, a w niektórych przypadkach niewielkie ilości cyny i miedzi.

Jak już wspomniano, stopy $\alpha + \beta$ zawierające aluminium cechują wysokie wskaźniki własności mechanicznych. Na rys. 7 a, b i c pokazano zakresy wytrzymałości na rozciąganie w podwyższonych temperaturach dla poszczególnych typów stopów tytanu, a na rys. 7d — krzywe reprezentujące średnie wartości tej wytrzymałości. Wyraźnie widać,

że stopy $\alpha + \beta$ zawierające aluminium są stopami najbardziej wytrzymałymi i w temperaturze pokojowej i w temperaturach podwyższonych. Natomiast pozostałe stopy $\alpha + \beta$ i stopy α do temperatury około 370°C mają wytrzymałość zbliżoną, powyżej tej temperatury bardziej wytrzymałe są stopy α (wpływ aluminium).

Wytrzymałość zmęczeniowa i uderzość stopów $\alpha + \beta$ zawierających aluminium jest mniej więcej taka sama jak stopów bez aluminium,

wytrzymałość na pełzanie — nieco wyższa.

Wytrzymałość większości stopów $\alpha + \beta$ może być dodatkowo podwyższona przez odpowiednią obróbkę cieplną, składającą się z przechładzania i starzenia. Pierwszy proces polega na nagrzaniu do temperatury istnienia stabilnej fazy β lub nieco poniżej (tzn. do obszaru dwufazowego $\alpha + \beta$, ale w pobliżu jego górnej granicy), wygrzaniu w tej temperaturze i następnie szybkim ochłodzeniu. W wyniku otrzymuje

Tablica 3. Skład chemiczny ważniejszych radzieckich stopów tytanu [7]

Lp.	Oznaczenie stopu	Typ stopu	Nominalny skład chemiczny (reszta Ti) w %											
			składniki stopowe						zanieczyszczenia max.					
			Al	Mn	Mo	Cr	Sn	Inne	C	O	N	H	Fe	Si
1	BT5	stopy α	5	—	—	—	—	—	0,05	0,15	0,04	0,015	0,3	0,15
2	BT5-1		5	—	—	—	2,5	—	0,10	0,20	0,05	0,010	0,3	0,10
3	BT10 ¹⁾		5	—	—	—	2,5	3 Cu	—	—	—	—	—	—
4	OT4-1	stopy $\alpha + \beta$	2	1,5	—	—	—	—	0,10	0,15	0,05	0,015	0,4	0,15
5	OT4		3	1,5	—	—	—	—	0,10	0,15	0,05	0,015	0,4	0,15
6	BT4		4	1,5	—	—	—	—	0,05	0,15	0,05	0,015	0,3	0,15
7	OT4-2 ¹⁾		6	1,5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
8	BT12 ¹⁾		4	—	1	—	3	2 Zr	—	—	—	—	—	—
9	BT6		6	—	—	—	—	4 V	0,05	0,15	0,04	0,015	0,3	0,15
10	BT8		6,5	—	3,5	—	—	0,25 Si	0,10	0,20	0,05	0,010	0,4	—
11	BT3		5,5	—	—	2,5	—	—	0,10	0,20	0,05	0,015	0,3	0,4
12	BT3-1		5,5	—	2	2	—	1 Fe	0,10	0,20	0,05	0,015	—	0,4
13	BT14		4	—	3	—	—	1 V	—	—	—	—	—	—
14	BT16		2,5	—	7,5	—	—	—	—	—	—	—	—	—
15	BT15	stop β	3	—	8	11	—	—	—	—	—	—	—	—

¹⁾ stopy doświadczalne

Tablica 4. Oznaczenia i nominalny skład chemiczny amerykańskich stopów tytanu [12]

Lp.	Oznaczenie stopu wg					Typ stopu	Nominalny skład chemiczny (reszta Ti) w %						
	Titanium Metals Corporation	Reactive Metals	Republic Steel	Harvey Aluminium	Crucible Steel		Al	Mn	Mo	Cr	Sn	V	Inne
1	Ti-5Al-2,5Sn	MST-5Al-2,5Sn	RS-110C	HA-5137	A-110AT	stopy α	5	—	—	—	2,5	—	—
2	Ti-5Al-2,5Sn ELI	MST-5Al-2,5Sn ELI	RS-110C-L	HA-5137 ELI	A-95AT		5	—	—	—	2,5	—	niskotlenowy
3	Ti-5Al-5Sn-5Zr	—	—	—	—		5	—	—	—	5	—	5Zr
4	Ti-7Al-12Zr	MST-7Al-12Zr	—	—	—		7	—	—	—	—	—	12Zr
5	Ti-7Al-2Cb-1Ta	MST-721	—	—	—		7	—	—	—	—	—	2Nb, 1Ta
6	Ti-8Al-1Mo-1V	MST-811	RS-811	HA-8116	—		8	—	1	—	—	1	—
7	Ti-8Mn	MST-8Mn	RS-110A	—	C-110M		—	8	—	—	—	—	—
8	Ti-140A	—	—	—	—	stopy $\alpha + \beta$	—	—	2	2	—	—	2Fe
9	—	MST-16V-2,5Al	—	—	—		2,5	—	—	—	—	—	—
10	—	MST-3Al-2,5V	—	—	—		3	—	—	—	—	2,5	—
11	—	MST-4Al—4Mn	RS-130	HA-4145	C-110AM		4	4	—	—	—	—	—
12	Ti-4Al-3Mo-1V	MST-4Al-3Mo-1V	RS-115	—	—		4	—	3	—	—	1	—
13	Ti-5Al-4FeCr	—	RS-140	—	—		5	—	—	2,75	—	—	1,25Fe
14	Ti-155A	—	—	—	—		5	—	1,2	1,4	—	—	1,5Fe
15	Ti-6Al-4V	MST-6Al-4V	RS-120A	HA-6510	C-120AV		6	—	—	—	—	4	—
16	Ti-6Al-4V ELI	—	RS-120A-L	HA-6510 ELI	—		6	—	—	—	—	4	niskotlenowy
17	Ti-6Al-6V-2Sn	MST-6Al-6V-2Sn	—	HA-5158	C-125AVT		6	—	—	—	2	6	1 (Fe, Cu)
18	Ti-7Al-4Mo	MST-7Al-4Mo	RS-135	HA-7146	C-135AMo		7	—	4	—	—	—	—
19	—	MST-1Al-8V-5Fe	—	—	—	stopy β	1	—	—	—	—	8	5Fe
20	Ti-13V-11Cr-3Al	MST-13V-11Cr-3Al	RS-120B	—	B-120VCA		3	—	—	11	—	13	—

się bądź fazę β w stanie nierównowagi, bądź mieszaninę faz $\alpha + \beta$, w której faza β jest także w stanie nierównowagi. W żadnym przypadku nie wolno jednak dopuścić do przemiany martenzytycznej i wydzielania się fazy α' .

Proces starzenia polega na nagrzaniu do temperatury rzędu 450 do 600°C zależnie od składu chemicznego obrabianego stopu. Czas wygrzewania i sposób chłodzenia (powietrze, woda) również zależą od składników stopu. W czasie starzenia następuje częściowy rozkład nietrwałej fazy β na $\alpha + \beta$. Bez względu na pierwotną strukturę stopu podlegającego starzeniu (β czy $\alpha + \beta$) własności mechaniczne po starzeniu zależą od postaci wydzielen fazy α powstającej z rozkładu fazy β oraz od ilościowego stosunku faz α i β .

Przechłodzenie i starzenie zwykle powodują spadek wskaźników włas-

ności plastycznych, natomiast wytrzymałość wzrasta o około 35% w stosunku do wytrzymałości stopów w stanie wyżarzonym.

W niektórych przypadkach zamiast przechładzania i starzenia stosuje się proces starzenia izotermicznego, który również powoduje wzrost własności mechanicznych. Oprócz tego stopy $\alpha + \beta$ podlegają wyżarzaniu rekrytalizującemu i odprężającemu, podobnie jak stopy α .

Spawalność stopów $\alpha + \beta$ jest zależna przede wszystkim od procentowej zawartości pierwiastków stabilizujących fazę β . Przy zawartości do 3% stopy $\alpha + \beta$ są mniej czułe na szybkość chłodzenia po spawaniu i wykonane z nich złącza spawane mają zadawalające własności mechaniczne. Jeśli jednak zawartość pierwiastków stopowych (bez aluminium) przekracza 3%, złącza bezpośrednio po spawaniu są kruche i wy-

magają odpowiedniej obróbki cieplnej.

Stopy β . Trzecią grupę stopów tytanu stanowią jednofazowe stopy β , które można uzyskać przez odpowiednią zawartość pierwiastków stabilizujących fazę β , bądź przez przechładzanie z obszaru stabilnej fazy β w wyższych temperaturach, przy stężeniach składnika stopowego niższych od stanu równowagi.

W pierwszym przypadku warunkiem uzyskania stabilnej struktury β w temperaturze pokojowej jest składnik stopowy o takiej samej siatce regularnej przestrzennej centrycznej jak tytan β , tworzący z nim ciągły roztwór stały. Z pierwiastków stabilizujących fazę β warunek ten spełniają wanad, molibden, tantal i niob, tj. pierwiastki tworzące z tytanem układy typu izomorficznego. Jednak i tantal i niob zapewniają utrzymanie struktury β bez do-

Tablica 5. Niektóre własności mechaniczne radzieckich stopów tytanu [7]

Lp.	Oznaczenie stopu	Postać materiału	Stan materiału	Własności mechaniczne ¹⁾	Temperatura badania (°C)							
					—196	—70	20	200	300	350	400	500
1	BT5	pręty, odkuwki	wyżarzony	R_e	129	90	70	—	38	35	—	—
				R_m	133	94	80	—	48	—	—	—
				A_{10}	5	13	15	—	16	12	—	—
2	BT5-1	blachy, odkuwki	wyżarzony	R_e	125	85	65	—	46	—	—	—
				R_m	135	95	75	—	52	—	48	—
				A_{10}	6	8	15	—	16	—	—	—
3	OT4-1	blachy	wyżarzony	R_e	97	—	47	—	29	—	26	—
				R_m	115	—	65	—	38	—	31	—
				A_s	13	15	20	—	23	—	17	—
4	OT4	blachy	wyżarzony	R_e	103	73	60	—	43	—	39	—
				R_m	122	87	75	—	49	—	46	—
				A_s	—	24	38	—	36	—	32	—
5	BT4	blachy	wyżarzony	R_e	127	—	75	—	42	—	40	—
				R_m	138	115	90	—	59	—	54	—
				A	10	15	22	—	26	—	12	—
6	BT6	blachy	wyżarzony	R_e	150	—	90	—	—	—	50	42
				R_m	160	—	100	—	—	—	58	53
				A	3	—	8	—	—	—	9	16
7	BT8	pręty, odkuwki	wyżarzony	R_e	—	—	92	71	69	—	63	57
				R_m	163	125	107	86	83	—	77	73
				A_{10}	3	7	10	10	9	—	8	8
8	BT3	pręty, wyroby tłoczone	wyżarzony	R_e	—	—	85	62	53	—	50	41
				R_m	—	110	95	69	60	—	57	54
				A	—	6	10	10	11	—	12	13
9	BT3-1	pręty, odkuwki	wyżarzony	R_e	—	—	95	74	66	—	63	56
				R_m	—	—	100	91	84	—	76	70
				A_{10}	—	—	12	11	9	—	8	10
10	BT14	blachy o grubości 1,5—5,0 mm	przechłodzony i starzony	R_e	—	120—135	108—130	—	—	70—80	68—75	50—60
				R_m	—	130—150	115—140	—	—	85—100	80—95	70—76
				A	—	2—3,5	6—10	—	—	3,5—6	4—6	6—10
11	BT16	blachy o grubości 1,5—2,0 mm	przechłodzony i starzony	R_e	—	—	110—125	—	81—89	79—85	77—82	52—57
				R_m	—	135—150	125—145	—	91—98	90—95	89—94	78—80
				A	—	4—6	4—6	—	5—6	4—6	4—6	6—8

¹⁾ R_e i R_m w kg/mm^2 , A_s i A_{10} w %

mieszek fazy α dopiero przy stężeniach około 50%, toteż praktyczne znaczenie ma jedynie wanad i molibden, które pozwalają na otrzymanie trwałej struktury β w temperaturze pokojowej przy stężeniach odpowiednio 20 i 16%. Szczególnie odpowiednim do tego celu jest wanad, przede wszystkim ze względu na mały ciężar właściwy (6,0 G/cm³).

W drugim przypadku warunkiem uzyskania jednofazowej struktury β jest stężenie składnika stopowego przekraczające stężenie krytyczne, tzn. stężenie, poniżej którego ma miejsce przemiana martenzytyczna $\beta \rightarrow \alpha'$. Jeśli warunek ten jest spełniony, to drogą szybkiego ochłodzenia stopu z temperatury istnienia stabilnej fazy β można uzyskać jednorodną strukturę β w temperaturze pokojowej.

Taką strukturę można uzyskać nie tylko w stopach tytanu z wanadem, molibdenem, tantalum i niobem, ale również w stopach z manganem, chromem i żelazem, które chociaż teoretycznie tworzą z tytanem układy z przemianą eutektoidalną, praktycznie dzięki małej prędkości reakcji rozkładu eutektoidalnego stosują się do układów izomorficznych. Stopy β o strukturze otrzymanej dzięki przechłodzeniu nie są stabilne i w podwyższonej temperaturze ulegają dalszym przemianom fazowym (starzenie).

Obecnie znane są trzy stopy tytanu o strukturze β (niestabilnej): amerykańskie Ti-13V-11Cr-3Al i MST-1Al-8V-5Fe oraz radziecki BT15 (3% Al, 8% Mo, 11% Cr).

Stopy β cechuje bardzo wysoka

wytrzymałość, zwłaszcza po obróbce cieplnej. Na przykład, stop Ti-13V-11Cr-3Al w stanie wyżarzonym wykazuje wytrzymałość na rozciąganie $R_m = 95$ kG/mm², w stanie przechłodzonym i starzonym — $R_m = 130$ kG/mm², a po walcowaniu na zimno i starzeniu — $R_m = 180$ kG/mm², co czyni go metalem o najwyższej wytrzymałości właściwej ze wszystkich tworzyw konstrukcyjnych (ciężar właściwy stopu wynosi 4,85 G/cm³).

Stopy β są spawalne zarówno w stanie wyżarzonym, jak i starzonym. Również ich obróbka skrawaniem nie przedstawia większych trudności, pod warunkiem zmniejszenia prędkości skrawania o 35 do 50% w stosunku do szybkości stosowanych przy obróbce innych stopów tytanu.

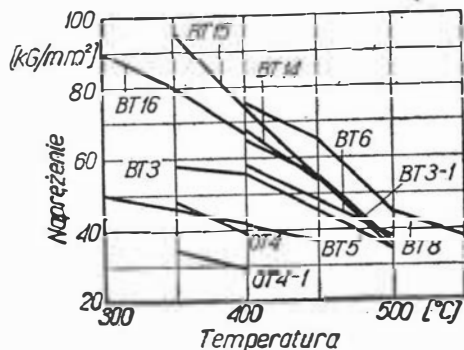
Skład chemiczny wszystkich trzech

Tablica 6. Niektóre własności mechaniczne amerykańskich stopów tytanu [12]

Lp.	Oznaczenie stopu	Postać materiału	Stan materiału	Własności mechaniczne						
				w temperaturze 20°C			w temperaturach podwyższonych			
				R_e kG/mm ²	R_m kG/mm ²	A %	temperatura badania °C	R_e kG/mm ²	R_m kG/mm ²	A %
1	Ti-5Al-2,5Sn	blachy	wyżarzony	82,3	88,0	18	315	45,7	57,7	19
		pręty	wyżarzony	77,3	81,0	20	540	39,4	52,7	18
2	Ti-5Al-2,5Sn ELI	blachy	wyżarzony	66,8	77,3	20	315	42,2	54,8	20
3	Ti-5Al-5Sn-5Zr	blachy	wyżarzony	84,4	88,0	18	540	47,1	59,1	21
4	Ti-7Al-12Zr	blachy	wyżarzanie 870—900°C w czasie 0,5—4 godz.	91,4	95,0	15	540	52,7	65,4	23
5	Ti-7Al-2Cb-1Ta	pręty	wyżarzanie 900°C w czasie 1 godz.	84,4	88,6	17	315	57,0	70,3	25
6	Ti-8Al-1Mo-1V	blachy	wyżarzanie 790°C w czasie 8 godz.	105,5	112,5	18	—	—	—	—
		pręty	wyżarzanie 1000°C — 1 godz. + 590°C — 8 godz.	91,4	99,1	18	540	49,9	61,9	20
7	Ti-8Mn	blachy	wyżarzony	88,0	96,3	15	425	41,5	56,3	15
8	Ti-140A	pręty	wyżarzony	88,0	96,3	18	425	38,7	52,7	30
9	MST-16V-2,5Al	blachy	przechłodzony	31,6	73,8	16	—	—	—	—
			starzony	116,0	126,6	6	425	88,0	98,4	10
10	MST-3Al-2,5V	blachy	wyżarzony	59,8	70,3	20	315	35,2	49,2	25
11	MST-4Al-4Mn	pręty	wyżarzony	94,9	104,1	15	425	59,8	70,3	21
			starzony	100,5	113,9	10	315	70,3	88,0	—
12	Ti-4Al-3Mo-1V	blachy	wyżarzony	84,4	98,4	15	—	—	—	—
			starzony	117,4	137,1	6	425	80,9	102,0	8
13	Ti-5Al-4FeCr	pręty	wyżarzony	102,0	109,0	15	315	71,7	85,8	20
			starzony	123,0	133,6	6	315	82,3	101,2	10
14	Ti-155A	pręty	wyżarzony	102,0	108,2	16	315	70,3	80,9	16
			starzony	129,4	137,1	9	315	88,0	105,5	14
15	Ti-6Al-4V	blachy, pręty	wyżarzony	90,0	97,0	12	425	63,3	70,3	18
		blachy	starzony	109,0	119,5	8	425	70,3	91,4	8
16	Ti-6Al-4V ELI	blachy	wyżarzony	89,3	95,0	15	315	66,8	73,8	12
17	Ti-6Al-6V-2Sn	pręty	wyżarzony	105,5	116,0	15	315	82,3	92,8	20
			starzony	126,6	133,6	10	315	92,8	105,5	15
18	Ti-7Al-4Mo	pręty	wyżarzony	105,5	112,5	16	315	76,0	89,3	18
			starzony	123,0	130,1	10	315	86,5	105,5	12
19	MST-1Al-8V-5Fe	pręty	wyżarzony	119,5	124,5	8	315	80,9	90,0	19
			starzony	151,2	155,4	10	315	86,5	98,4	12
20	Ti-13V-11Cr-3Al	blachy	wyżarzony	91,4	94,9	16	425	70,3	80,9	18
			starzony	123,0	130,1	8	425	84,4	112,5	12
			walcowany na zimno i starzony	172,3	182,8	4	—	—	—	—

grup przemysłowych stopów tytanu produkowanych w ZSRR zamieszczono w tablicy 3, a stopów amerykańskich — w tablicy 4. Następnie dwie tablice zawierają własności mechaniczne tych stopów w różnych temperaturach. Niezależnie od tego na rys. 8 i 9 podano wytrzymałość czasową niektórych stopów radzieckich i amerykańskich.

