


1967

3

technika
lotnicza
i astronautyczna



A. Marks: Przyszłościowe badania Księżyca za pomocą bezzałogowych pojazdów	1
W. Kordziński: Samolot „Concorde”. Założenia projektowe i zagadnienia eksploatacyjne	4
H. Kaczorek: Pomiar temperatury powietrza przy prędkościach poddźwiękowych i nadźwiękowych	9
J. Kozak: Niektóre problemy obróbki elektrochemicznej	15
NOWOŚCI TECHNICZNE	20
W. Krysiak: Czołowa meteorologiczna komunikacji lotniczej na Atlantyku Północnym	25
NA POLKACH KSIĘGARSKICH	26
KRONIKA	27
NOTATKI ZE ŚWIATA	28
POMOCE KONSTRUKTORSKIE	
TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRO-NAUTYCZNEJ: Systematyka profili (ciąg dalszy) — oprac. E. Lewalska	old

A. Marks: Advanced Moon exploration by unmaned space vehicles	1
W. Kordziński: „Concorde” programme. Design basis and exploitation problems	4
H. Kaczorek: Measurement of the air temperature at subsonic and supersonic speeds	9
J. Kozak: Some problems of the electrochemical forming	15
TECHNICAL NEWS	20
W. Krysiak: Meteorological service for air transport in the area of North Atlantic	25
ON BOOKSELLER'S SHELVES	26
CHRONICLE	27
DESIGNER'S DATA SHEETS; Aerofoil classification — elab. by E. Lewalska	on cover

A. Marks: Перспективные исследования Луны с помощью беспилотных космических кораблей	1
W. Kordziński: Самолет „Concorde”. Основные Положения и вопросы эксплуатации	4
H. Kaczorek: Измерение температуры воздуха при подзвуковых и сверхзвуковых скоростях	9
J. Kozak: Некоторые проблемы электрохимической обработки	15
Технические новости	20
W. Krysiak: Метеорологическая защита авиационной коммуникации на Северном Атлантике	25
На книжных полках	26
Хроника	27
КОНСТРУКТОРСКИЕ ПОСОБИЯ АВИАЦИОННОЙ И АСТРОНАВТИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ:	
Систематика профилей — обр. E. Lewalska	облож.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. S. KCCHAŃSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

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. WOJCIECHOWSKI

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

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 31/C — D-7. 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

Mgr inż. ANDRZEJ MARKS

Przyszłościowe badania Księżyca za pomocą bezzałogowych pojazdów

Najbardziej frapującym dziełem astronautyki jest obecnie selenonautyka — już za kilka lat jej poczynania zostaną uwieńczone pierwszą wyprawą ludzi na Księżyc.

Ostatnio zrealizowano wiele doniosłych przedsięwzięć selenonautycznych, w tym pierwsze miękkie lądowanie aparatu kosmicznego na Księżycu (radzieckiej *Łuny 9*, a w kilka miesięcy później amerykańskiego *Surveyora A 1*) i równie trudne pierwsze wprawienie aparatu kosmicznego w wokółksiężycowy ruch satelitarny (radzieckiej *Łuny 10*, a następnie amerykańskiego *Lunar Orbitera*).

Przedsięwzięcia te bardzo rozszerzyły naszą wiedzę o Księżycu, a jednocześnie stanowiły kluczowy etap techniczny w dalszym opanowywaniu Księżyca. Dzięki nim istniejące już od kilku lat plany różnorodnych urządzeń przeznaczonych do badań Księżyca stały się realne. Można już zatem przewidywać, jaki będzie rozwój selenonautyki w czasie najbliższych kilku lat.

Obecnie najbardziej aktualnym i „ważnym” zadaniem selenonautyki jest dostarczenie jak najwszechstronniejszych i dokładnych danych naukowych o strukturze fizycznej, chemicznej i mineralogicznej powierzchni Księżyca, co od lat stanowi przedmiot żmudnych i skomplikowanych badań wykonywanych metodami astronomicznymi z Ziemi, a co może być zbadane w definitywny sposób dopiero po umieszczeniu przyrządów badawczych na Księżycu. Temu właśnie celowi mają służyć aparaty typu *Surveyor*.

Według pierwotnych planów ich naukowe wyposażenie ma obejmować urządzenia działające już w czasie lotu z Ziemi na Księżyc i urządzenia włączające się dopiero po wylądowaniu na Księżycu. Szczególnie interesująca jest ta druga grupa urządzeń naukowych.