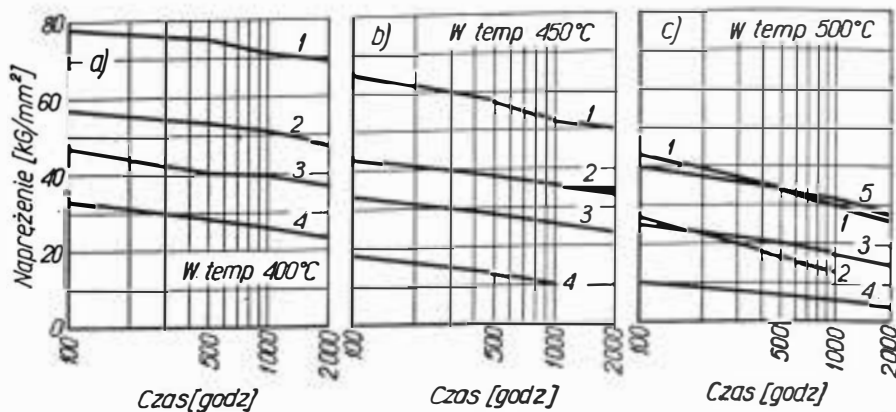
Badania nad stopami tytanu idą w zasadzie w dwóch kierunkach: jeden to opracowywanie nowych stopów o coraz lepszych własnościach mechanicznych i technologicznych, drugi — to rozwój stopów już istniejących.



8. Wytrzymałość 100-godzinna radzieckich stopów tytanu: OT4 i OT4-1 — blachy w stanie wyżarzonym, BT5, BT6, BT8, BT3 i BT3-1 — pręty i odkuwki w stanie wyżarzonym, BT14, BT15 i BT16 — blachy w stanie przechłodzonym i starzonym [7]

Opracowywane są jednocześnie metody spawania i badane możliwości dalszego rozszerzania zastosowania (m.in. na kadłuby głębinowych łodzi podwodnych, w ponaddźwiękowym lotnictwie transportowym itd.).

Mgr inż. PIOTR KRĘGLICKI
WSK Świdnik



9. Wytrzymałość czasowa amerykańskich stopów tytanu:

a) w temperaturze 400 °C, b) w temperaturze 450 °C, c) w temperaturze 500 °C: 1 — Ti-7Al-4Mo, 2 — Ti-6Al-4V, 3 — Ti-5Al-2,5Sn, 4 — Ti-2Fe-2Cr-2Mo, 5 — Ti-7Al-2Cb-1Ta. Wszystkie stopy w stanie kuty i wyżarzonym [13]

Literatura

1. Abkowitz S., Dillon E.: „Two Promising New Titanium Alloys”. Metal Progress nr 3, vol. 72, 1957.
2. Bungardt K., Rüdinger K., Weigand H.: „Einfluss von Vanadium, Molybdän und Chrom auf die Eigenschaften von $\alpha + \beta$ -Titanlegierungen mit Aluminium bei erhöhter Temperatur”. Z. Metallkunde nr 8, vol. 51, 1960.
3. „Chimija, metalłowiedienije i obrabotka titana”. Itogi nauki. Akademia Nauk SSSR. Moskwa 1959.
4. Erbin E. F.: „Beta Titanium”. Mach. Design nr 13, vol. 32, 1960.
5. Galickij B. A. i inni: „Titan i jego spawy w chemicznym maszynostrojeniu”. Maszgiz. Moskwa 1963.
6. Kaczyński J.: „Tytan”. WNT. Warszawa 1961.
7. Konstrukcyjnyje materialy. Encykłopedija Sowietiennoj Tiekhniki. Tom 1, 2 i 3. Sowietkaja Encykłopedija. Moskwa 1965.
8. Laszko N. F., Laszko S. W.: „Niektóre problemy swariwajemosti metalłow”. Maszgiz. Moskwa 1963.
9. Margolin H.: „Zeitschrift für Metallkunde” nr 12, band 46, 1955.

10. „Metals Handbook”. Vol. 1. Properties and Selection of Metals. American Society for Metals. Ohio 1961.
11. „Nowyje issledowanija titanowych spławow”. Akademia Nauk SSSR, Institut Metalłurgii im. A. A. Bajkowa. Moskwa 1965.
12. „Properties, Specifications and Applications for Wrought Titanium Alloys”. Data Sheet. Metal Progress nr 3, vol. 85, 1964.
13. Rüdinger K., Weigand H.: „Beitrag zum Verhalten technischer Titan — Legierungen bei erhöhter Temperatur”. Metall nr 9, vol. 15, 1961.
14. Schlain D., Kenanan C.: „Corrosion Resistance of Titanium Alloys Compared with Commercially Pure Titanium”. Corrosion nr 9, vol. 14, 1958.
15. Schwartzberg F. R., Keys R. D.: „Mechanical Properties of an Alpha Titanium Alloy at Cryogenic Temperatures”. Proc. ASTM, vol. 62, 1962.
16. Titan i jego spawy. Metalłurgija i metalłowiedienije. Akademia Nauk SSSR. Institut Metalłurgii im. A. A. Bajkowa. Moskwa 1958.
17. Weigand H., Dorst H. G.: „Eigenschaften von Alpha — Titanlegierungen mit Aluminium”, Zinn und Zirkon. Metall nr 3, vol. 19, 1965.

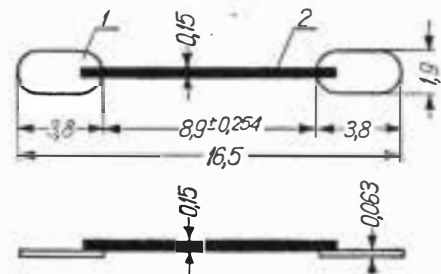
Tensometry półprzewodnikowe, ich charakterystyka i zastosowanie

Stosowane szeroko tensometry wykonywane z drutu oporowego bądź też z folii mają wiele cennych zalet i na długo zapewniły sobie miejsce w technice pomiarów naprężeń. Jednakże ze względu na mały współczynnik czułości odkształceniowej (stała k) 1,6÷3,6, aparatura pomiarowa przystosowana do nich jest zazwyczaj złożona i pomimo tego w przypadku pomiaru małych naprężeń mało dokładna. Fakt ten skłonił do badań nad zastosowaniem jako czujników pomiarowych elementów półprzewodnikowych, których współczynnik czułości odkształceniowej

jest znacznie większy. Jako rezultat tych badań rozpoczęto w USA seryjną produkcję takich elementów, które zastosowano z powodzeniem do pomiaru naprężeń lub jako przetworniki pomiarowe.

Opis strainistora

Półprzewodnikowym elementem pomiarowym w rozwiązaniu amerykańskim jest strainistor, który przedstawia sobą kwadratowy prętek z monokryształu krzemu z wtopionymi na jego końcach metalicznymi listkami (zazwyczaj ze stopu ołowiu i złota). Listki te tworzą kontakt elek-



1. Szkic strainistora z wymiarami:

- 1 — listek mocujący
- 2 — krzem

tryczny z prętkiem i służą do mocowania strainistora na badanej powierzchni (rys. 1). Mocowanie czuj-

nika na powierzchni badanej odbywa się za pomocą kleju, w podobny sposób jak zwykłych tensometrów drutowych bądź foliowych. W przypadku pomiarów w temperaturze pokojowej i gdy występują tylko odkształcenia od rozciągania można zwiększyć zakres pomiarowy tych odkształceń poprzez wstępne ściśnięcie czujnika. Ściśnięcie to można zrealizować przyklejając strainistor w podwyższonej temperaturze za pomocą termoutwardzalnego kleju. Ponieważ krzem ma mniejszy współczynnik rozszerzalności cieplnej niż materiał badany, po ochłodzeniu strainistor zostanie wstępnie ściśnięty.

Oporność strainistorów

Tensometry półprzewodnikowe przy jednakowych wymiarach mogą mieć oporność od kilku do setek tysięcy omów. Uzależnione jest to ilością dodanych domieszek w procesie wzrostu kryształów krzemu. Ponieważ własności krzemu określone są stopniem zawartości domieszek wykonano próbki z materiałów o bardzo szerokim zakresie oporności właściwej i poddano wnikliwym badaniom. W rezultacie tych badań wybrano takie wartości oporności właściwej, które okazały się kompromisowe w stosunku do wszystkich właściwości krzemu. Przebadano elementy o oporności 50, 120 i 300 Ω i stwierdzono, że można wykonywać je na skalę przemysłową w partiach po kilka tysięcy sztuk, przy czym rozrzut oporności w partii może być zachowany w granicach $\pm 5\%$. Jednakże w obrębie partii można dobrać elementy różniące się między sobą opornością nie więcej niż $0,5\%$.

Współczynnik czułości odkształceniowej (stała k)

Współczynnik czułości odkształceniowej (stała k) strainistora określa się tak samo jak dla tensometrów drutowych lub foliowych, jako stosunek względnego przyrostu oporności do względnego odkształcenia:

$$k = \frac{\frac{\Delta R}{R}}{\frac{\Delta L}{L}}$$

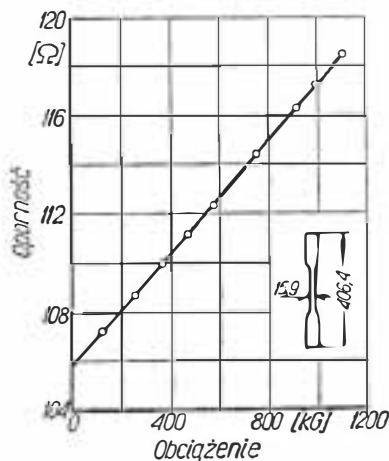
gdzie:

$\frac{\Delta R}{R}$ — względny przyrost oporności,

$\frac{\Delta L}{L}$ — względne odkształcenie.

Współczynnik k dla krzemu jest funkcją oporności właściwej i osiąga maksymalną wartość ok. 175 dla materiału o dużej oporności. Oporności właściwe materiałów stosowanych jako czujniki tensometryczne o opornościach 50, 120 i 130 Ω zabezpieczają nominalną wartość stałej k odpowiednio 119, 123 i 132. Rozrzut współczynnika k w obrębie jednej partii mieścił się w zakresie $\pm 5\%$. Teoretyczna analiza wykazuje, że poprzeczna czułość odkształceniowa strainistora powinna być niewielka. Bezpośrednie pomiary wykazały 1% wartość osiowej czułości odkształceniowej.

Przeprowadzone badania na szeregu elementów wykazały, że wszystkie strainistory wytrzymały jednostkowe wydłużenie od rozciągania $\varepsilon = 2000 \times 10^{-6}$. Niektóre z nich wytrzymywały 3000×10^{-6} i więcej. W przypadku rozciągania zakres ten może być zwiększony poprzez wstępne ściśnięcie. Zmiana oporności strainistora w funkcji odkształcenia jest liniowa z błędem 1% przy względnym odkształceniu 500×10^{-6} , a $2,5\%$ przy 2000×10^{-6} . Zależność oporności od obciążenia dla strainistorów naklejonych na stalową beleczkę ilustruje rys. 2.



2. Zależność oporności od obciążenia. Próbki ze stali do badań na rozciąganie $W = 15,9$ mm; przekrój — $2,67$ mm²

Zjawiska fotoelektryczne

W celu obserwacji zjawisk fotoelektrycznych poddano badaniom strainistor o oporności 120 Ω naświetlając go luminescentnym źródłem światła z uwzględnieniem dokładnej izolacji cieplnej dla zmniejszenia wpływu temperatury.

Zaobserwowano dwa efekty:

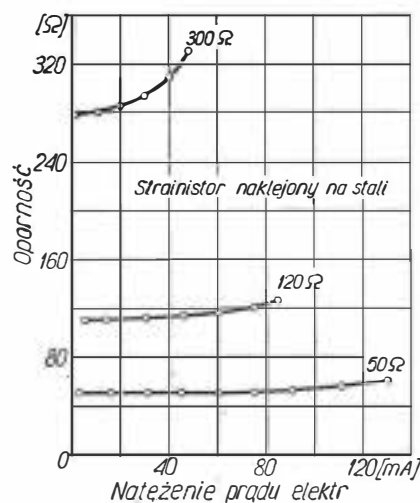
a) zmianę oporności półprzewodnika, która przy oświetleniu 4000 lx wynosiła 0,008 Ω , co odpowiada względnemu odkształceniu $\varepsilon = 0,6 \times 10^{-6}$,

b) siłę elektromotoryczną na każdym przejściu, która ma różne znaki na przeciwnych końcach czujnika pomiarowego.

Przy równomiernym oświetleniu siły elektromotoryczne kompensują się wzajemnie. Zjawiska te wnoszą bardzo małe błędy w układ pomiarowy, a stosowanie nieprzezroczystych klejów znacznie zmniejsza ich wartość.

Natężenie prądu elektrycznego przepływającego przez strainistory

Wartości prądu, które mogą być stosowane, ograniczone są zjawiskami cieplnymi w krzemie powstałymi wskutek przepływu prądu elektrycznego. Rysunek 3 przedstawia zmiany oporności elementu pomiarowego w funkcji natężenia prądu.



3. Zależność oporności od natężenia prądu elektrycznego

Wartości natężenia prądu dla strainistorów o oporności 50, 120 i 300 Ω wynoszą odpowiednio 60, 30 i 12 mA.

Charakterystyki temperaturowe

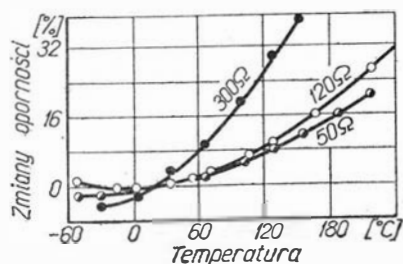
Strainistory mogą być stosowane w stosunkowo szerokim zakresie temperatury, jednakże zachodząca przy tym zmiana ich własności powinna być brana szczególnie pod uwagę.

W rezultacie zmian temperatury strainistora otrzymujemy:

- 1) zmianę oporności krzemu,
- 2) zmianę długości krzemu,
- 3) zmianę długości badanej próbki,
- 4) zmianę współczynnika czułości odkształceniowej (stała k).

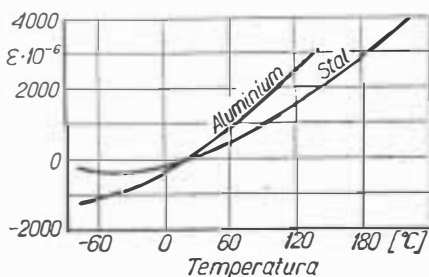
Wszystkie te zjawiska mają miejsce także w przypadku zwykłych tensometrów drutowych i foliowych z tym, że dla krzemu udział niektórych zaznacza się wyraźniej. Do badań charakterystyk temperaturowych wybrano strainistory o takiej

oporności właściwej, by wszystkie te zmiany były możliwie najmniejsze. Rys. 4 przedstawia zmiany oporności w funkcji temperatury typowych strainistorów o nominalnych wartościach oporności 50, 120 i 300 Ω .



4. Wykresy zmian oporności strainistorów z temperaturą

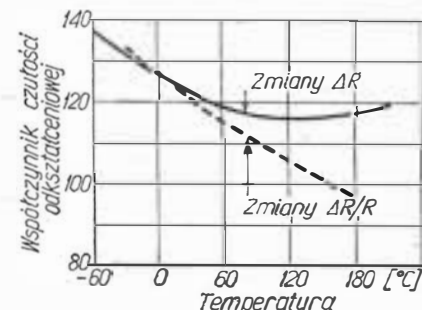
Czujniki tensometryczne naklejane doznają dodatkowych deformacji wynikających z różnic cieplnych współczynników rozszerzalności badanego materiału i elementu pomiarowego, nazywanych pozornymi odkształceniami. Rys. 5 przedstawia te pozorne odkształcenia w funkcji temperatury dla strainistora o



5. Zależność pozornych odkształceń od temperatury

oporności 120 Ω naklejonego na stali i aluminium. W temperaturze pokojowej odkształcenia te na stali wynoszą $10,8 \times 10^{-6}$ na 1 $^{\circ}\text{C}$, a na aluminium $21,6 \times 10^{-6}$ na 1 $^{\circ}\text{C}$. Wartości te są tego samego rzędu co i dla zwykłych nieskompensowanych tensometrów drutowych bądź foliowych.

Rys. 6 przedstawia zależność współczynnika czułości odkształceniowej k od temperatury dla typowego strainistora o oporności 120 Ω . W określenie współczynnika k wcho-



6. Zmiana współczynnika czułości odkształceniowej k w funkcji temperatury

dzi ΔR i R , gdzie R — oporność elementu nieodkształconego w danej temperaturze. Zmianę współczynnika k powoduje zmiana ΔR i R , jednakże przy odpowiednim układzie pomiarowym sygnał uzyskiwany może być proporcjonalny tylko do ΔR , a nie do $\Delta R/R$. Dla takich układów zmiana współczynnika k określona jest tylko zmianą $\Delta R/\epsilon$. Rys. 6 przedstawia właśnie taką zmianę dla typowego strainistora 120 Ω i zmiany te w zakresie temperatur od 10 do 240 $^{\circ}\text{C}$ są nie większe od $\pm 4\%$.