Mają się one składać z 2 do 4 radioteleautograficznych kamer obserwacyjnych różnego typu i różnorodnie umieszczonych. Obecnie jednak, jak się zdaje, poprzestanie się na 2 kamerach uniwersalnych wyposażonych w wymienne obiektywy i filtry optyczne — kolorymetryczne, fotometryczne i polaryzacyjne. Kamery te umieszczone będą w ten sposób, aby dawały łącznie obrazy stereoskopowe. Osobny obiektyw dostarczać będzie mikroskopowe obrazy powierzchni gruntu Księżyca oraz pobierane przez urządzenia badawcze próbki tego gruntu.

Do pobierania próbek gruntu ma służyć umieszczone w aparacie kosmicznym niewielkie urządzenie wiertnicze. Jego działaniem pokazywanym przez jedną z kamer obserwacyjnych będzie można sterować fa-

lami radiowymi wysyłanymi z Ziemi. W wywiercony otwór o średnicy 5 cm i głębokości nie większej niż 150 cm będzie wsuwana sonda wykonująca na różnych głębokościach badania właściwości magnetycznych gruntu, akustycznych (w odległości 60 cm od otworu będzie zrzucany z aparatu kosmicznego na grunt mały ciężarek uwiązany na lince, a umieszczony w sondzie mikrofon odbierać będzie fale sejsmiczne), termicznych (za pomocą pirometru, w którym źródło ciepła stanowić będzie niewielka żaróweczka). Oprócz tego za pomocą sondy wsuwanej do otworu wykonywane będą badania gruntu metodami aktywacji neutronowej i gamma, czyli naświetlanie gruntu strumieniami neutronów oraz promieni gamma, i badanie tworzącej się wskutek tego w gruncie sztucznej promieniotwórczości, a także badania, w jaki sposób grunt Księżyca odbija, pochłania i rozprasza neutrony i promienie gamma. Badane będą także właściwości elektryczne gruntu Księżyca.

Pobrane z otworu wiertniczego próbki przekazywane będą do umieszczonych w aparacie kosmicznym innych urządzeń badawczych. Główną rolę wśród nich będą spełniać:

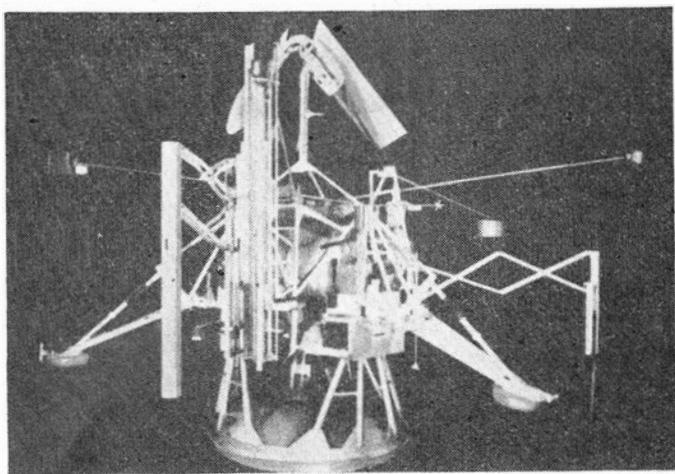
1) 13-kanałowy spektrometr rentgenowski, w którym próbki gruntu zostaną naświetlone strumieniem elektronów, w wyniku czego tworzyć się będzie promieniowanie rentgenowskie. Badanie tego promieniowania umożliwi wyznaczenie zawartości glinu, wapnia, chloru, chromu, żelaza, magnezu, manganu, niklu, potasu, azotu, krzemu, siarki i tytanu,

2) rentgenowski dyfraktometr, który umożliwi zbadanie mineralogicznej struktury gruntu,

3) chromatograf gazowy do badania zawartych w próbkach gazów i ewentualnie substancji organicznych, których istnienie, chociaż bardzo mało prawdopodobne, nie jest jednak na razie definitywnie wykluczone.

Oprócz próbek pobieranych z otworu wiertniczego odpowiedni chwytak-manipulator będzie pobierał próbki z powierzchni gruntu.