Kompensacja wpływu temperatury

Temperatura wywiera istotny wpływ na dokładność pomiarów tensometrycznych w ogóle, a w przypadku strainistorów zmiany wywołane tym wpływem mogą być znaczne, stąd też właściwa technika kompensacyjna może wydatnie przyczynić się do ich częściowego wyeliminowania z zachowaniem wszystkich zalet charakterystycznych dla elementów półprzewodnikowych. Pozorne odkształcenie wywołane zmianami temperatury może być kompensowane w prosty sposób, często stosowany przy użyciu tensometrów drutowych i foliowych, mianowicie stosowanie tensometrów kompensacyjnych odpowiednio włączonych w układ mostka pomiarowego. Możliwe są i inne sposoby, jak np. wykorzystywanie niewielkiego termistora umieszczonego w pobliżu elementu pomiarowego, którego oporność zmienia się tak z temperaturą, że może ona kompensować zmianę oporności elementu pomiarowego wynikającą z tychże zmian temperatury.

Korekcja zmian zera i współczynnika czułości odkształceniowej z temperaturą może być przeprowadzona za pomocą specjalnych krzywych wzorcowych, w które zaopatrzone jest każdy strainistor. W tym celu należy umieścić w pobliżu czujnika pomiarowego małą termoparę i rejestrować równocześnie z odkształceniami temperaturę. Należy zaznaczyć, że krzywe wzorcowe mają dobrą powtarzalność w obrębie jednej partii elementów pomiarowych i można tu stosować ogólne układy kompensacyjne, gdy nie jest potrzebna większa dokładność. Przy pomiarach bardzo dokładnych można stosować indywidualną kompensację, zdejmując charakterystyki temperaturowe poszczególnych nie naklejanych strainistorów. Takich charakterystyk nie można wykonać dla zwykłych nie naklejanych tensometrów drutowych i foliowych.

Układy pomiarowe

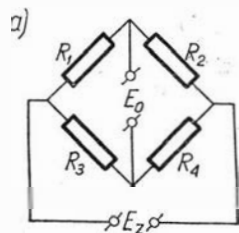
Duży współczynnik czułości odkształceniowej strainistora powoduje, że na wyjściu nawet najprostszego układu pomiarowego otrzymujemy stosunkowo silny sygnał napięciowy przy nieznacznych odkształceniach, dla przykładu odkształcenie 1×10^{-6} elementu pomiarowego zasilanego prądem 30 mA wywołuje sygnał równy 0,45 mV, a odkształcenie 2000×10^{-6} wytwarza w układzie otwartym napięcie 0,81 mV. Takie wartości mogą być odczytywane bezpośrednio na czułym woltomierzu bez wstępnego wzmocnienia. Pomiar odkształceń dynamicznych można przeprowadzić za pomocą układu potencjometrycznego, który pozwala na ogólne uziemienie tensometru i przyrządu pomiarowego. Wyjście łączy się zazwyczaj z filtrem pojemnościowym, eliminującym składową stałą sygnału. Odkształcenia pozorne i pełzanie zera w zależności od temperatury mają małą częstotliwość i zostają automatycznie odfiltrowane. Włączenie w szereg dużej oporności na wyjściu zwiększa sprawność układu oraz wydatnie zmniejsza zmiany współczynnika k z temperaturą, co pozwala, jak omówiono wyżej, zachować zmianę stałej k w zakresie temperatur 10—240 $^{\circ}\text{C}$ w granicach $\pm 4\%$. Odkształcenia statyczne mierzone są za pomocą układów mostkowych. Pomiaru nie wymagające dużych dokładności i w czasie trwania których temperatura zmienia się nieznacznie można realizować za pomocą zwykłego układu mostkowego Wheatsone'a. Należy uwzględnić tutaj pewne różnice, a mianowicie zazwyczaj przyjmuje się liniowość wyjścia mostka w funkcji odkształcenia. Jest to słuszne tylko w przypadku małych zmian oporności, a ma to miejsce tylko w mostku z tensometrami drutowymi i foliowymi. Natomiast w mostku składającym się ze strainistorów mogą zachodzić zmiany oporności nawet do 20%. Liniowość wyjścia nie będzie tutaj zachowana.

Napięcie wyjściowe wstępnie zrównoważonego mostka Wheatsone'a przedstawionego na rys. 7a z jednym tensometrem czynnym R_1 wyraża się następująco:

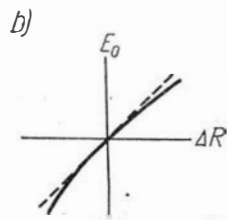
$$E_o = E_z \frac{R_4}{(R_1 + R_2)(R_3 + R_4)} \frac{\Delta R}{1 + \frac{\Delta R}{R_1 + R_2}}$$

Przy pełnej symetrii mostka, tj. przy jednakowej oporności wszyst-

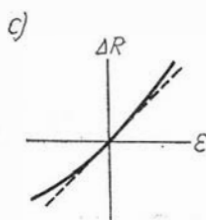
kich ramion nieliniowość wyjścia może osiągnąć 10% dla strainistora czynnego R_1 , zmieniającego swoją oporność o 20%. Zwiększenie R_1 i R_3



7a. Mostek Wheatstone'a



7b. Nieliniowość mostka Wheatstone'a



7c. Nieliniowość strainistora

powoduje zmniejszenie nieliniowości (rys. 7b). Zachodząca jednocześnie nieliniowość zmian oporności strainistora z odkształceniami wyraża się ogólnym wzorem, jako:

$$\Delta R = Rk\varepsilon(1 + K)$$

gdzie:

K — stała zależna od stopnia zawartości domieszek.

K — stała zależna od stopnia zawartości domieszek.

Zależność tę jako ΔR w funkcji odkształcenia ε ilustruje rys. 7c. Dokładnym wyborem stosunku R_2 i R_4 do R_1 i R_3 można sprowadzić tę

nieliniowość mostka do kompensacji nieliniowości strainistora, tym samym znacznie poprawić charakter wyjścia układu pomiarowego.

Wnioski

1. Niewielkie elementy półprzewodnikowe charakteryzują się własnościami umożliwiającymi zastosowanie ich jako tensometry i przetworniki.

2. Głównymi zaletami tych elementów są małe wymiary, duży współczynnik czułości odkształceniowej i silny sygnał, dobra liniowość wyjścia, bezinercyjność, doskonała konstrukcyjna wytrzymałość i niskonapięciowe zasilanie.

3. Do wad tych elementów należy zaliczyć zależność współczynnika k i oporności od temperatury. Wpływ

tych zależności może być znacznie osłabiony drogą stosowania odpowiednich materiałów o optymalnej oporności właściwej i formie geometrycznej oraz właściwego układu elektrycznego.

Literatura

1. Vogt C. O.: „The strainistor — a semiconductor strain sensor”, Sixth National Flight Test Instrumentation Symposium, San Diego California, May 2—5 1960.
2. Vogt C. O.: „Semiconductor strain sensors”, Thesis for Master of Science Degree, Oklahoma State University, Stillwater, Oklahoma, Aug. 1960.
3. Smith, Charles S.: „Piezoresistance effect in germanium and silicon”, Phys. Rev., 94, 42—49, 1954.
4. Mason W. P. and Thurston R. N.: „Piezoresistive materials in measuring displacement, force and torque”, J. Acoust. Soc. A. 29, 1096, 1957.
5. Geyling F. T. „and Forst I. I., „Semiconductor strain transducers”, Bell System Tech. I, 39, 705, 1960.
6. Morin F. J., Geballe T. H. and Herring C.: „Temperature dependence of piezoresistance of high purity silicon, germanium”, Phys. Rev., 105, 525, 1957.
7. Murray W. M. and Stein P. K.: „Strain gage techniques”, Society for Experimental Stress Analysis, Cambridge, Massachusetts, 1959.
8. Roliński Z.: „Zarys elektrycznej tensometrii oporowej”. WNT, Warszawa 1963.

Mgr inż. WIESŁAW STAFIEJ

SZD Bielsko Biała

533.691.13:629.135.15

Kryteria doboru profilu dla szybowca wysokowyczynowego

Przystępując do opracowywania projektu wstępnego szybowca wysokowyczynowego konstruktor musi zdecydować się na wybór profilu aerodynamicznego skrzydła. Decyzja ta jest zawsze oparta na analizie spodziewanych własności, która w tym przypadku musi obejmować szereg zależności i wpływów wiążących osiągi z charakterystyką aerodynamiczną zastosowanego profilu czy też kombinacji profilu.

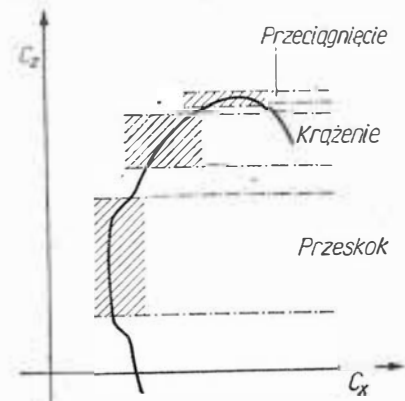
Przelot dokonywany na szybowcu składa się z dwóch zasadniczych elementów: krążenia w kominie termicznym oraz przeskoku międzykominowego. Krążenie w kominie odbywa się na prędkościach małych i im prędkość krążenia jest mniejsza tym lepiej wznoszenie może być wykorzystane. Prędkość krążenia z

kolei zależy od prędkości minimalnej szybowca. Cały zatem zakres prędkości i odpowiadający mu zakres współczynników siły nośnej podzielić można na trzy charakterystyczne obszary:

- 1) obszar przeciągnięcia
- 2) „ krążenia
- 3) „ przeskoku międzykominowego.

Obszary te przedstawiono na krzywej Lilienthala (rys. 1). Biegunowa Lilienthala uwzględniając tylko opór profilowy i określona na podstawie dmuchań tunelowych, pozwala na uzyskanie wstępnej odpowiedzi na pytanie, czy rozpatrywany profil może być w ogóle brany pod uwagę przy dokonywaniu dalszej analizy osiągow. Tak dokonana selekcja wstępna pozwala na wytypowanie

pewnej grupy profili, dla której przeprowadza się już szczegółowe



1. Obszary na biegunowej Lilienthala dla szybowca

obliczenia własności szybowca w wymienionych wyżej trzech obszarach współczynnika siły nośnej.

Przeciągnięcie

Prędkość przeciągnięcia szybowca jest funkcją obciążenia powierzchni nośnej, a więc parametru niezależnego od profilu aerodynamicznego, oraz funkcją współczynnika siły nośnej odpowiadającego krytycznemu kątowi natarcia, tj. wielkości ściśle związanej z profilem. Dla wysokości $H = 0$ m wg atmosfery standardowej prędkość przeciągnięcia wynosi:

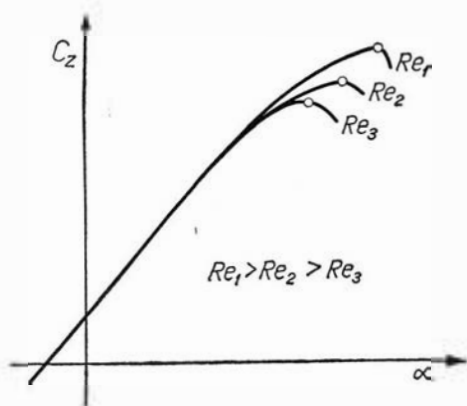
$$V_p = 4 \sqrt{\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{c_{z \max}}} \quad (1)$$

Jest ona wielkością charakterystyczną dla każdego szybowca, poważnie rzutującą na osiągi i własności taktyczno-przelotowe. Aby mogła uzyskać wielkość jak najmniejszą, przy stałym obciążeniu powierzchni nośnej, konieczne jest zapewnienie jak najwyższej wartości współczynnika $c_{z \max}$. Wykluczając możliwość zastosowania urządzeń hipernośnych pozostaje konstruktorowi do wyboru rodzaj profilu, oraz obrysu skrzydła. Oba te czynniki wpływają na wielkość sumarycznego współczynnika siły nośnej dla całego skrzydła. Inaczej bowiem wygląda rozkład wyporu wzdłuż rozpiętości dla skrzydła o wydłużeniu nieskończonym, inaczej natomiast dla obrysu rzeczywistego.

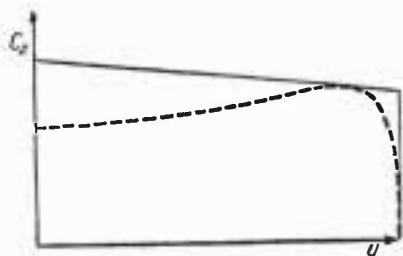
Zakładając dla przykładu płat trapezowy, wyposażony w wystarczająco duże, a więc w pełni skuteczne płyty brzegowe, można potraktować go jako model mający współczynniki aerodynamiczne takie jak skrzydło o wydłużeniu nieskończonym. Przy stałej prędkości opływu liczba Reynoldsa zmienia się wzdłuż rozpiętości płata proporcjonalnie do cięciwy gdyż:

$$Re = \frac{V \cdot l}{\nu} \quad (2)$$

Rzut oka na zależność współczynnika siły nośnej od kąta natarcia (rys. 2) pozwala przekonać się, że dla danego profilu wielkość współczynnika $c_{z \max}$ wzrasta wraz ze wzrostem liczby Reynoldsa. Jeżeli na skrzydle zastosowano ten sam profil na całej rozpiętości, wartości maksymalnych współczynników siły nośnej dla poszczególnych przekrojów skrzydła maleć będą wraz z cięciwą (rys. 3 — linia ciągła). Po zdjęciu płyt brzegowych płat uzyskuje skończone wydłużenie. Rozkład wyporu ulega zmianie. Rzędne jego, wyznaczone według



2. Zależność $c_{z \max}$ od Re



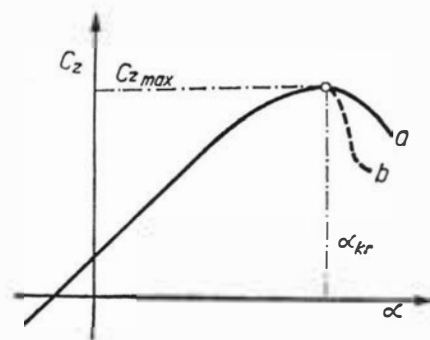
3. Rozkład wyporu teoretyczny i rzeczywisty

znanych metod (np. Schrenka) maleją w stosunku do rzędnych rozkładu dla wydłużenia nieskończonego, dając w rezultacie niższy sumaryczny maksymalny współczynnik siły nośnej dla skrzydła rzeczywistego. W dalszym ciągu rozważań rozkład wyporu dla skrzydła o wydłużeniu nieskończonym nazwano „teoretycznym”, dla skrzydła rzeczywistego natomiast rozkładem „rzeczywistym” (rys. 3 — linia przerywana).

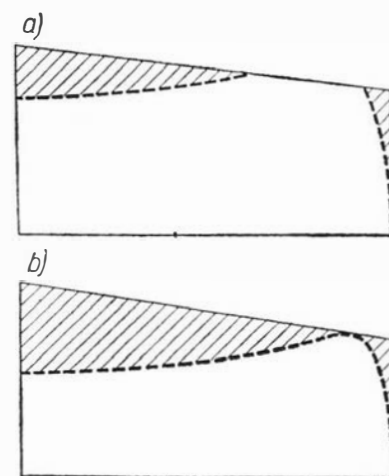
Porównując ze sobą oba wykresy łatwo zauważyć, że w miarę wzrostu kąta natarcia rozkład rzeczywisty rośnie, osiągając w pewnym momencie punkt styczności z rozkładem teoretycznym. Dalszy wzrost kąta natarcia prowadzi do przekroczenia krytycznego kąta natarcia na coraz to większej części rozpiętości. Zachodzi więc pytanie, w którym momencie szybowiec ulegnie przeciągnięciu, a więc kiedy wartość siły nośnej spada tak, iż następuje przepadnięcie szybowca. Tutaj ma wpływ charakterystyka aerodynamiczna zastosowanego profilu. O ile krzywa $c_z = f(\alpha)$ ma przebieg ostry w okolicy kąta krytycznego (rys. 4b), to oczywiście przepadnięcie nastąpi prawie natychmiast po zetknięciu się linii wykresu rzeczywistego z teoretycznym (rys. 5b). Jeżeli natomiast charakterystyka przebiega łagodnie (rys. 4a) to przepadnięcie nastąpi dopiero wówczas, gdy krytyczny kąt natarcia przekroczony zostanie na

pewnej partii rozpiętości (rys. 5a). Obszar strat (na rys. 5 zacieniony) przy łagodnym przebiegu krzywej $c_z = f(\alpha)$ jest mniejszy niż w przypadku charakterystyki ostrej, a więc „wypełnienie” rozkładu teoretycznego rozkładem rzeczywistym jest wyższe. Musi więc być także wyższą wartością współczynnika $c_{z \max}$ dla całego skrzydła.

Przepisy budowy szybowców wymagają, aby przeciągnięcie było prawidłowe, przy czym szczególnie ostre wymagania stawiają przepisy brytyjskie. Gdy szybowiec po przekroczeniu krytycznego kąta natarcia reaguje szybkim wejściem w korkociąg, zostaje zdyskwalifikowany. Łatwo wyciągnąć stąd wniosek, iż optymalnym profilem z punktu widzenia przeciągnięcia będzie taki, który pozwoli na uzyskanie maksymalnego wypełnienia rozkładu teoretycznego przez rzeczywisty. Cel ten osiągnąć można przez: 1) odpowiedni dobór obrysu skrzydła przy jednakowym profilu wzdłuż całej rozpiętości, 2) stosowanie kombinacji różnych profili zmiennych wzdłuż rozpiętości skokami, lub w sposób ciągły przy założonym obrysie.