Poza tymi urządzeniami planuje się umieszczenie na aparatach kosmicznych typu *Surveyor* manometru mierzącego ciśnienie atmosfery księżycowej (w granicach od 10^{-7} do 10^{-14} mm Hg), przyrządów badających promieniowanie jonizujące z przestrzeni kosmicznej i z gruntu, magnetometru, dwóch sejsmometrów, mikrofonu rejestrującego uderzenia mikro-meteorów i cząstek wybijanych z gruntu przez uderzenia meteorów oraz urządzenia do pomiarów elektrycznych. Część urządzeń będzie umieszczona w dwóch termostatycznych zasobnikach.



1. Surveyor z urządzeniem wiertniczym

Działanie przyrządów regulowane będzie przez umieszczony w aparacie „mózg elektronowy”, a także falami radiowymi z Ziemi, przy czym do tego drugiego sposobu przywiązuje się większe znaczenie.

Nie ulega wątpliwości, iż także następne radzieckie aparaty kosmiczne miękko lądujące na powierzchni Księżyca mieć będą znacznie obfitsze i różnorodniejsze urządzenia badawcze niż *Łuna 9*, której główne wyposażenie stanowiła kamera obserwacyjna. Dość często wspomina się o tym, że w aparatach tych umieszczać się będzie obiekty biologiczne, co pozwoli uzyskać cenne dane o oddziaływaniu na istoty żywe warunków istniejących w czasie lotu na Księżyc i pobytu na Księżycu, a tym samym danych niezbędnych dla uczonych i konstruktorów przygotowujących wyprawę załogową na Srebrny Glob.

Oprócz wysyłania na powierzchnię Księżyca aparatów kosmicznych o znacznie ulepszonej konstrukcji wysyłać się także będzie dalsze sztuczne księżycy Księżyca. Na razie jednak w tej dziedzinie nie ustalono jeszcze, w jakim kierunku iść będzie rozwój tych urządzeń.

Bardzo interesujące są natomiast projekty urządzeń, które mają być wysyłane na powierzchnię Księżyca i po miękkim wylądowaniu będą się tam po niej przemieszczać wykonując badania w różnych miejscach, co oczywiście znacznie rozszerzy ich zakres. Ucheni radzieccy projektują tego rodzaju urządzenie o nazwie *Rask*, a ucheni amerykańscy o nazwie *Prospector*.

Te aparaty kosmiczne poruszać się będą po powierzchni Księżyca na podwoziach kołowych, gąsienicowych lub kroczących, przy czym wyposażone będą w urządzenia samoczynnie kierujące ich ruchem w ten sposób, aby omijały przeszkody (większe góry, nierówności, a zwłaszcza szczeliny w gruncie). Oprócz tego ruchem ich kierować się będzie falami radiowymi wysyłanymi z Ziemi według przekazywanych z tych aparatów obrazów przebywanego przez nie terenu. Chociaż z powodu dużej odległości Księżyca od Ziemi (średnio 384 tys. km) tworzyć się będzie 2,5-sekundowe opóźnienie między dotarciem na Ziemię wysłanych z aparatu sygnałów radiowych, niósących informacje o wyglądzie przebywanego terenu, a dotarciem do aparatu wysłanego z Ziemi sygnału sterowniczego, to jednak ze względu na powolność przemieszczania się aparatu po powierzchni Księżyca nie będzie to mieć większego znaczenia. Powolny ruch stosowany będzie po to, aby ograniczyć zużycie energii, a także dla umożliwienia wykonania badań naukowych. Przy realizacji niektórych badań aparat będzie zatrzymywany. Tego rodzaju urządzenia kosmiczne zasilać się będzie energią elektryczną przede wszystkim z ogniw jądrowych, co umożliwi długotrwałe działanie aparatów, a także pracę również w czasie przeszło dwutygodniowej nocy księżycowej i w dowolnym miejscu. Można je także będzie zasilać z fotogniw słonecznych, ale tylko w czasie dnia księżycowego. Wówczas aparat skrupulatnie będzie

musiał omijać rejony zacienione, gdyż w przypadku zabrnienia w obszar trwale osłonięty od promieni słonecznych aparat by tam pozostał i na zawsze zakończył pracę.

Obecnie planuje się, że aparaty tego rodzaju będą dostarczane na Księżyc jako ładunek przenoszony przez statki kosmiczne typu *Łuna* lub *Surveyor*, przy czym po wylądowaniu na Księżycu zjeżdżać one będą na jego powierzchnię i samodzielnie wykonywać badania. Według innych projektów pojazdy kosmiczne o konstrukcji podobnej jak *Łuna 9* lub *Surveyor* zamierza się wyposażyć w podwozia. Na razie jednak w tej dziedzinie istnieją tylko różnorodne koncepcyjne plany, ale nie ustalono jeszcze, które z tych rozwiązań będą w pierwszej kolejności realizowane w praktyce.

Najciekawszym obecnie projektem w dziedzinie bezzałogowych aparatów kosmicznych przeznaczonych do badań Księżyca jest projekt aparatu, który po wylądowaniu na Księżycu pobierze tam próbki z jego powierzchni, a następnie wystartuje z nimi do lotu powrotnego na Ziemię. Istnieje już nawet skonkretyzowany technicznie projekt w tej dziedzinie opracowany przez uczonych amerykańskich. Jednakże droga od projektu do realizacji jest bardzo długa i na razie nie wiadomo, czy będzie on zrealizowany i kiedy to nastąpi. W każdym razie warto jednak się z nim bliżej zapoznać.

Projekt nosi nazwę *Greencheese*. Aparat ma mieć postać kuli o średnicy 110 cm wykonanej z drzewa balsa i masę 80 kg. Wewnątrz kuli mają się znajdować różnorodne urządzenia, przy czym środek masy kuli nie będzie się pokrywać ze środkiem geometrycznym. Kula zostanie dostarczona na powierzchnię Księżyca, za pomocą statku kosmicznego podobnego do *Surveyora*. Po wylądowaniu statku na Księżycu kula stoczy się na powierzchnię Księżyca po odpowiedniej prowadnicy, a dzięki temu, że jej środek masy nie pokrywa się ze środkiem geometrycznym zatrzyma się w zaplanowanym przez konstruktorów położeniu. Jeżeli jednak zajmie ona pozycję niezaplanowaną, uruchomione zostaną niewielkie rakietowe dysze sterownicze, które przetoczą ją w prawidłowe położenie. Potem z kuli wysuną się podpory, które oprą się o grunt. Następnie z wnętrza wysuną się dwa wiertła-chwytaaki, które pobiorą próbki gruntu i wciągną je do odpowiednich pojemników, które zostaną następnie szczelnie zamknięte. Jednocześnie umieszczony w kuli nadajnik radiowy wysyłać będzie sygnały umożliwiające dokładne zlokalizowanie z Ziemi miejsca pobytu aparatu z dokładnością $\pm 1,6$ km. Dzięki temu możliwe będzie obliczenie toru, po jakim aparat wleci z Księżyca, aby trafić na Ziemię oraz określenie chwili startu.

Po wykonaniu tych czynności do aparatu zostaną przesłane z Ziemi falami radiowymi dokładne polecenia sterownicze, według których zrealizowany będzie wzlot z Księżyca. Polecenia te zostaną zmagazynowane w urządzeniu pamięciowym aparatu.