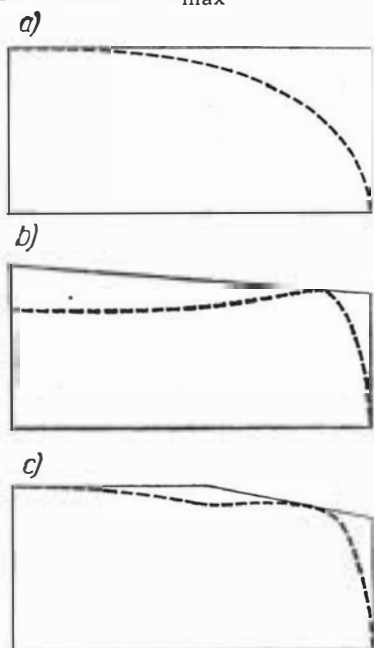


4. Charakter krzywej $c_z = f(\alpha)$ w okolicy α_{kryt}



5. Wypełnienie rozkładu teoretycznego przez rzeczywisty dla: a) łagodnego przebiegu krzywej $c_z = f(\alpha)$ w okolicy α_{kryt} , oraz b) ostrej charakterystyki krzywej

Stosując sposób pierwszy, przez zmianę obrysu dokonuje się zmiany rozkładów teoretycznego i rzeczywistego. Wypełnienie dla trzech typowych obrysów: prostokątnego, trapezowego i prostokątno-trapezowego przedstawiono na rysunku 6. W przypadku skrzydła prostokątnego (rys. 6 a), oderwanie rozpoczyna się w partii przykadłubowej skrzydła. Jest to zjawisko korzystne pilotażowo, albowiem obszar skrzydła objęty lotką pozostaje w strefie opływu niezaburzonego, co zapewnia pełną efektywność lotki aż do momentu przepadnięcia. Obrys prostokątny daje jednak najmniejsze wypełnienie, a więc i najniższą wartość współczynnika $c_{z_{max}}$ dla skrzydła.



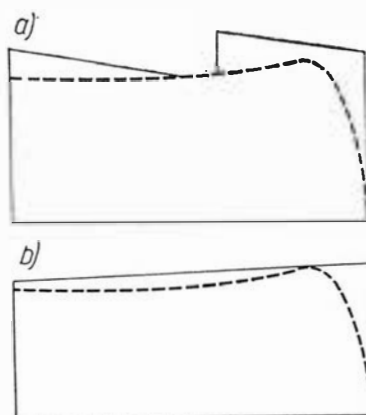
6. Rozkłady wyporu dla obrysów:
a) prostokątnego, b) trapezowego, c) prostokątno-trapezowego

Dużo lepsze wypełnienie daje obrys trapezowy (rys. 6b). Jednakże początek oderwania się strug ulega przesunięciu w kierunku partii lotkowej skrzydła, co powoduje utratę sterowności poprzecznej w stanie przeciągnięcia.

Najkorzystniejsze wypełnienie wykresu uzyskuje się dla skrzydła prostokątno-trapezowego (rys. 6c). Niestety, początek oderwania się strug ma miejsce również w obszarze lotki. We wszystkich trzech przypadkach zarówno rozkład teoretyczny jak i rzeczywisty uzależnione były od obrysu.

Aby w pełni wykorzystać zalety płynące z kształtu obrysu, konstruktor zaatakować musi obrys teoretyczny modyfikując go nie tylko obrysem, ale też i zmianą charakterystyki aerodynamicznej, przez zastosowanie profilu zmiennego wzdłuż

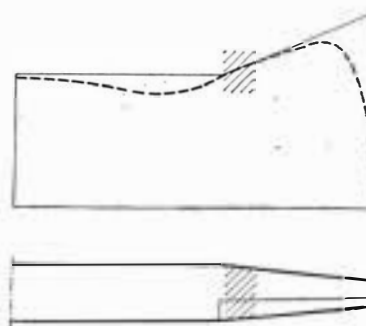
rozpiętości. Biorąc dla przykładu obrys trapezowy można zapobiec spadkowi wartości współczynnika siły nośnej wzdłuż rozpiętości, wywołanemu malejącą liczbą Reynoldsa, przez zastosowanie na partii końcowej innego profilu, o wyższej wartości $c_{z_{max}}$ dla danej liczby Reynoldsa. O ile zmiana profilu dokonana została skokowo, wówczas i wykres wyporu teoretycznego zmieni



7. Rozkład wyporu dla profili zmiennych:
a — skokowo, b — liniowo wzdłuż rozpiętości

się skokiem (rys. 7a), a oderwanie strug rozpocznie się w partii przykadłubowej. Przejście może być dokonane w sposób ciągły, gdy jeden z profili umieszczony zostanie na cięciwie przykadłubowej, a drugi na cięciwie końcowej skrzydła. Wszystkie profile pośrednie są wynikiem liniowego przejścia jednego w drugi. Wówczas wykres wyporu teoretycznego będzie miał także przebieg zmienny w sposób ciągły (rys. 7b). Współczynnik wypełnienia wykresu będzie wyższy niż dla przejścia skokowego, dlatego praktyka konstruktorska skłania się najczęściej do tego ostatniego układu, z tym że przejście może być dokonywane na całej rozpiętości albo na jej części.

Dla obrysów prostokątno-trapezowych mieszania profili dokonuje się



8. Rozkład wyporu dla skrzydła prostokątno-trapezowego z liniową zmianą profilu na partii lotkowej

najczęściej tak, że w partii prostokątnej umieszcza się profil stały, który na partii trapezowej liniowo przechodzi w inny umieszczony na końcówce skrzydła (rys. 8). Tutaj obszar oderwania przesunięty jest w rejon początku lotki, większość jej powierzchni pozostaje jednak nadal efektywna. Taki rozkład wyporu może być uznany za najkorzystniejszy z uwagi na bardzo dobre wypełnienie wykresu, oraz na fakt, iż oderwanie zachodzi w punkcie początku lotki, co wywołuje ostrzegające drgania sterownicy przy jeszcze wystarczającej skuteczności lotki.

Dla zachowania poprawności opływu o skrzydła należy kojarzyć ze sobą profile pokrewne, o zbliżonych charakterystykach aerodynamicznych, nie należy bowiem zapominać o charakterystyce oporowej szybowca.

W celu wykreślenia rozkładu teoretycznego konieczna jest znajomość wartości liczby Reynoldsa wzdłuż rozpiętości, zależnej z kolei od prędkości przeciągnięcia. Należy więc wstępnie założyć wartość współczynnika $c_{z_{max}}$. Po wykreśleniu rozkładu rzeczywistego i uwzględnieniu wypełnienia wykresu współczynnik ten ulegnie korekcie, zmieniając założoną wielkość prędkości przeciągnięcia, a więc i liczb Reynoldsa oraz rozkładu teoretycznego. Do ostatecznej wartości $c_{z_{max}}$ dochodzi się więc drogą kolejnych przybliżeń. Aby drogę tę maksymalnie skrócić, do pierwszego przybliżenia najlepiej posłużyć się wielkością $c_{z_{max}}$ określoną dla liczby Reynoldsa odniesionej do średniej cięciwy aerodynamicznej skrzydła. Znając założone dla projektowanego szybowca obciążenie powierzchni nośnej Q/S wyznaczyć można przebieg funkcji:

$$c_z = \frac{2Q}{s} \frac{l^2}{\rho v^2 Re^2} \quad (3)$$

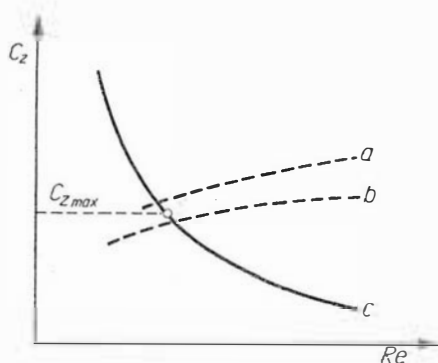
nanosząc go na wykres (rys. 9). Na tym samym wykresie należy nanieść wartości funkcji: $c_{z_{max}} = f(Re)$ dla zastosowanego profilu, lub profili. W przypadku np. liniowej zmienności dwóch profili wzdłuż rozpiętości, jako wartość $c_{z_{max}}$ przyjmuje się średnią wartość współczynnika siły nośnej wynikającą z przecięcia się linii $c_{z_{max}} = f(Re)$ z linią $c_z = f(Re)$.

Z przytoczonych rozważań wynikają więc kryteria doboru profili z uwagi na własności szybowca podczas przeciągnięcia a mianowicie:

stosowanie profili o łagodnej charakterystyce w okolicy kąta krytycznego,

takie wzajemne uzależnienie obrysu skrzydła i kombinacji profili, aby wypełnienie wykresu rozkładu wyporu było jak największe,

doprowadzenie do początku oderwania się strug na skrzydle w rejonie początku lotki.



9. Wstępne określanie wielkości c_{zmax}

Dla większej przejrzystości na rysunkach od 3 do 8 przebiegi rozkładu teoretycznego wzdłuż rozpiętości naniesiono w postaci linii prostych. W rzeczywistości linie te są lekko zakrzywione, co wynika z charakteru wykresu funkcji $c_{zmax} = f(Re)$ na rys. 9).

(dcn.)

Wykaz oznaczeń

- b — współczynnik intensywności prądów opadających w obszarach międzykominowych,
- C — wielkość stała,
- c_x — współczynnik oporu szybowca,
- c_z — współczynnik siły nośnej,
- c_{zmax} — współczynnik siły nośnej dla krytycznego kąta natarcia,
- d — doskonałość szybowca w locie ślizgowym,
- d_{max} — maksymalna doskonałość szybowca w locie ślizgowym,
- g — przyspieszenie ziemskie,
- k — współczynnik umiejętności krążenia,
- l — cięciwa profilu skrzydła,
- m — współczynnik przeciążenia w krążeniu,
- n — wykładnik potęgowy paraboli rozkładu prędkości prądów wznoszących w kominie,
- Q — ciężar szybowca w locie,
- R — promień komina, lub promień krążenia,
- R_f — fizjologiczny promień krążenia,

- R_{opt} — optymalny promień krążenia,
- Re — liczba Reynoldsa,
- S — powierzchnia nośna,
- V — prędkość lotu,
- V_c — prędkość przelotowa,
- V_{cmax} — maksymalna prędkość przelotowa,
- V_{ek} — prędkość ekonomiczna,
- V_{opt} — prędkość optymalna,
- V_p — prędkość przeciągnięcia,
- V_s — prędkość przeskoku międzykominowego,
- $V_{s_{opt}}$ — optymalna prędkość przeskoku międzykominowego,
- w — prędkość opadania szybowca w locie ślizgowym,
- w_d — prędkość prądów opadających na odcinkach międzykominowych,
- w_k — prędkość prądów wznoszących na rozpatrywanym promieniu komina,

- w_{kc} — prędkość prądów wznoszących w centrum komina,
- w_{min} — minimalna prędkość opadania szybowca w locie ślizgowym,
- w_w — prędkość wznoszenia się szybowca w kominie,
- w_δ — prędkość opadania szybowca w krążeniu,
- x — współczynnik paraboli rozkładu prędkości prądów wznoszących w kominie,
- y — współrzędna wzdłuż rozpiętości płata,
- α — kąt natarcia,
- α_{kryt} — krytyczny kąt natarcia,
- ν — kąt przechylenia szybowca w krążeniu,
- ϱ — kinetyczny współczynnik lepkości powietrza,
- ϱ — gęstość powietrza.

DEFEKTOSKOPIA BARWNA

tania i prosta metoda umożliwiająca:

- ujawnianie wad powstałych zarówno w zakresie produkcji, jak i podczas eksploatacji maszyn i urządzeń
- wykrywanie pęknięć zmęczeniowych, szliferyskich, hartowniczych, spawalniczych, odlewniczych i kuźniczych
- stwierdzenie wad powierzchniowych zarówno w metalach i stopach żelaznych (stale), lekkich (Al i Mg), kolorowych (Cu, brązy, mosiądze) magnetycznych i niemagnetycznych, a także w tworzywach sztucznych, szkłe i ceramice

DEFEKTOSKOPIA BARWNA zalecana jest wszędzie tam, gdzie wczesne wykrycie wad jest szczególnie pożądane, jak w częściach samolotów, pojazdów mechanicznych, szybko wirujących maszyn itp.

FARBY DO DEFEKTOSKOPII BARWNEJ produkowane są w pojemnikach samonatryskujących w postaci aerosolu pod nazwą

DEFEKTOSOL

Szczegółowych informacji udziela producent:

Farmaceutyczna Spółdzielnia Pracy „UNIA”,
Warszawa, ul. Ogrodowa 59a, tel. 20-33-68.

WCT/1722/67

NIEMIECKO-AMERYKAŃSKI PROJEKT SAMOLOTU MYŚLIWSKIEGO V/STOL

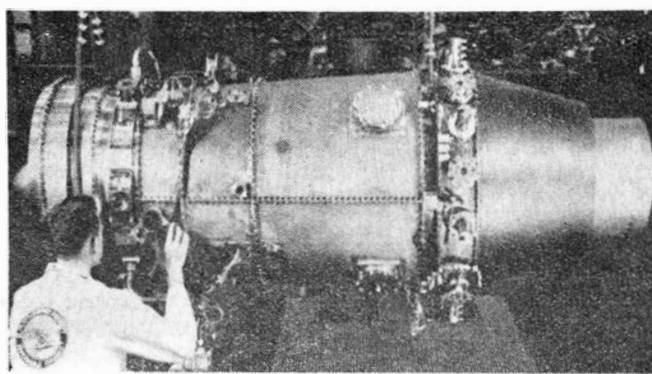
Niemiecko-amerykański projekt samolotu myśliwskiego V/STOL o zmiennej geometrii skrzydła, z dwoma silnikami nośno-napędowymi (tj. ze sterowanym wektorem ciągu) i czterema chowanymi silnikami nośnymi jest najbardziej ambitnym i skomplikowanym projektem samolotu bojowego.

W rozpisany w maju 1966 r. konkursie na myśliwskiego samolot V/STOL brały udział dwie firmy niemieckie i cztery amerykańskie. Ze strony niemieckiej zwycięstwo odniosła firma Entwicklungsring Süd (EWR) nad firmą Vereinigte Flugtechnische Werke (VFW), ze strony amerykańskiej — firma Fairchild Hiller nad firmami Boeing, Lockheed i McDonnell. Obie te firmy utworzyły wspólną organizację EWR Fairchild International z siedzibą w Monachium. Ogólne kierownictwo programu i koordynacja współpracy z przemysłem znajduje się w rękach System Program Office z siedzibą w Dayton. Jeżeli chodzi o realizację programu pod względem technicznym, to EWR dysponuje wytwórniami Bölkow, SIAT i Messerschmitt, a Fairchild Hiller — dodatkowym zapleczem w postaci Republic Aviation Division.

Podstawowym celem programu jest budowa samolotu myśliwskiego, który mógłby działać niezależnie od pasów startowych. Pod względem wymiarów ma on odpowiadać samolotowi myśliwsko-bombowemu Republic F-105 „Thunderchief” (o długości ok. 18 m), a jego ciężar całkowity ma nie przekraczać 20 500 kG. Jeżeli chodzi o wybór silników, to projektanci muszą opierać się wyłącznie na

danych przedstawionych przez wytwórnię, gdyż ani firma Rolls-Royce, pracująca wspólnie z firmą Allison nad silnikiem nośnym, ani firmy General Electric i Pratt and Whitney, rozwijające silniki nośno-napędowe, nie mogą jeszcze przekazać gotowych silników.

Projekt samolotu w dużym stopniu opiera się na doświadczeniach zdobytych przez niemiecki przemysł lotniczy w czasie rozwoju samolotu doświadczalnego VJ101C, samolotu



transportowego Dornier Do31E i samolotu szturmowego VAK191B. Amerykanie wykorzystują swoje doświadczenia z realizacji szeregu wojskowych samolotów V/STOL i z użycia taktycznych samolotów bojowych w Wietnamie. Jednak największy amerykański wkład do wspólnego programu stanowią głęboko przemyślane i doskonale rozpracowane metody zarządzania, zastosowane w programach „Polaris”, „Minuteman”, C-5A i F-111.

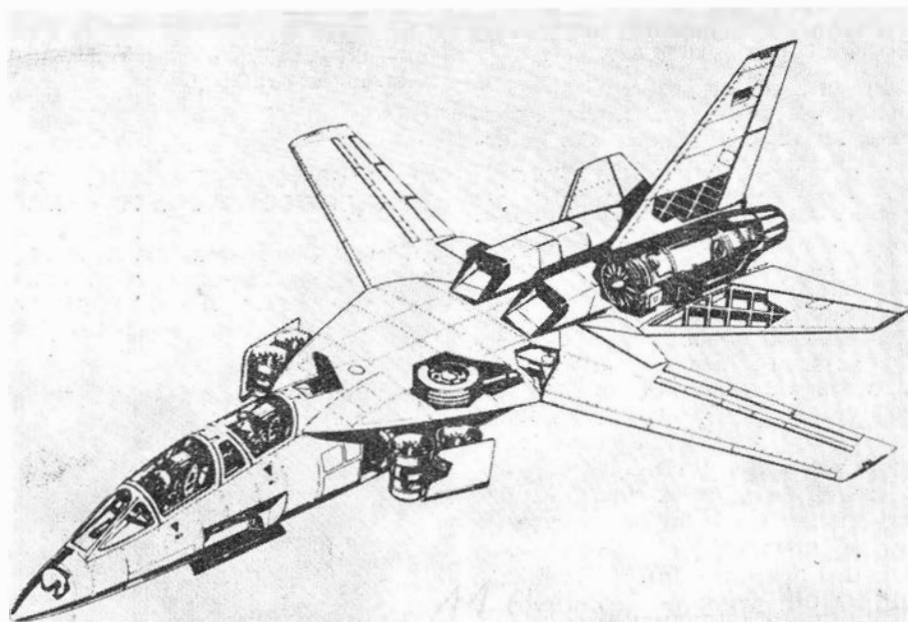
Samolot ma być górnopłatowcem z nisko umieszczonym usterzeniem wysokości. W części ogonowej kadłuba będą umieszczone obok siebie dwa dwuprzepływowe silniki nośno-napędowe Pratt and Whitney JTF16 lub General Electric GE1/10 o ciągu 8600 kG z dopalaniem i 4100 kG bez dopalania. Chwyty powietrza silników będą umieszczone nad kadłubem. Silniki nośne będą zamocowane na wysięgnikach po obu stronach przedniej części kadłuba i chowane w czasie lotu.

Charakterystyczną cechą przewidzianych do napędu samolotu silników nośno-napędowych (załączona

fotografia przedstawia silnik Pratt and Whitney JTF16) jest ich mała długość, co znacznie ułatwia odpowiednie umieszczenie środka ciężkości silników w stosunku do skrzydła o zmiennym skosie oraz zapewnia więcej miejsca do zabudowy urządzenia do sterowania wektorem ciągu. Stosunek ciągu do ciężaru tych silników ma wynosić ok. 8:1, tj. dwukrotnie więcej niż w przypadku porównywalnych stosowanych obecnie silników. Stosunek ciągu do ciężaru silników nośnych ma osiągnąć wartość 24:1. W przypadku dotrzymania przez wytwórnię zapowiadanych stosunków ciągu do ciężaru łączny ciężar układu silników wyniesie 3175 kG, z czego tylko 1810 kG przypadłoby na silniki nośne.

Konstruktorzy usiłują uniezależnić samolot w możliwie dużym stopniu od urządzeń naziemnych, aby zmniejszyć w ten sposób koszty obsługi i koszty logistyczne. Służyć ma do tego celu m.in. pokładowy agregat energetyczny, który będzie wytwarzał energię elektryczną i ciśnienie hydrauliczne do rozruchu silników, sprawdzania instalacji, napełniania zbiorników, napędu wind ładujących uzbrojenie oraz do napędu samolotu w czasie kołowania.

Jako wyposażenie elektroniczne samolotu brany jest pod uwagę przeznaczony początkowo do samolotu A-7 „Corsair” zintegrowany system ILAAS (Integrated Light Attack Avionics System) lub system kierowania ogniem samolotu F-111A.



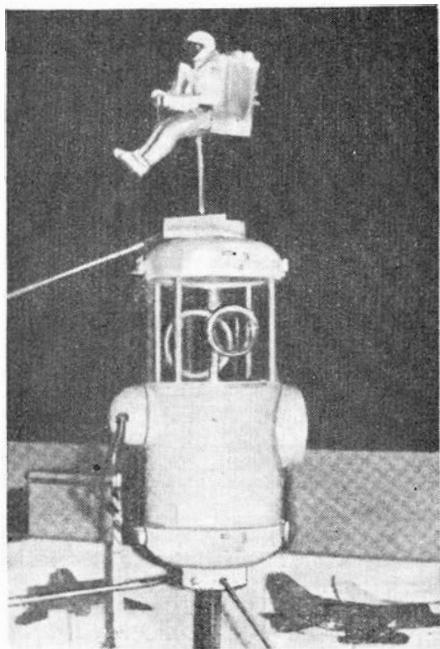
W zależności od warunków taktycznych wykonywanego zadania będzie się stosować start pionowy lub start skrócony, przy czym w przypadku startu skróconego możliwe będzie zwiększenie udźwigu lub promienia działania samolotu. Można przypuszczać (brak oficjalnych danych), że promień działania będzie wynosił przynajmniej 560—650 km, a w przypadku skróconego startu będzie większy o ok. 30%. Samolot bę-

dzie rozwijał prędkość 2600—2800 km/h; również przy ziemi będzie mógł latać z prędkościami nadźwiękowymi.

Decyzja co do budowy prototypów miała zapasć w październiku 1967 r. po zakończeniu analizy przydatności projektowanego samolotu jako systemu. Okres prób prototypów trwałby dwa lata, a pierwsze samoloty seryjne zostałyby dostarczone w 1973 r.

NOWOŚCI ASTRONAUTYCZNE NA WYSTAWIE PARYSKIEJ

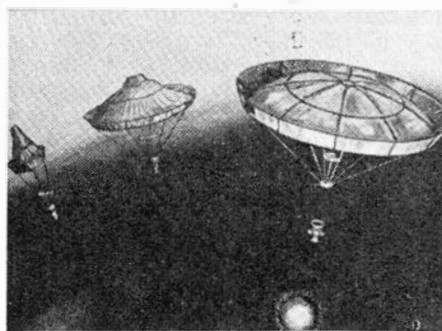
Z ciekawszych eksponatów i projektów z dziedziny astronautyki pokazanych na XXVII Międzynarodowej Wystawie Lotniczej i Astronautycznej w Paryżu należy wymienić pomocnicze urządzenia kosmiczne firmy Ling-Temco-Vought, prototyp szybowca kosmicznego z turbinowym silnikiem odrzutowym i projekt pojazdu do głębokich badań kosmosu „Starlet/Starlite”.



1

Projekty firmy Ling-Temco-Vought (rys. 1) obejmują tzw. takśówkę kosmiczną i platformę roboczą. Oba urządzenia będą stosowane w kosmosie jako środki transportowe oraz urządzenia naprawcze i montażowe. Platforma robocza jest

2



3

zaopatrzona w zdalnie sterowane ramię do wykonywania różnego rodzaju prac. Napęd i sterowanie pojazdu odbywa się za pomocą 24 silników na hydrazynie; umożliwiają one przenoszenie na ograniczone odległości elementów o ciężarze 11 350 kg. W niedalekiej przyszłości urządzenia takie będą stosowane przy budowie stacji kosmicznych.

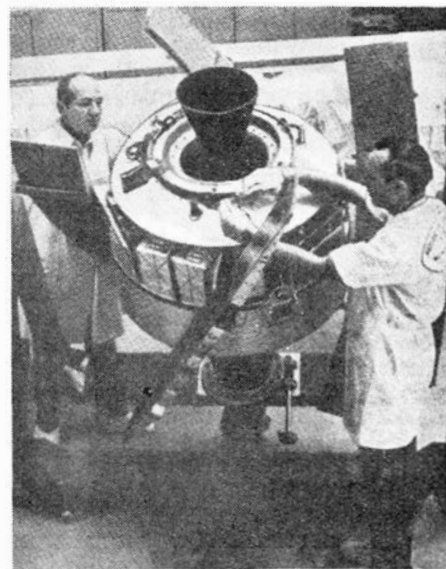
Treningowa wersja szybowca kosmicznego Martin Marietta SV-5J (rys. 2) jest napędzana turbinowym silnikiem odrzutowym Pratt and Whitney J-60 o ciągu 1360 kg, dzięki któremu pojazd może osiągnąć wysokość 5000 m. Własny napęd szybowca kosmicznego zwiększa możliwości treningowe i badawcze w porównaniu z dotychczasowymi szybowcami, wynoszonymi na pewną wysokość przez samoloty.

Projekt „Starlet/Starlite” (rys. 3) został opracowany przez firmę Lockheed Missiles and Space Co. „Starlet” jest trzystopniową rakieta nośną o prostej i taniej konstrukcji, ciężarze startowym 10 000 kg, długości 15,55 m i średnicy 1,50 m. Może ona nadać pojazdowi „Starlite” prędkość 15,5 km/sek, która wystarcza do osiągnięcia każdego punktu układu słonecznego. Zasadniczym elementem pojazdu „Starlite” jest reflektor z tworzywa sztucznego o średnicy 30,5 m, rozpiętego na rozkładanej konstrukcji nośnej. Zadaniem reflektora jest koncentracja promieni słonecznych na płycie z przetwornikami słonecznymi, które zaopatrują pojazd w energię elektryczną. Zasobnik z aparaturą ma objętość 0,115 m³ i może pomieścić urządzenia o ciężarze 11,4 kg.

W.K.

SATELITA DO BADANIA PROMIENIOWANIA RADIOWEGO W KOSMOSIE

W drugiej połowie br. miał być wystrzelony jeden z dwóch satelitów RAE (Radio Astronomy Explorer) do badania promieniowania radiowego w kosmosie. Satelita RAE-A, wystrzelony za pomocą rakiety „Impro-

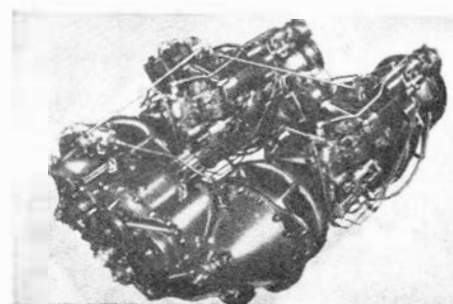


ved Delta” na orbitę o apogeum 6000 km, będzie służył do wykrywania źródeł sygnałów radiowych o małej częstotliwości (poniżej 10 MHz) w naszym układzie słonecznym i w układach słonecznych Drogi Mlecznej. Sygnały te nie dochodzą do Ziemi wskutek absorpcji przez jonosferę. Do odbioru tych sygnałów satelita — mający ciężar 130 kg — jest wyposażony w dwie anteny o kształcie V, wykonane z rur o długości 230 m, i w jedną antenę dipolową o długości 36,6 m. Poza tym satelita jest zaopatrzony w ramię o długości 192 m do tłumienia libracji oraz w silnik rakietowy, który zapewnia osiągnięcie wymaganego apogeum. W budowie satelitów RAE uczestniczą m.in. firmy: Avco, Fairchild-Hiller, Thio-kol-Eikton i Philco. Zdjęcie przedstawia makietę satelity.

W. K.

ZDWOJONY SILNIK ŚMIGŁOWCOWY CONTINENTAL

Firma Continental Aviation and Engineering Corp. zbudowała zdwojony turbinowy silnik śmigłowiec T67-T-1 o mocy 1600 KM. Dwa



przekazuje sygnały w postaci ciśnienia na specjalny tłok, uruchamiający z kolei na drodze mechanicznej przepustnicę silnika, którego prędkość obrotowa wytwornicy spada w stosunku do prędkości obrotowej wytwornicy drugiego silnika. W przypadku uszkodzenia jednego z silników urządzenie zwiększa automatycznie moc silnika pracującego. Silnik T67-T-1 został już zamówiony do włoskiego śmigłowca Agusta 109B.

Ciężar zespołu wynosi 218 kG, długość — 104 cm, średnica — 27 cm.

Zespół BS605 jest w pełni wypróbowany. Jego trwałość wynosi 60 rozruchów lub 30 min pracy między przeglądami. Zastosowano środki zabezpieczające przed wciągnięciem zespołu do kadłuba w czasie pracy oraz przed rozruchem silników w położeniu schowanym.

Układ optyczny urządzenia składa się z lornetki o dwóch powiększeniach (10 i 2,5) i z dwóch zwierciadeł tworzących peryskop. Zwierciadło zewnętrzne jest połączone z układem giroskopowym, który stabilizuje względem ziemi oś patrzenia. Pochylenie zwierciadła ($\pm 27^\circ$ w płaszczyźnie poziomej i $\pm 30^\circ$ w płaszczyźnie pionowej) daje łącznie z obrotem celownika ($\pm 30^\circ$) obszar obserwacji wynoszący $136,5^\circ$ w poziomie i $82,5^\circ$ w pionie. Sterowanie celownikiem odbywa się za pomocą dźwigni umieszczonej po jego prawej stronie. Prędkości ruchów celownika pozwalają na ciągłe i dokładne śledzenie celu. Strzałka na dole pola obserwacji podaje strzelcowi nachylenie osi patrzenia do osi śmigłowca i pocisku. Przy wystrzeliwaniu pocisku kierowanego jego oś musi pokrywać się z osią patrzenia. Przy dobrej widzialności celownik umożliwia trafienie z odległości 12 km celu o wymiarach 2×3 m.

W.K.

MIKROMINIATURYZOWANY WYSOKOŚCIOMIERZ RADIOWY

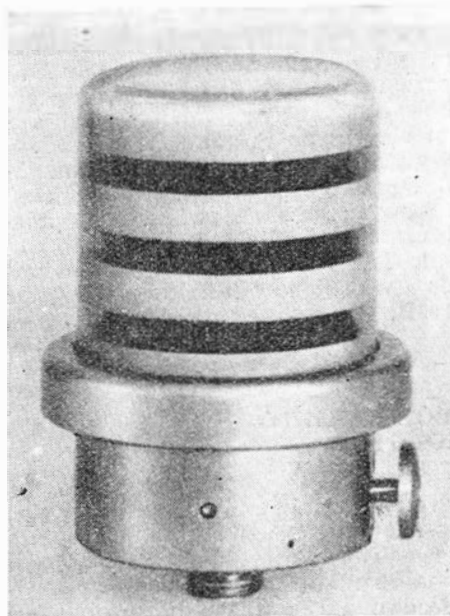
Firma Standard Telephone and Cables Ltd. w Londynie, która swego czasu opracowała pierwszy wysokościomierz radiowy do systemu automatycznego lądowania, wprowadziła ostatnio na rynek wysokościomierz radiowy następnej generacji STR.70P spełniający wszystkie wymagania użytkowania na małych wysokościach lotu, a mianowicie w locie przy ziemi, przy automatycznym lądowaniu, w końcowej fazie podchodzenia, przy wykonywaniu zadań bojowych na małych wysokościach, w zawisie śmigłowca. Może być stosowany na wszelkich rodzajach samolotów poczynając od samolotów turystycznych, a kończąc na największych samolotach pasażerskich. Zbudowany wyłącznie z elementów sztywnych i zaopatrzonego w obwody monolitowe wykazuje dużą niezawodność pracy — projektowany okres pracy bezusterkowej wynosi 5000 h, gwarancja — 1500 h.

Wysokościomierz ma konstrukcję modułową i jest wyposażony w urządzenie do samokontroli i wymienny moduł do podłączenia do automatycznego pilota. Zakres pomiarowy wynosi od 0 do 150 m.

W.K.

WSKAŹNIK PĘKNIĘĆ ŁOPAT ŚMIGŁOWCA

Dużą pomoc przy kontroli łopat wirników śmigłowców będzie oddawał wprowadzony obecnie na rynek przez Trodyne Corp., Teterboro przyrząd do wykrywania pęknięć. Chodzi tu o różnicowy miernik ciśnienia, który wkłada się w łopatę wirnika i który w przypadku powstania nawet minimalnego pęknięcia dźwigara, poddanego wewnętrznemu ciśnieniu, staje się źródłem ostrze-



gawczych sygnałów. Sygnały polegają na zmianie szarej tonacji umieszczonych na obwodzie przyrządu okienek. Różnica ciśnień wynosząca tylko $0,1 \text{ kg/cm}^2$ przy temperaturze 21°C wystarcza do wywołania widocznych z ziemi sygnałów ostrzegawczych.

W.K.

FOLIA OCHRONNA NA ŁOPATY WIRNIKOWE ŚMIGŁOWCÓW

Nowe rozwiązanie problemu ochrony krawędzi natarcia łopat wirników śmigłowców stanowi opracowana przez 3 M Company z Minnesoty folia Y9265 „Polyurethane”, odznaczająca się wyjątkowo dużą odpornością na ścieranie. Niedawno jedna z dużych firm śmigłowcowych zakończyła program badań tej folii. Badania, przeprowadzone na śmigłowcu w sztucznie stworzonych warunkach pustynnych (erozja przez piasek i żwir), wykazały, że łopaty nie chronione wymagały po próbach gruntownej naprawy, podczas gdy na łopatach pokrytych folią nie stwierdzono żadnych uszkodzeń. Wymiana folii może być przeprowadzana w warunkach polowych. Opracowano specjalny klej, zapewniający silne związanie folii z łopatą, które uniemożliwia jej oderwanie przy dużych prędkościach obrotowych.

W.K.

DEFEKTOSKOPIA ELEKTRONOWA

Obiektywne stwierdzenie rzeczywistych przyczyn uszkodzeń materiałowych pozwala na znalezienie środków zaradczych eliminujących takie defekty w maszynach i urządzeniach. Bogaty arsenał możliwości defektoskopowych został powiększony o mikroskop elektronowy. Urządzenie to umożliwia precyzyjne zbadanie najmniejszych fragmentów

miejsca pęknięcia, dając bezbłędną odpowiedź na temat przyczyn uszkodzenia. Zastosowanie tej metody do kilku wypadków lotniczych zmieniło zasadniczo wstępną ocenę ukształtowaną po badaniach innymi metodami. Między innymi przypadek uznany za pęknięcie zmęczeniowe okazał się skutkiem korozji międzykrystalicznej. Sama technika badania sprzawadza się z grubsza do wytypowania miejsc badania, wykonania replik tych miejsc i przeprowadzenia obserwacji pod mikroskopem elektronowym połączonych z rejestracją fotograficzną obrazu. Zastosowanie tej metody do badania uszkodzeń w konstrukcjach metalowych, a zwłaszcza w lotnictwie, ma ogromne znaczenie zarówno w stadium badania konstrukcji jak i przy eksploatacji sprzętu.

A.G.

OPTIMALIZACJA PROCESÓW OBRÓBKII CIEPLNEJ SUPERSTOPÓW

Utwardzanie dyspersyjne ma zasadniczy wpływ na własności użytkowe superstopów, a zwłaszcza wytrzymałość czasową w wysokich temperaturach. Dzięki modyfikacji równania Larsona-Millera można ekstrapolować własności mechaniczne trwałe na podstawie krótkotrwałych prób. Zastosowanie matematyki znakomicie zmniejszyło ilość prób potrzebnych do ustalenia optymalnych warunków pracy. Wychodząc z parametru P — uwzględniającego czas próby i temperaturę — można przewidzieć wyniki przy innych kombinacjach związku temperatura-czas niż uwzględnione przez przeprowadzone już doświadczenia. Możliwość przewidywania wyników następnych prób po wykonaniu kilku doświadczeń pozwala na ograniczenie tych prób do minimum niezbędnego do uzyskania odpowiedniego stopnia pewności.

Posługując się określonym zbiorem doświadczeń i wyników oraz ekstrapolując inne wyniki tworzy się krzywe wytrzymałości czasowej w funkcji parametru P . Krzywe te wyznaczają obszar optymalnych własności wytrzymałościowych. Dzięki stosowaniu takiej metodyki można było ustalić procesy obróbki cieplnej gwarantującej własności lepsze o kilka do kilkunastu procent w stosunku do przyjętych za maksymalne.

A.G.

● Lotnicza Konferencja poznańska zorganizowana przez Sekcję Lotnicze SIMP i SITK — odbiła się echem w prasie warszawskiej. „Skrzydlatą Polską” poświęciła jej artykuł sprawozdawczy w nrze 47, zaś „Trybuna Ludu” z dn. 18.XI. korespondencję własną z Poznania. Red. Michałek z „Trybuna Ludu” omawia niewykorzystane możliwości twórcze i rozwojowe lotnictwa cywilnego w Polsce na tle jego dzisiejszej stagnacji oraz perspektywicznych postulatów wynikających z naszych tradycji i ambicji fachowych, jak również osiągnięć i postępu innych krajów socjalistycznych.