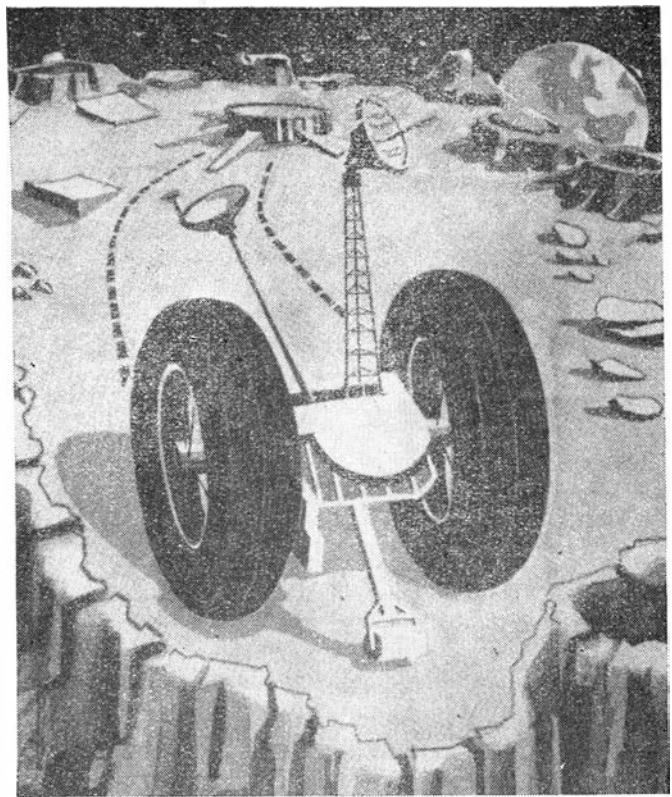
Pierwszą czynnością poprzedzającą lot powrotny na Ziemię będzie odrzucenie górnej części powłoki balsowej. Następnie umieszczony wewnątrz niewielki silniczek elektryczny wprawi górna część aparatu w ruch obrotowy w celu odpowiedniego zorientowania jej w azymucie (jako kierunek odniesienia służyć będzie kierunek ku Słońcu). Kolejnym etapem będzie zmiana wielkości odchylenia wysuniętych z kuli trzech podpór za pomocą silniczka, wskutek czego zmieni się w odpowiedni sposób elewacja aparatu. Wreszcie ostatnią czynnością będzie odrzucenie dolnej części balsowej powłoki. Odlot aparatu ku Ziemi umożliwi niewielki silnik rakietowy zasilany paliwem w postaci stałej. Silnik ten mieć będzie postać kuli o średnicy 33 cm. Wytwarzać on będzie ciąg 295÷410 kG w czasie 15÷25 sekund. W czasie lotu powrotnego na Ziemię umieszczony w aparacie nadajnik radiowy wysyłać będzie co pewien czas sygnały, umożliwiające dokładne wyznaczenie toru lotu, a tym samym i wyznaczenie miejsca lądowania na Ziemi.

Aparat wleci do atmosfery ziemskiej prawie prostopadle z prędkością 10,7 km/s, toteż hamowany będzie bardzo gwałtownie (maksymalne opóźnienie na wysokości 36 km wyniesie aż 300 g), a jednocze-

śnie nagrzewany aerodynamicznie (najsilniej na wysokości 40 km). Aby zabezpieczyć aparat przed zniszczeniem, jego projektodawcy zamierzają pokryć go z zewnątrz topionym kwarcem, a od wewnątrz chryzolitem (azbestem nasyconym smołą) stanowiącym zły przewodnik ciepła. Gwałtowne hamowanie aerodynamiczne doprowadzi do zmniejszenia prędkości lotu. Na wysokości 15 km prędkość wyniesie zaledwie 90 m/s, po czym otwarte zostaną spadochrony, na których wylądował on na Ziemi. Wysyłane przez nadajnik radiowy aparatu sygnały umożliwią jego odzyskanie.

Opisane tutaj typy aparatów kosmicznych w zasadzie wyczerpują podstawowe odmiany bezzałogowych pojazdów przeznaczonych do badań satelity naszej planety. Nie należy zatem oczekiwać, aby miały być zbudowane (przynajmniej w niedalekiej przyszłości) bezzałogowe aparaty o jeszcze bardziej złożonej konstrukcji. Należy zresztą zwrócić uwagę, iż załogowa wyprawa na Księżyc nastąpi prawdopodobnie przedtem nim na Księżyc wysłane zostaną bezzałogowe aparaty zdolne do wylądowania tam i do powrotu na Ziemię. Mogłoby się więc wydawać, iż konstruowanie tego rodzaju aparatów nie będzie już mieć racji bytu. Wypada jednak zwrócić uwagę na fakt, że tego rodzaju poglądy, aczkolwiek bardzo rozpowszechnione, nie są jednak słuszne. Nawet wówczas bowiem, gdy na Księżyc wysłane będą liczne załogowe wyprawy nie zaprzestanie się wysyłania w jego kierunku aparatów bezzałogowych, jako znacznych i z powodzeniem zastępujących w wielu dziedzinach ludzi. Co więcej, gdy na Księżycu będzie się budować stałe załogowe bazy naukowe, a być może nastąpi to już za lat kilkanaście, nie zaprzestanie się badań Księżycza tak „przestarzałą” metodą jak obserwacje astronomiczne wykonywane z Ziemi. Dopiero bowiem kompleksowe połączenie i wykorzystanie wszystkich metod badań Księżycza umożliwi uzyskanie wszechstronnych i dokładnych wyników.