● Z okazji 50-lecia Rewolucji Październikowej ukazał się specjalny numer „Skrzydlatej Polski”. Numer 45—46 popularnego tygodnika — o objętości 32 stron — przedstawia się interesująco i okazale: otwierają go „Echa” red. Krempy oraz artykuł na temat związków Lenina z lotnictwem. Dalsze materiały redakcyjne omawiają ciekawie: współpracę lotniczą Polski ze Związkiem Radzieckim, linię rozwojową „Aeroflotu” (pióra ministra lotnictwa cywilnego J. Łeginowa), historię radzieckiego sportu lotniczego, udział lotników polskich w Rewolucji Październikowej oraz osiągnięcia astronautyczne „od sputnika do Wenus”. Jubileuszowy zeszyt „Skrzydlatej Polski” przedstawia również sylwetki biograficzne dwudziestu sławnych lotników i kosmonautów radzieckich oraz zawiera — o wartości unikalnej, na 8 stronach — wydanie specjalne „Dziejów Lotnictwa Radzieckiego”.

● Ostatnio wprowadzono stałe połączenie lotnicze między Wrocławiem i Szczecinem. Na linii tej raz dziennie kursować będą w obu kierunkach samoloty typu Il-14. Czas przelotu — 90 minut. W sezonie wiosennym uruchomiona zostanie linia łącząca Gdańsk przez Koszalin ze Szczecinem oraz Wrocław przez Kraków z Rzeszowem. Nowością w krajowej komunikacji lotniczej będą bilety wiazane — na samoloty i autobusy PKS. Odnosi się to zwłaszcza do regionów uzdrowiskowo-wypoczynkowych.

● Zimowy rozkład lotów na liniach krajowych przewiduje dziennie: po 6 połączeń z Warszawy do Wrocławia i w kierunku odwrotnym, po 5 połączeń z Krakowem, po 3 połączenia z Warszawy do Gdańska, do Katowic i Poznania oraz po 2 ze stolicy do Szczecina i Rzeszowa.

● PLL „Lot” po raz pierwszy w ciągu swej 39-letniej działalności w okresie 9 miesięcy przewiozły pół miliona pasażerów. Od początku istnienia „Lot” przewiózł ok. 4,5 mln pasażerów, w tym po wojnie blisko 4 mln. Na 40-lecie, które przypada w bieżącym roku PLL „Lot” przewiozł 5-milionowego pasażera.

● Jak już informowaliśmy, pierwsze samoloty odrzutowe typu Tu-134 rozpoczęła służbę liniową w „Locie” w 1968 r. W związku z zawartym kontraktem na dostawę, radziecka centrala eksportowa zorganizowała loty pokazowe samolotu na trasie Warszawa — Poznań. Przypominamy, że Tu-134 w wersji turystycznej zabiera 72 pasażerów, jest przeznaczony na średnie zasięgi i rozwija prędkość podróżną około 900 km/h.

● Jest już gotowy w stanie surowym główny budynek Centralnego Dworca Lotniczego na Okęciu. Wykonana jest również płyta peronowa, a obecnie kończy się budowę dróg dojazdowych. Budowniczość dworca obiecuje, że całość nowej inwestycji będzie skończona pod koniec 1968 r.

● „Mostostal” opracował projekt budowy największego w Polsce hangaru lotniczego, przeznaczonego dla nowego pasażerskiego lotniska w Warszawie, a obliczonego na obsługę dużych samolotów komunikacyjnych. Przyjęte rozwiązanie przypomina konstrukcję hangarów na lotnisku Orly pod Paryżem.

● Gdański Urząd Morski sprawujący pieczę nad wschodnią częścią wybrzeża morskiego, otrzymał samolot „Morawa” do służby patrolowej. Odda on szczególne usługi w akcjach przeciwlodowych i

przeciwpowodziowych. W przyszłym roku GUM ma otrzymać śmigłowiec, który m.in. służyć będzie dla ratownictwa.

● W 1968 r. w ramach obchodów 50-lecia polskiego lotnictwa wojskowego i 40-lecia Areoklubu Krakowskiego w Rakowicach pod Krakowem zostanie otwarte muzeum lotnictwa. Skompletowano sto kilkadziesiąt eksponatów, zarówno dotyczących przeszłości, jak chwili obecnej oraz zgromadzono 4 tysiące tomów dla biblioteki muzealnej.

● W czerwcu 1967 r. minęło dwa lata od chwili rozpoczęcia systematycznego sondażu rakietowego przez Państwowy Instytut Hydrologiczno-Meteorologiczny. Celem sondażu jest pomiar wiatrów stratosferycznych, przy czym w głównej mierze chodzi o badanie systematyczności i sezonowej zmienności wiatrów. Zakład Badań Rakietowych i Satelitarnych PIHM dokonał około 50 ostrzałów rakiet „Meteor-1”. 75% wzlotów rakiet pozwoliło wykonać pomiary do wysokości 35—39 km. Wyniki badań zostały częściowo opublikowane w wydawnictwach PIHM, dalsze zaś dr inż. J. Walczewski zreferował w Londynie na sesji COSPAR. Obecnie PIHM w Krakowie produkuje serię 50 sztuk nowych polskich rakiet meteorologicznych na paliwo stałe typu „Ras-ko-2”.

● Trwają prace nad zorganizowaniem sieci łączności między 7 krajowymi biurami prognoz. Chodzi o to, aby obrazy telewizyjne układu chmur nad Polską, przesłane przez amerykańskiego satelitę „Nimbus-2” a odbierane przez PIHM w Krakowie, mogły być natychmiast przekazywane wszystkim służbom synoptycznym w Polsce.

● Pracownicy naukowcy Zakładu Aerologii PIHM w Legionowie pracują nad projektem urządzenia do lokalnego rozpraszania mgły: medium działającym będzie CO₂. Planuje się, że w 1968 r. zostanie zbudowany prototyp urządzenia oraz przeprowadzi się próby w terenie.

NOTATKI ZE ŚWIATA

■ W Ankarze została podpisana polsko-turecka umowa o lotnictwie cywilnym. Zawarcie umowy było przewidziane w komunikacie polsko-tureckim po wizycie ministra Rapackiego w Turcji.

■ Portfel zamówień brytyjskich firm sprzętu lotniczego zapewnia im zatrudnienie na 1,5 do 2 lat. Dzieje się tak dzięki kontraktom eksportowym, gdyż potrzeby krajowe wykazują tendencję spadkową (w 1966 r. zamówienia krajowe zmniejszyły się dwukrotnie w porównaniu do stanu z 1965 r.). Przemysł lotniczy w Wielkiej Brytanii znajduje się pod szczególną opieką rządu zarówno dla względów strategicznych, jak również z tego powodu, że w przemyśle tym pracuje blisko 250 tys. osób. W 1966 r. przeznaczono na rozwój przemysłu lotniczego 375 mln funtów, z czego trzecią część wyasygnowano na prace badawcze.

■ Eksportowo-Importowy Bank USA udziela kredytu zagranicznym towarzystwom lotniczym wyłącznie w celu sfinansowania zakupów na rynku amerykańskim. Poszczególne transakcje są niewielkie, gdyż przeważnie dotyczą zakupów małej ilości samolotów i części zamiennych (np. dwóch samolotów Douglas DC-9 — do Wenezueli, dwóch DC-8 — do Francji, trzech Boeing 737 — do Anglii, dwóch śmigłowców S-61N do Norwegii itp.). Kredyt pokrywa 70—80% należności, spłata długu — przez 7 lat, oprocentowanie — 5,5% rocznie.

W 1966 r. eksport sprzętu lotniczego wynosił 3 100 mln dol., z czego prawie 60% przypadło na kompletne samoloty, zaś ok. 40% na części. Wartość eksportu silników wynosiła tylko ok. 0,6%.

■ Kapitan przedsiębiorstwa TWA Lowell po katastrofie swojego Boeing'a 707, napisał interesującą książkę pt. „Airline Safety is a Myth”. Lowell stwierdza, że ponad 90% wypadków lotniczych następuje przy lądowaniu i starcie, a najwięcej ofiar pociąga za sobą pożar samolotu: dym i ogień. Postuluje więc ulepszenia w obecnie używanych samolotach: skonstruowanie antyeksplodujących i odpornych na przebiecia zbiorników na paliwo (tzw. „Interting tanks”); ulepszenie systemu ewakuacji samolotów, tak aby obowiązuja obecnie dwie minuty jako czas opróżnienia 180-osobowego transportowca był czasem realnym; poprawę systemu obserwacji i kierowania lotami; skrócenie drogi lądowania samolotów względnie wydłużenie pasów startowych. ICAO przewiduje, że w najbliższych 5 latach (jeśli nie zostaną zastosowane ulenszone systemy bezpieczeństwa) 70 ciężkich katastrof lotniczych wydarzy się podczas lądowania. Stwierdza się, że obecny stan techniczny i organizacyjny wielu średnich i dużych portów lotniczych jest ledwie dostateczny. Prace modernizacyjne przebiegają powoli i pozostają w rażącej sprzeczności z surowo nowoczesną techniką urządzeń pokładowych samolotów. Jakość pasów startowych

niejednokrotnie budzi poważne zastrzeżenia, brak jest odpowiedniej aparatury wiodąco-kontrolnej, niewłaściwe i niedostateczne jest wyposażenie w sprzęt ratunkowo-pożarniczy.

■ W Czechosłowacji przebudowuje się główne lotniska. Praga otrzyma na wiosnę supernowoczesne lotnisko, które będzie mogło w przyszłości przyjmować maszyny ponadźwiękowe. Skończy się również przebudowa lotniska w Bratysławie, którym interesują się również linie austriacka i szwajcarska. Bratysława miałaby przyjmować ich samoloty w przypadku niekorzystnych warunków atmosferycznych w Zurichu czy Wiedniu.

■ W 1972 r. ukończony zostanie pierwszy etap budowy nowego portu lotniczego Paris-Nord. Lotnisko to rozciągać się będzie na powierzchni 3 tys. ha, tj. dwukrotnie większej od powierzchni lotniska Orly. W tym okresie budowy Paris-Nord będzie mieć pięć dworców lotniczych, tyleż pasów startowych o długości 5 km i przyjmować będzie 25 mln pasażerów rocznie (port Orly — dziś o przelotowości 1,6 mln osób rocznie — w 1971 r. przyjmować będzie 6 mln pasażerów). W tym czasie 150-osobowe Caravelle zostaną zastąpione Boeingami 747 na 490 pasażerów. Nowe samoloty wymagają będą szczególnego wzmocnienia pasów startowych i rozgałęzionego systemu elektronicznego kierowania. Budowa lotniska zakończy się w 1985 r.,

Baszta T. M.: URZĄDZENIA HYDRAULICZNE, KONSTRUKCJA I OBLICZANIE

Tłum. z ros. Z. Gniewoszewski

Warszawa 1967, format B5, str. 540, rys. 329, tabl. 25, nakład 2000, poziom IV, oprawa pł., zł 75.

W książce omówiono zagadnienia związane z konstrukcją i obliczaniem urządzeń hydraulicznych. Podano ich charakterystykę oraz przedstawiono właściwości stosowanych w tych urządzeniach cieczy roboczych. Szczegółowo opisano i scharakteryzowano pracę zespołów wchodzących w skład tych urządzeń. Omówiono też urządzenia uszczelniające oraz filtrowanie cieczy.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników konstruktorów oraz użytkowników urządzeń hydraulicznych. Może również służyć jako pomoc dla studentów wyższych uczelni technicznych.

Katarzyński S., Kocańca S., Zakrzewski M.: BADANIE WŁASNOŚCI MECHANICZNYCH METALI

Wyd. 3, 1967, format B5, ark. wyd. 50, poziom III—IV.

W książce omówiono metody badań własności mechanicznych metali, m.in. metody pomiaru naprężeń, wykonywania różnych prób wytrzymałościowych (próby rozciągania, ściskania, skręcania, zginania, ścinania, udarowe, zmęczeniowe, pomiary twardości oraz próby technologiczne). Uzupełnieniem książki są wskazówki dotyczące wzorcowania i sprawdzania przyrządów i maszyn wytrzymałościowych.

Książka przeznaczona jest dla techników, inżynierów, mechaników oraz dla studentów wyższych uczelni technicznych.

**Praca zbiorowa
ALUMINIUM, Poradnik**

Warszawa 1967, format A5, str. 1060, rys. 669, tabl. 279, nakład 3000, poziom IV, oprawa pł., zł 145.

Wydanie wspólne Wydawnictw Naukowo-Technicznych, Warszawa, Műszaki Könyvkiadó, Budapeszt, Státní Nakladatelství Technické Literatury, Praga, Verlag Technik, Berlin.

W książce omówiono wytwarzanie i własności aluminium i jego stopów, wyrób półfabrykatów, obróbkę cieplną, obróbkę skrawaniem, obróbkę plastyczną, wyrób proszków i folii oraz zastosowanie materiałów aluminiowych w przemysłach: budowlanym, chemicznym, maszynowym i lekkim (artykuły powszechnego użytku).

Szczególne uwagę zwrócono w poradniku na obliczenia wytrzymałościowe aluminium i jego stopów. Jest to pierwsza obszerna praca w języku polskim omawiająca całość zagadnień związanych z aluminium i jego stopami. Autorami tej pracy są najwybitniejsi specjaliści z Czechosłowacji, Niemiec i Republiki Demokratycznej, Polski i Węgier.

Poradnik przeznaczony jest dla wytwórców i użytkowników, stosujących aluminium i jego stopy w poszczególnych gałęziach przemysłu.

Guillon M.: TEORIA I OBLICZANIE UKŁADÓW HYDRAULICZNYCH

Tłum. z franc. J. Bukowski, M. Żelazny, Warszawa 1967, format B5, str. 512, rys. 297, tabl. 23, nakład 4000, poziom IV, oprawa pł., zł 64.

Książka składa się z trzech części. W pierwszej części podano prawa przepływów i występujące przy tym siły, w drugiej — zagadnienia równań oraz analizy i syntezy własności dynamicznych elementów układów sterowania hydraulicznego, z podaniem liczbowych przykładów. Część trzecia zawiera zbiór zadań i rozwiązań oraz liczne wykresy ułatwiające obliczenia. Podane rozwiązania i przykłady mogą być wykorzystane przy konstruowaniu i obliczaniu lotniczych urządzeń hydraulicznych, urządzeń do prób wytrzymałościowych, obrabiarek, pras,

walcarek oraz maszyn budowlanych i innych.

Książka przeznaczona jest dla wykonawców i użytkowników urządzeń sterowania hydraulicznego, a także słuchaczy wyższych szkół technicznych o kierunku mechanicznym.

Zagórski J.: ZARYS TECHNIKI CIEPLNEJ

Wyd. 2, Warszawa 1967, format B5, str. 420, rys. 222, tabl. 20, nakład 5000, poziom IV, oprawa pł., zł 50.

W książce podano podstawowe zagadnienia termodynamiki, przepływ płynów ściśliwych, spalanie, wymianę ciepła oraz omówiono powiązanie termodynamiki z pracą sprężarek silników spalinowych, chłodziarek kotłów parowych, silników parowych, suszarek, wyparek i urządzeń do destylacji.

Książka jest podręcznikiem akademickim, mogą z niej również korzystać inżynierowie i technicy, interesujący się techniką cieplną.

WARIACIONNYJE MIETODY RASCHIO-TA TONKOSTIENNYCH AWIACIONNYCH PROSTRANSTWIENNYCH KONSTRUKCIJ, J. F. O b r a z c o w, Izdatel'stvo Maszinstrojenije, Moskwa, 1966, stron 392, cena 1 rb 32 kop.

W książce przedstawiono wariacyjne metody obliczania cienkościennych konstrukcji w rodzaju skrzydła i kadłuba.

Pierwsza część książki zawiera teoretyczne podstawy wariacyjnych metod obliczania cienkościennych pryzmatycznych konstrukcji. Wprowadzono równania statyczne warunków granicznych odpowiadających formom uogólnionych przesunięć i wyjaśniono ich fizyczne znaczenie. Przedstawiono też metodę wyznaczania wydatków sił tnących uzyskanych przez całkowanie równań równowagi.

W drugiej części rozpatrzone zadanie zawężonego zginania i zawężonego skręcania konstrukcji kesonowej z jednorodnym przekrojem poprzecznym. Rozpatrzone warunki oddziaływania na keson różnych obciążeń powierzchniowych i brzegowych i podano wzory do wyznaczenia normalnych naprężeń dwumomentowych dla różnych przypadków sztywnego i sprężystego zamocowania konsoli cienkościennej.

W trzeciej części przedstawiono metody obliczania kesonów w kształcie strzały w pierwszym przybliżeniu uwzględniającym jeden lub dwa stopnie swobody zwężenia. Rozpatrzone keson w kształcie strzały, sztywno zamocowany, oraz keson przymocowany do środkowej konstrukcji cienkościennej.

W czwartej części zbadano wpływ wielobokowego przekroju poprzecznego na stan naprężeń kesonu przy zginaniu i skręcaniu — w odniesieniu do skrzydeł skośnych, sztywnie zamocowanych, podano przykład liczbowy rozwiązania układu równań różniczkowych na cyfrowych maszynach matematycznych oraz układ blokowy do obliczania pryzmatycznych konstrukcji cienkościennych.

W piątej części przedstawiono wariacyjne metody obliczania wysięgnikowych i skrzydłowych z uwzględnieniem odkształceń. W każdej części podano szereg przykładów liczbowych.

Książka przeznaczona jest dla naukowych pracowników instytutów technicznych, inżynierów konstruktorów i obliczeniowców: mogą z niej korzystać również studenci wyższych szkół technicznych.

LS

RASCHIO-T SAMOŁOTA NA PROCZ-NOST, S. N. K a n, J. A. S w i e r d ł o w, Izdatel'stvo Maszinstrojenije, Moskwa, 1966, stron 520, cena 1 rb 18 kop.

Jest to piąte wydanie tej książki, w miejsce czwartego wydanego w roku 1958. W okresie tym zaszły znaczne zmiany i postęp w charakterystykach współczesnych samolotów, a w związku z tym zaszła konieczność wprowadzenia zmian w metodyce obliczeń wytrzymałościowych. W tym celu uległy dalszemu rozwinięciu rozdziały obejmujące wyznaczanie obciążeń, obliczanie kinetycznego nągrzewania konstrukcji samolotu, analizę układów siłowych skrzydeł z dużym skosem i trójkątnych. Rozpatrzone wyznaczanie obciążeń działających na samolot oraz poszczególne zespoły, wyznaczanie niszczących naprężeń elementów kon-

strukcji, metody obliczania skrzydeł i ich odkształceń, lotek, elementów mechanizacji skrzydeł, kadłubów z uwzględnieniem obciążeń symetrycznych i niesymetrycznych, łoż silnikowych, amortyzacji i konstrukcji podwozi, podano zasady obliczeń sterownic i napędów, wyznaczania naprężeń i odkształceń cieplnych oraz omówiono zagadnienia zmęczeniowej trwałości konstrukcji samolotowych. Przedstawiono wpływ odkształceń aerospężystych konstrukcji samolotu na skuteczność lotek i sterów oraz zagadnienie giętno-skrętnego flatteru skrzydła i ustereń. Przy wyznaczaniu stanu naprężeń poszczególnych zespołów konstrukcji zastosowano w większości przypadków wariacyjną metodę mechaniki, analogiczną do metody sił. Książka zawiera również konieczną ilość przykładów liczbowych, które ułatwiają opanowanie materiału teoretycznego.

Książka jest podręcznikiem dla wyższych technicznych szkół lotniczych, mogą z niej również korzystać przy projektowaniu samolotów konstruktorzy i obliczeniowcy.

LS

WIERTOLOTY, RASCHIO-T I PROJEKTOWANIE, czast I: Aerodinamika, M. Ł. M i l, A. W. N i e k r a s o w, A. S. B r a w i e r m a n, Ł. N. G r o d k o, M. A. L e j k a n d, Izdatel'stvo Maszinstrojenije, Moskwa, 1966, stron 456, cena 2 rb 13 kop.

W zapowiadzanym cyklu o śmigłowcach jest to pierwsza część, której dalsze mają obejmować zagadnienia wytrzymałościowe i projektowanie. W części tej przedstawiono przebieg rozwoju śmigłowców pod względem wymiarów, doskonałości i przeznaczenia oraz porównano śmigłowce z samolotami, określając ich miejsce wśród innych środków tak zwanego bezłotniskowego lotnictwa. Rozpatrzono różne teorie wirnika nośnego i odpowiadające im metody wyznaczania jego charakterystyki aerodynamicznej — klasyczną teorią wirnika nośnego z zawiasowym mocowaniem łopát w ogólnym przypadku krzywoliniowego ruchu śmigłowca, impulsową teorię idealnego wirnika nośnego i jej zastosowanie do energetycznej metody obliczeń, klasyczną teorię w przypadku zastosowania metody liczbowego całkowania, teorię wirową — oraz metody doświadczalnego wyznaczania charakterystyk wirnika w locie i w tunelach aerodynamicznych. Szczegółowo przedstawiono różne metody aerodynamicznych obliczeń śmigłowców i teorie flatteru wirnika nośnego. Rozwinięto metody obliczania flatteru w fazie zawisu i w locie postępowym. Szczególną uwagę zwrócono na wpływ tarcia w przegubach i na drgania łopát wywołane automatem zmiany skoku. Opisano doświadczalne badania flatteru. Treść książki uzupełniono fotografiami szeregu śmigłowców radzieckich, licznymi rysunkami, schematami, wykresami i tablicami.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów biur konstrukcyjnych, pracowników naukowych, wykładowców wyższych szkół technicznych. Może być ona również wykorzystana przez inżynierów w zakładach budowy śmigłowców i studentów przy uzupełnianiu wiadomości z zakresu aerodynamiki i wytrzymałości śmigłowców. Liczne ustępy książki będą też przydatne dla załóg latających oraz technicznych pracowników obsługi śmigłowców.

LS

Roczny spis treści za rok 1967

Zagadnienia ogólne

	Nr	Str.
Dobór samolotu dla linii lotniczej — W. Krysiak . . .	1	16
Po III Kongresie Lotnictwa Rolniczego w Arnheim — B. Staszewski . . .	2	20
Rozkwit bułgarskiego lotnictwa cywilnego . . .	2	21
Koszt i ekonomia zabiegów agrolotniczych — J. Krę- żatek . . .	5	1
II Konferencja RWPg na temat lotnictwa rolniczego i wystawa w Warnie — T. Kostia . . .	5	23
Uniwersalna klasyfikacja dziesiętna . . .	9	16
Od naszego korespondenta . . .	9	19
Wspomnienie o mgrze inż. Szczepanie Grzeszczyku — E. Jungowski . . .	10	21
Zagadnienie rytmiczności obsługi technicznej samolo- tów — B. Gruchelski . . .	10	27
	11	21

Aerodynamika i mechanika lotu

Badania aerodynamiczne spoilerów — J. Żurański . . .	1	8
Uderzenie dźwiękowe — A. Tarnogrodzki, E. Łuczywek . . .	6	9
Konfiguracja liny holowniczej szybowca z uwzględ- nieniem sił aerodynamicznych — J. Maryniak . . .	7	4

Silniki lotnicze i rakietowe

Spalanie w silnikach rakietowych na paliwo stałe — A. Jankowski . . .	2	5
Gazodynamika samoregulacji dyszy naddźwiękowej z ciałem centralnym — T. Gajewski . . .	4	12
Wpływ konstrukcji turbiny silnika lotniczego na wartość luzu wierzchołkowego jej łopatek — S. Szczeciński . . .	6	5
Zagadnienie mieszania strumieni w silniku dwuprze- plywowym — B. Jung . . .	8	5
Duże silniki rakietowe — O. Wołczek . . .	9	1
Przebieg zmian parametrów turbinowego silnika odr- zutowego w zależności od sprowadzonej prędkości obrotowej — W. Kordziński . . .	9	4
Pomiar ciągu silników rakietowych — A. Jankowski, J. Sęczyk . . .	10	8
Wpływ liczby Reynoldsa na parametry turbinowego silnika odrzutowego — W. Kordziński . . .	11	9
Układ zapłonowy stosowany w lotniczych silnikach turbiniowych — K. Zuchowicz . . .	11	13
Silniki jonowe i podróże międzyplanetarne — O. Woł- czek . . .	12	23
Kilka uwag na temat turbinowych silników śmi- głowcowych — W. Kordziński . . .	12	6

Wytrzymałość

Pomiary drgań w technice lotniczej (cd.) — W. Ma- kułski . . .	4	16
Ulepszanie własności zmęczeniowych konstrukcji ze stopów aluminium przy użyciu zgniotu plastycz- nego na zimno — B. Jancelewicz . . .	6	18
Wpływ odkształceń konstrukcji na obciążenia stero- wane szybowca — W. Stafiej . . .	8	15
Obliczenia drgań swobodnych łopaty wirnika nośne- go śmigłowca w polu sił odśrodkowych — K. Szu- mański . . .	12	11

Technologia i materiałoznawstwo

Spawanie strumieniem elektronów — H. Zatyka . . .	2	14
Niektóre problemy obróbki elektrochemicznej — J. Kozak . . .	3	15
Ulepszanie własności zmęczeniowych konstrukcji ze stopów aluminium przy użyciu zgniotu plastycz- nego na zimno — B. Jancelewicz . . .	6	18
Badania jakości powłok tlenkowych na aluminium i stopach aluminium — S. Sękowski . . .	7	9
Trawienie kształtowe metodą chemiczną części ze stopów glinu — Z. Wiącek . . .	8	20
Obróbka powierzchniowa w wygiadzarce wibracyj- nej — M. Marciniak, A. Stefko . . .	10	17
Badania jakości powłok tlenkowych na aluminium i stopach aluminium (cz. II) — M. Zawadzka . . .	12	18
Anizotropia i sprężystość tworzyw zbrojonych — H. Ottarzewski . . .	12	17

Konstruowanie maszyn latających

Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwość jej podwyższenia (cz. II) — R. Witkowski . . .	2	10
cz. III . . .	6	15
dok. . .	8	10
Samolot „Concorde”. Założenia projektowe i zagad- nienia eksploatacyjne — W. Kordziński . . .	2	4
Samolot „Concorde”. Opis samolotu. Badania i pró- by. Budowa prototypów — K. Kordziński . . .	4	5
Uwagi o produkcji i zastosowaniu lotniczego sprzętu rolniczego w kraju — J. Wolf . . .	5	2

Nr Str.

Tendencje rozwojowe współczesnych samolotów rol- niczych — W. Sottyk . . .	5	3
Wymagania odnośnie warunków pracy pilota samo- lotu rolniczego — A. Rudiuk . . .	5	8
Samolot czy śmigłowiec w pracach rolniczych — F. Borodzik . . .	5	11
Kilka uwag na temat rolniczego wyposażenia samo- lotów — B. Staszewski . . .	5	15
Pneumatyczne rozpylanie środków chemicznych z samolotów — J. Wolf . . .	5	19
II konferencja RWPg na temat lotnictwa rolniczego i wystawa w Warnie — T. Kostia . . .	5	23
Konfiguracja liny holowniczej szybowca z uwzględ- nieniem sił aerodynamicznych — J. Maryniak . . .	7	4
Wpływ odkształceń konstrukcji na obciążenia stero- wane szybowca — W. Stafiej . . .	8	15
Zagadnienie startu szybowca za wyciągarką — A. Jensen, W. Lehman . . .	9	11
Układ zapłonowy stosowany w lotniczych silnikach turbiniowych — K. Zuchowicz . . .	11	13

Osprzęt

Ciągomierz elektryczny — H. Pietruszka, A. Ra- doń, A. Rucz . . .	1	11
Pomiar temperatury powietrza przy prędkościach poddźwiękowych i naddźwiękowych — H. Kaczorek . . .	3	9
Spidobarografy SPB2 — SPBIV — B. Mierkowski . . .	6	29
Wzбудnik elektrodynamiczny — A. Sendyk, T. Skwir- czyński . . .	7	13
Regulatory napięcia lotniczych prądnic prądu sta- łego — H. Kaczorek . . .	10	12

Produkcja

Spawanie strumieniem elektronów — H. Zatyka . . .	2	14
Niektóre problemy obróbki elektrochemicznej — J. Kozak . . .	3	15
Uwagi o produkcji i zastosowaniu lotniczego sprzę- tu rolniczego w kraju — J. Krężatek . . .	5	2
Trawienie kształtowe metodą chemiczną części ze stopów glinu — Z. Wiącek . . .	8	20
Obróbka powierzchniowa w wygiadzarce wibra- cyjnej — M. Marciniak, A. Stefko . . .	10	17

Lotnictwo komunikacyjne i rolnicze

Rozkwit bułgarskiego lotnictwa cywilnego . . .	2	21
Oslona meteorologiczna komunikacji lotniczej na Atlantyku Północnym — W. Krysiak . . .	3	25
Koszt i ekonomia zabiegów agrolotniczych — J. Krę- żatek . . .	5	1
Tendencje rozwojowe współczesnych samolotów rol- niczych — W. Sottyk . . .	5	3
Wymagania odnośnie warunków pracy pilota samo- lotu rolniczego — A. Rudiuk . . .	5	8
Samolot czy śmigłowiec w pracach rolniczych. — F. Boroduk . . .	5	11
Kilka uwag na temat rolniczego wyposażenia samo- lotów — B. Staszewski . . .	5	15
Pneumatyczne rozpylanie środków chemicznych z sa- molotów — J. Wolf . . .	5	19
II konferencja RWPg na temat lotnictwa rolnicze- go i wystawa w Warnie — T. Kostia . . .	5	23
Pewne zagadnienia równomierności rozkładu che- mikaliiw rozpylanych z samolotu — R. Witkowski . . .	6	23
Zagadnienia startu szybowca za wyciągarką — A. Jen- sen, W. Lehman . . .	9	11
	11	8
60 lat śmigłowców — W. Kordziński . . .	12	1

Astronautyka

Badania powierzchni Księżyca — S. Kochański . . .	1	1
Doświadczalne wyznaczanie erozywności stałych ma- teriałów pędnych — L. Wołski . . .	2	1
Spalanie w silnikach rakietowych na paliwo stałe — A. Jankowski . . .	2	5
Przyszłościowe badania Księżyca za pomocą bezza- łogowych pojazdów — A. Marks . . .	3	1
Mikrosilniki rakietowe — S. Kochański . . .	4	1
XVII Międzynarodowy Kongres Astronautyczny w Madrycie — O. Wołczek . . .	6	1
Następni ludzie na Księżycu — A. Marks . . .	7	1
Dynamika wzmacniacza elektrohydraulicznego w układzie sterowania pojazdu kosmicznego — S. Bo- rowik . . .	8	1
Duże silniki rakietowe — O. Wołczek . . .	9	1
Radzieckie badania Księżyca — J. Grzegorzewski . . .	10	1
Dziesięć lat w Kosmosie — A. Marks . . .	10	4
Perspektywy bezzałogowe lotów na Marsa i Wenus — A. Marks . . .	11	1
Silniki jonowe i podróże międzyplanetarne — O. Woł- czek . . .	12	23

Nowości Techniczne

Nr Str.

Specjalna wersja samolotu transportowego Lockheed „Hercules” — W. K.	1	21
Samolot bojowy pionowego startu „Adam” 2 — W. K.	1	21
Samolot ze sztucznego tworzywa — W. K.	1	21
Lekki francuski śmigłowiec rozpoznawczy — W. K.	1	21
Włoski śmigłowiec do zwalczania łodzi podwodnych — W. K.	1	21
Satelita meteorologiczny „Nimbus” 2 — W. K.	1	21
Japońskie rakiety nośne — W. K.	1	21
Silnik rakietowy o średnicy 6,6 m — W. K.	1	22
Tunel aerodynamiczny do samolotów V/STOL — W. K.	1	22
Szerokie możliwości zastosowania urządzeń Microvision — W. K.	1	22
Symulator lotu z barwną wizualizacją — W. K.	1	22
Rurkowa konstrukcja lekka — W. K.	1	22
Nowy rodzaj stopu na łopatkach turbinowych — W. K.	1	22
Urządzenie do wstępnego badania samolotu VAK 191 B — W. K.	2	23
Próby w locie samolotu HA 300 — W. K.	2	23
Pierwsze produkcyjne samoloty F-111 — W. K.	2	24
Próby w locie rakiety „Saturn” SA-203 — W. K.	2	24
Próby przed lotem satelity księżycowego „Lunar Orbiter” — W. K.	2	25
Silnik dwuprzepływowy Rolls-Royce RB.178 — W. K.	2	25
Silnik dwuprzepływowy Pratt and Whitney JT9D-1 — W. K.	2	26
Nowe wersje silnika BMW 6022 — W. K.	2	26
Nowe silniki Turbomeca — W. K.	2	26
Silnik UAC PT6A o dwukrotnie zwiększonej mocy — W. K.	2	26
Turbinowy silnik odrzutowy o ciągu 63,5 kG — W. K.	2	26
Zespołowy system do nawigacji i lądowania Teldix — W. K.	2	27
Selenoid do niskich temperatur — W. K.	2	27
Hartowanie z obszaru austenitu — A. G.	2	27
Honowanie diamentami — W. K.	2	27
Kanadyjski pocisk rozpoznawczy Cl-89 — W. K.	3	20
Samolot pasażerski Lear Liner Model 40 — W. K.	3	20
Budowa samolotu do badań meteorologicznych — W. K.	3	20
Satelity łącznościowe trzeciej generacji — W. K.	3	20
Dalsze szczegóły na temat silnika RB.178 — W. K.	3	21
Silnik JT9D-1 — nowe informacje — W. K.	3	22
Przelicznik do rakiety „Saturn” 1B — W. K.	3	23
Nowy typ wskaźnika pracy silników — W. K.	3	23
Hamulce chłodzone cieczą — W. K.	3	23
Bezkolektorowy silnik prądu stałego — W. K.	3	23
Urządzenie do określania ciężaru i położenia środka ciężkości samolotu — W. K.	3	23
Nowy system przeciwbłędzeniowy śmigieł — W. K.	3	23
Pompa paliwowa z wbudowanym regulatorem wydajności — W. K.	3	24
Nowe silniki nośne Rolls-Royce — W. K.	3	24
Palnik plazmowy do spawania — W. K.	3	24
Tensometry zmęczenia — A. G.	3	24
Maszyny liczące w produkcji — A. G.	3	24
Samolot do zwalczania pożarów Canadair CL-215 — W. K.	4	23
Śmigłowiec jako latający cel — W. K.	4	24
Dalsze szczegóły na temat śmigłowca SA-340 — W. K.	4	25
Rakiet „Saturn” 5 — W. K.	4	26
Sterowanie procesem spawania — A. G.	4	27
Metalografia trójwymiarowa — A. G.	4	27
Naddźwiękowy samolot pasażerski Boeing 2707 — W. K.	6	31
Statek „Apollo” — W. K.	6	32
Szczegółowe dane silnika JFT17A-21 — W. K.	6	34
Obróbka elektrochemiczno-iskrowa — A. G.	6	35
Sterowanie adaptacyjne — A. G.	6	35
Nowy system planowania operatywnego — A. G.	6	35
Samolot pasażerski pionowego startu VC400 — W. K.	7	17

Nowe odrzutowe samoloty pasażerskie na krótkie trasy — W. K.	7	18
Nowy rodzaj skrzydła samolotu Lockheed L-2000 — W. K.	7	19
Wojkowa wersja samolotu „King Air” — W. K.	7	20
Nowa wersja samolotu „Trident” — W. K.	7	20
„Latający dywan” — nowy rodzaj pojazdu powietrznego — W. K.	7	20
Poduszki BH.8 — W. K.	7	20
Pojazd do lądowania na Księżycu Lem — W. K.	7	20
Nowe szczegóły na temat silników do amerykańskiego naddźwiękowego samolotu pasażerskiego — W. K.	7	21
Silnik rakietowy o ciągu 2270 ton — S. K.	7	22
Hipersoniczny silnik strumieniowy na ciekły wodor — W. K.	7	22
Samoloty krótkiego startu uniwersytetu Missisipi — W. K.	8	23
Samolot Sikorsky z chowanym wirnikiem — W. K.	8	24
Naddźwiękowy latający cel firmy Ryan — W. K.	8	24
Lekki śmigłowiec „Beta” 200 — W. K.	8	24
Projekty urządzeń ratunkowych dla astronautów — W. K.	8	25
Nowy silnik dwuprzepływowy Pratt and Whitney — W. K.	8	25
Trojładowy silnik Rolls-Royce „Trent” — W. K.	8	26
Włot zmniejszający hałas silnika — W. K.	8	26
Pneumatyczno-hydrauliczne sterowanie liczbowe — A. G.	8	27
Mikrominiaturyzowane obwody integralne w przyrządach pokładowych — W. K.	8	27
Przyspieszony proces azotowania — A. G.	8	28
Laminaty podnoszą stosunek wytrzymałości do ciężaru — A. G.	8	28
Suszenie pokryć strumieniem elektronów — A. G.	8	28
Nowa wersja samolotu służbowego Cessna — W. K.	9	19
Amerykańskie projekty „Autobusów powietrznych” na krótkie i średnie trasy — W. K.	9	20
Wspólny europejski projekt „Autobusu powietrznego” — W. K.	9	20
Amerykański poduszkiwiec Bell SK-9 — W. K.	9	21
Cywilna wersja śmigłowca „Super Frelon” — W. K.	9	22
Przyszłe zastosowanie rakiety „Saturn” 5 — W. K.	9	22
Angielska rakietka nośna „Black Arrow” — W. K.	9	22
Indyjski silnik odrzutowy HJE-2500 — W. K.	9	23
Projekty nowych rozwiązań konstrukcyjnych w silnikach odrzutowych — W. K.	9	23
Tłumiki do prób silników samolotu „Concorde” — W. K.	9	24
Spawanie łukowe z samoczynnym sterowaniem — A. G.	9	24
Samolot Saab 37 „Viggen” w stadium prób w locie — W. K.	10	22
Ostatnie osiągnięcia w dziedzinie napędów jonowych — W. K.	10	24
Wyważanie z zastosowaniem laserów — A. G.	10	26
Radar do wykrywania turbulencji w spokojnej atmosferze — W. K.	10	26
Zasobnik z wyposażeniem rozpoznawczym — W. K.	10	26
Nowe samoloty turystyczne firmy Mooney — W. K.	11	23
Bliższe szczegóły na temat autobusu powietrznego Lockheed U-1011 — W. K.	11	24
Projekt budowy japońskiego naddźwiękowego samolotu treningowego — W. K.	11	24
Dodatkowe zastosowania kabiny „Apollo” — W. K.	11	24
Trzecia generacja silników nośnych — W. K.	11	26
Wyposażenie rozpoznawcze umieszczone w odejmanej części nosowej samolotu — W. K.	11	27
Ogranicznik prędkości obrotowej dla silników turbinowych — W. K.	11	27
Fabrykaty ze stopów tytanu o dużej dokładności wymiarowej — W. K.	11	27
Śmigłowiec z dodatkowym ciągiem Lockheed AH-56A — W. K.	12	26
Hawker Siddeley „Trident” 3B — W. K.	12	27
Komora do odtwarzania warunków kosmicznych — W. K.	12	27

Spis treści według zeszytów

Zeszyt 1

Str.