Obecnie głównym celem selenonautyki jest dostarczenie selenologom danych, naukowych o Księżycu niemożliwych lub bardzo trudnych do uzyskania z Ziemi, jednocześnie jednak bardzo ważnym i zupełnie odrębnym celem jest uzyskanie danych technicznych umożliwiających konstruowanie coraz bardziej wszechstronnych aparatów kosmicznych, a szczególnie przygotowujących wyprawy załogowe. Równocześnie nie zapomina się o możliwości wykorzystania Księżycza do celów utylitarnych. Nie chodzi tu o eksploatację dóbr mineralnych Księżycza na użytek ziemski, o czym często się wspomina, gdyż długo jeszcze koszty transportu na trasie między obu ciałami niebieskimi będą tak olbrzymie, że projekty tego rodzaju będą niedorzeczne. Księżyc można jednak wykorzystać do innych celów, np. jako miejsce

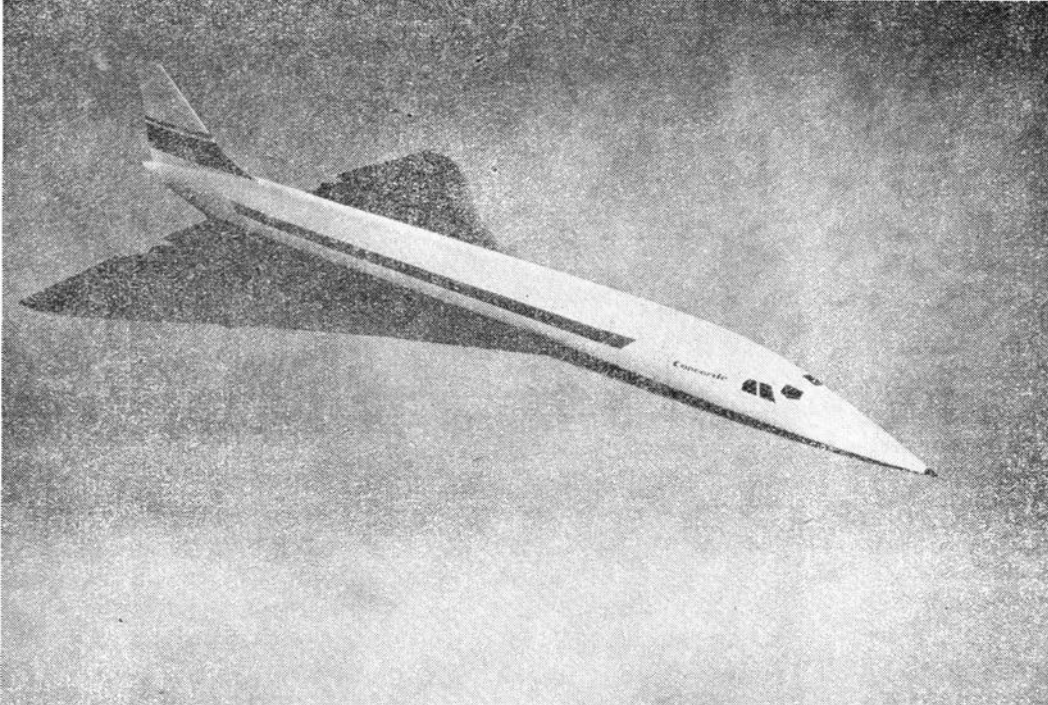


2. Prospector na Księżycu

umieszczenia bezzałogowych (a w dalszej przyszłości ewentualnie i załogowych) ultrakrótkofalowych radiostacji przekaźnikowych, przydatnych zwłaszcza w telewizji o zasięgu globalnym.

Co prawda ponad danym rejonem powierzchni Ziemi Księżyc jest w ciągu doby widoczny przeciętnie tylko przez 12 godzin i 25 minut, ale w tym okresie może on służyć jako potencjalna stacja retransmisyjna. Na Księżycu można także umieścić obserwatoria meteorologiczne śledzące atmosferę naszej planety, a zwłaszcza jej zachmurzenie, i przesyłające wyniki badań na Ziemię. W obu wymienionych dziedzinach od dość dawna z powodzeniem wykorzystuje się sztuczne satelity Ziemi, ale możliwości jakie daje Księżyc również są nie do pogardzenia. Księżyc może być także miejscem umieszczenia obserwatoriów słonecznych, co umożliwi prognozy aktywności słonecznej, a to będzie mieć ogromne znaczenie praktyczne, ponieważ zmiany aktywności Słońca wywierają wielki wpływ na ziemskie zjawiska meteorologiczne.