S. Kochański: Badania powierzchni Księżyca . . .	1
I. Auerbach: Przybliżone obliczenie stożkowych tarcz wirujących . . .	5
J. Żurawski: Badania aerodynamiczne spoilerów . . .	8
H. Pietruszka, A. Radon, A. Rucz: Ciągomiernik elektryczny W. Krysiak: Dobór samolotu dla linii lotniczej . . .	11
KRONIKA . . .	16
NOWOŚCI TECHNICZNE . . .	20
ROZKWIAT BULGARSKIEGO LOTNICTWA CYWILNEGO . . .	21
ROCZNY SPIS TREŚCI ZA ROK 1966 . . .	23
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Pomoce inżyniera prób w locie. Nomogram Krzywej Dnia — oprac. J. Perliński . . .	okł.

Zeszyt 2

Str.

L. Wolski: Doświadczalne wyznaczanie erozywności stałych materiałów pędnych . . .	1
A. Jankowski: Spalanie w silnikach rakietowych na paliwo stałe . . .	5
R. Witkowski: Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwości jej podwyższenia (cz. II) . . .	10

H. Zatyka: Spawanie strumieniem elektronów . . .	Str.
B. Staszewski: Po III Kongresie Lotnictwa Rolniczego w Arnheim . . .	14
Rozkwit bułgarskiego lotnictwa cywilnego . . .	20
NOWOŚCI TECHNICZNE . . .	21
KRONIKA . . .	23
NOTATKI ZE ŚWIATA . . .	28
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH . . .	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Pomoce inżyniera prób w locie. Nomogram Krzywej Dnia — oprac. J. Perliński . . .	okł.

Zeszyt 3

A. Marks: Przyszłościowe badania Księżyca za pomocą bezzałogowych pojazdów . . .	Str.
W. Kordziński: Samolot „Concorde”. Założenia projektowe i zagadnienia eksploatacyjne . . .	4
H. Kaczorek: Pomiar temperatury powietrza przy prędkościach poddźwiękowych i naddźwiękowych . . .	9
J. Kozak: Niektóre problemy obróbki elektrochemicznej . . .	15
NOWOŚCI TECHNICZNE . . .	20

	Str.
W. Krysiak: Oslona meteorologiczna komunikacji lotniczej na Atlantyku Północnym	25
NA PÓŁKACH KSIĘGARSKICH	26
KRONIKA	27
NOTATKI ZE ŚWIATA	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Systematyka profili (ciąg dalszy) — oprac. E. Lewalska	okł.

Zeszyt 4

S. Kochański: Mikrosilniki rakietowe	1
W. Kordziński: Samolot „Concorde”. Opis samolotu. Badania i próby. Budowa prototypów.	5
T. Gajewski: Gazodynamika samoregulacji dyszy nadźwiękowej z ciałem centralnym	12
W. Makulski: Pomiary drgań w technice lotniczej (ciąg dalszy)	16
NOWOŚCI TECHNICZNE	23
KRONIKA	27
NOTATKI ZE ŚWIATA	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, część IX. Miedź i stopy miedzi — ciąg dalszy — oprac. A. Ciszewski, T. Radomski	okł.

Zeszyt 5

J. Krężalek: Koszt i ekonomia zabiegów agrolotniczych	1
J. Wolf: Uwagi o produkcji i zastosowaniu lotniczego sprzętu rolniczego w kraju	2
W. Sołtyk: Tendencje rozwojowe współczesnych samolotów rolniczych	3
A. Rudiuk: Wymagania odnośnie warunków pracy pilota samolotu rolniczego	8
F. Borodzik: Samolot czy śmigłowiec w pracach rolniczych	11
B. Staszewski: Kilka uwag na temat rolniczego wyposażenia samolotów	15
J. Wolf: Pneumatyczne rozpylanie środków chemicznych z samolotów	19
T. Kostia: II konferencja RWPG na temat lotnictwa rolniczego i wystawa w Warnie	23
KRONIKA	okł.
NOTATKI ZE ŚWIATA	okł.

Zeszyt 6

O. Wołczek: XVII Międzynarodowy Kongres Astronautyczny w Madrycie	1
S. Szczeciński: Wpływ konstrukcji turbiny silnika lotniczego na wartość luzu wierzchołkowego jej łopatek	5
A. Tarnogrodzki, E. Łuczywek: Uderzenie dźwiękowe	9
R. Witkowski: Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwość jej podwyższenia (cz. III)	15
B. Jancelewicz: Ulepszanie własności zmęzeniowych konstrukcji ze stopów aluminium przy użyciu zgniotu plastycznego na zimno	18
R. Witkowski: Pewne zagadnienia równomierności rozkładu chemikaliów rozpylanych z samolotu	23
B. Mierkowski: Spidobarografy SPB2 — SPBIV	29
NOWOŚCI TECHNICZNE	31
KRONIKA	36
NOTATKI ZE ŚWIATA	36
POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”: Systematyka profili. Grupa profili NACA. Rodzina profili laminarnych (cd.) — oprac. E. Lewalska	okł.

Zeszyt 7

A. Marks: Następni ludzie na Księżycu	1
J. Maryniak: Konfiguracja liny holowniczej szybowca z uwzględnieniem sił aerodynamicznych	4
S. Sękowski: Badania jakości powłok tlenkowych na aluminium i stopach aluminium	11
A. Sendyk, T. Skwirczyński: Wzbudnik elektrodynamiczny	12
KRONIKA	16
NOWOŚCI TECHNICZNE	17
NOTATKI ZE ŚWIATA	23
NA PÓŁKACH KSIĘGARSKICH	24
POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”: Pomoce inżyniera prób w locie. Nomogram Krzywej Dnia — oprac. J. Perliński	okł.

Str.

Str.

Zeszyt 8

S. Borowik: Dynamika wzmacniacza elektrohydraulicznego w układzie sterowania pojazdu kosmicznego	1
B. Jung: Zagadnienie mieszanienia strumieni w silniku dwuprzepływowym	5
R. Witkowski: Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwość jej podwyższenia (dc.)	11
W. Stafiej: Wpływ odkształceń konstrukcji na obciążenia sterowane szybowca	15
Z. Wiącek: Trawienie kształtowe metodą chemiczną części ze stopów glinu	20
NA PÓŁKACH KSIĘGARSKICH	22
NOWOŚCI TECHNICZNE	23
POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych (cz. IX). Miedź i stopy miedzi (cd.) — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	okł.

Zeszyt 9

O. Wołczek: Duże silniki rakietowe	1
W. Kordziński: Przebieg zmian parametrów turbino- wego silnika odrzutowego w zależności od sprowadzo- nej prędkości obrotowej	4
A. Jensen, W. Lehman: Zagadnienie startu szybowca za wyciągarką	11
Uniwersalna klasyfikacja dziesiętna (UKD)	16
OD NASZEGO KORESPONDENTA	19
NOWOŚCI TECHNICZNE	19
POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. IX. Miedź i stopy miedzi — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	okł.

Zeszyt 10

J. Grzegorzewski: Radzieckie badania Księżyca	1
A. Marks: Dziesięć lat w Kosmosie	4
A. Jankowski, J. Sęczyk: Pomiar ciągu silników raki- etowych	8
H. Kaczorek: Regulatory napięcia lotniczych prądnic prądu stałego	13
A. Marciniak, A. Stefko: Obróbka powierzchniowa w wykładzarkach wibracyjnej	17
OD NASZEGO KORESPONDENTA	21
Wspomnienie o Szczepanie Grzeszczyku	27
NOWOŚCI TECHNICZNE	22
KRONIKA	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”: Systematyka profili. Profile pochodne w stosunku do serii 6 (dc.) — oprac. E. Lewalska	okł.

Zeszyt 11

A. Marks: Perspektywy bezzałogowych lotów na Mar- sa i Wenus	1
W. Kordziński: Wpływ liczby Reynoldsa na parametry turbino- wego silnika odrzutowego	3
A. Jensen, W. Lehman: Zagadnienie startu szybowca za wyciągarką (dokończenie)	8
K. Zuchowicz: Badania jakości powłok tlenkowych na aluminium i stopach aluminium (cz. II)	18
B. Gruchelski: Zagadnienie rytmiczności obsługi tech- nicznej samolotów	21
NOWOŚCI TECHNICZNE	23
KRONIKA	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Materiały stosowane w kon- strukcjach lotniczych, część IX. Miedź i stopy miedzi — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	okł.

Zeszyt 12

W. Kordziński: 60 lat śmigłowców	1
W. Kordziński: Kilka uwag na temat turbinowych sil- ników śmigłowcowych	6
K. Szumański: Obliczanie drgań swobodnych łopaty wirnika nośnego śmigłowca w polu sił odśrodkowych	11
H. Ołtarzewski: Anizotropia i sprężystość tworzyw zbrojonych	17
O. Wołczek: Silniki jonowe i podróże międzyplanetarne NOWOŚCI TECHNICZNE	23
NA PÓŁKACH KSIĘGARSKICH	26
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Materiały stosowane w kon- strukcjach lotniczych, część IX. Miedź i stopy miedzi (dok.) — oprac. A. Ciszewski i T. Radomski	28
	okł.

Alfabetyczny spis autorów

	Nr	Str.		Nr	Str.
Auerbach Irena			Maryniak Jerzy		
Przybliżone obliczenie stożkowych tarcz wirujących	1	5	Konfiguracja liny holowniczej szybowca z uwzględnieniem sił aerodynamicznych	7	4
Borowik Stanisław			Mierkowski Bogumił		
Dynamika wzmacniacza elektrohydraulicznego w układzie sterowania pojazdu kosmicznego	8	1	Spidobarografy SPB2 — SPBIV	6	29
Borodzik Feliks			Olitarzewski Henryk		
Samolot czy śmigłowiec w pracach rolniczych	5	4	Anizotropia i sprężystość tworzyw zbrojonych	12	17
Ciszewski Andrzej			Perliński Janusz		
Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych	4	okł.	Pomoce inżyniera prób w locie	1	okł.
Część IX. Miedź i stopy miedzi (cd.)	8	okł.	Pomoce inżyniera prób w locie	2	okł.
Część IX. Miedź i stopy miedzi (cd.)	9	okł.	Pomoce inżyniera prób w locie	7	okł.
Gajewski Tadeusz			Radomski Tadeusz		
Gazodynamika samoregulacji dyszy naddźwiękowej z ciałem centralnym	4	12	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych.	4	okł.
Gruchelski Bogusław			Część IX. Miedź i stopy miedzi	8	okł.
Zagadnienie rytmiczności obsługi technicznej samolotów	11	21	Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych.	8	okł.
Grzegorzewski Jerzy			Część IX. Miedź i stopy miedzi	9	okł.
Radzieckie badania Księżyca	10	1	Radon Andrzej		
Jancelewicz Bohdan			Ciągomiernik elektryczny	1	11
Ulepszenie własności zmęczeniowych konstrukcji ze stopów aluminium przy użyciu zgniotu plastycznego na zimno	6	18	Rucz Andrzej		
Jankowski Antoni			Ciągomiernik elektryczny	1	11
Pomiar ciągu silników rakietowych	10	8	Rudiuk Andrzej		
Jensen A.			Wymagania odnośnie warunków pracy pilota samolotu rolniczego	5	8
Zagadnienie startu szybowca za wyciągarką	9	11	Sendyk Andrzej		
	11	8	Wzbudnik elektrodynamiczny	7	12
Jung Barbara			Sekowski Stefan		
Zagadnienie mieszania strumieni w silniku dwuprzepływowym	8	5	Badanie jakości powłok tlenkowych na aluminium i stopach aluminium	7	8
Kaczorek Henryk			Skwirczyński Tadeusz		
Pomiar temperatury powietrza przy prędkościach poddźwiękowych i naddźwiękowych	3	9	Wzbudnik elektrodynamiczny	7	12
Regulatory napięcia lotniczych prądnic prądu stałego	10	12	Sołtyk Witold		
Kochański Stanisław			Tendencje rozwojowe współczesnych samolotów rolniczych	5	3
Badania powierzchni Księżyca	1	1	Stafiej Wiesław		
Mikrosilniki rakietowe	4	1	Wpływ odkształceń konstrukcji na obciążenia sterowane szybowca	8	15
Kordziński Walerian			Staszewski Bernard		
Samolot „Concorde”. Założenia projektowe i zagadnienia eksploatacyjne	3	4	Po III Kongresie Lotnictwa Rolniczego w Arnhem	2	20
Samolot „Concorde”. Opis samolotu, badania i próby. Budowa prototypów	4	5	Kilka uwag na temat rolniczego wyposażenia samolotów	5	15
Przebieg zmian parametrów turbinowego silnika odrzutowego w zależności od sprawdzonej prędkości obrotowej	9	4	Szczeciński Stefan		
Wpływ liczby Reynoldsa na parametry turbinowego silnika odrzutowego	11	3	Wpływ konstrukcji turbiny silnika lotniczego na wartość luzu wierzchołkowego jej łopatek	6	5
60 lat śmigłowców	12	1	Szumański Kazimierz		
Kilka uwag na temat turbinowych silników śmigłowcowych	12	6	Obliczanie drgań swobodnych łopaty wirnika nośnego śmigłowca w polu sił odśrodkowych	12	11
Kostia Tadeusz			Tarnogrodzki Andrzej		
II konferencja RWPG na temat lotnictwa rolniczego i wystawa w Warnie	5	23	Uderzenie dźwiękowe	6	9
Kozak Jerzy			Wiącek Zdzisław		
Niektóre problemy obróbki elektrochemicznej	3	15	Trawienie kształtowe metodą chemiczną części ze stopów glinu	8	20
Kreżalek Jan			Witkowski Ryszard		
Koszt i ekonomia zabiegów agrolotniczych	5	1	Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwości jej podwyższenia	2	10
Krysiak Wacław				6	15
Dobór samolotu dla linii lotniczej	1	16	Pewne zagadnienia równomierności rozkładu chemicznych rozpylanych z samolotu	6	23
Ochrona meteorologiczna komunikacji lotniczej na Atlantyku Północnym	3	25	Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwość jej podwyższenia	8	10
Lewalska Elżbieta			Wolf Jerzy		
Systematyka profili (ciąg dalszy)	3	okł.	Uwagi o produkcji i zastosowaniu lotniczego sprzętu rolniczego w kraju	5	2
Systematyka profili (ciąg dalszy)	6	okł.	Pneumatyczne rozpylanie środków chemicznych z samolotów	5	19
Systematyka profili (ciąg dalszy)	10	okł.	Wolski Leonard		
Lehman W.			Doświadczalne wyznaczanie erozywności stałych materiałów pędnych	2	1
Zagadnienie startu szybowca za wyciągarką	9	11	Wolczek Olgierd		
	11	8	XVII Międzynarodowy Kongres Astronautyczny w Madrycie	6	1
Łucywek Eugeniusz			Duże silniki rakietowe	9	1
Uderzenie dźwiękowe	6	9	Silniki jonowe i podróże międzyplanetarne	12	23
Makulski Waldemar			Zatyka Henryk		
Pomiary drgań w technice lotniczej	4	16	Spawanie strumieniem elektronów	2	14
Marks Andrzej			Zawadzka Maria		
Przyszłościowe badania Księżyca za pomocą bezzałogowych pojazdów	3	1	Badania jakości powłok tlenkowych na aluminium i stopach aluminium	11	18
Następni ludzie na Księżycu	7	1	Zurański Jerzy		
Perspektywy bezzałogowych lotów na Marsa i Wenus	11	1	Badania aerodynamiczne spoilerów	1	8
			Zuchowicz K.		
			Układ zapłonowy stosowany w lotniczych silnikach turbinowych	11	13