W zeszycie majowym „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” opublikujemy artykuły poświęcone lotnictwu rolniczemu. Będą to m.in.: „O właściwy kierunek rozwoju samolotu rolniczego”, „Współczesne samoloty rolnicze”, „Rozwój myśli konstrukcyjnej w awioagrotechnice”, „Samolot czy śmigłowiec w pracach rolniczych”, „Pewne problemy walki o równomierność rozkładu chemikaliów z powietrza”.



1. Impresja fotograficzna wykonana przy użyciu modelu samolotu „Concorde”

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

Samolot „Concorde”

Założenia projektowe i zagadnienia eksploatacyjne

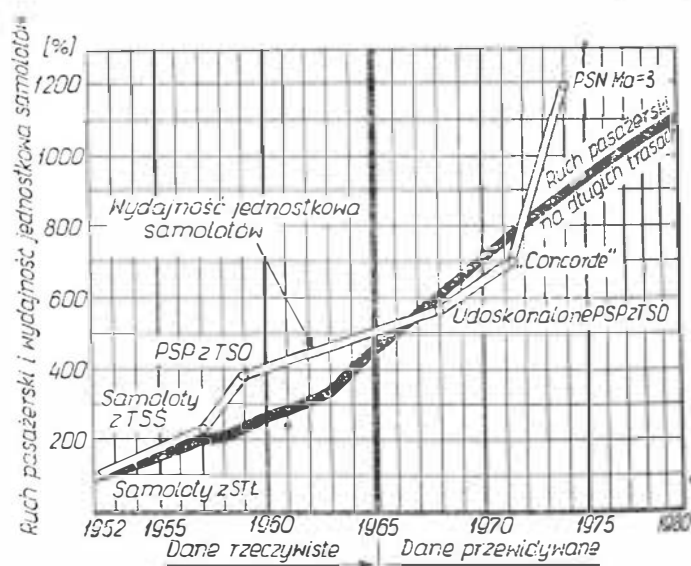
W niniejszym artykule — opracowanym głównie w oparciu o oryginalne materiały firm BAC i Sud-Aviation — przedstawiono czynniki, które wpłynęły na wybór podstawowych parametrów, kształtu aerodynamicznego i rodzaju silników pierwszego naddźwiękowego samolotu pasażerskiego „Concorde” oraz rozpatrzono niektóre zagadnienia związane z przyszłym użytkowaniem tego samolotu, przede wszystkim zagadnienia ekonomii eksploatacji. Konstrukcja samolotu, badania laboratoryjne towarzyszące pracom projektowym, badania wytrzymałościowe fragmentów konstrukcyjnych i badania silnika oraz stopień zaawansowania w budowie prototypów będą omówione w następnym artykule na temat samolotu „Concorde”.

W historii rozwoju lotnictwa pasażerskiego uderza ciągle i coraz bardziej intensywny wzrost prędkości samolotów. Zwiększenie prędkości przelotowej samolotu pasażerskiego oznacza wzrost jego wydajności i przyczynia się do wzrostu ruchu pasażerskiego. Należy spodziewać się, że obserwowany w ostatnich latach rozwój międzynarodowego handlu i transportu, gwałtowny wzrost stopy życiowej, powstanie nowych społeczeństw, krótko mówiąc — ogólny postęp ludzkości będzie bodźcem do dalszego zwiększania prędkości podróży samolotu na długich trasach.

Przyszły rozwój lotnictwa cywilnego jest w głównej mierze uzależniony od utrzymania właściwych proporcji między wzrostem ruchu pasażerskiego na długich trasach a wzrostem wydajności samolotów. Zastąpienie istniejących samolotów pasażerskich samolotami nowymi, szybszymi i większymi, jest oparte na zasadzie niezmiennej ogólnej ich ilości, nawet jeżeli prowadzi to do przejściowego zachwiania równowagi między ruchem pasażerskim a wydajnością samolotów. Wprowadzenie do eksploatacji mniejszej ilości bardziej wydajnych samolotów nie byłoby celowe, gdyż prowadziłoby do zmniejszenia częstotliwości lotów, co jest równoznaczne ze zmniejszeniem elastyczności eksploatacyjnej.

Przytoczone powyżej czynniki stały się podstawą podjęcia decyzji budowy naddźwiękowego samolotu pasażerskiego o prędkości $Ma = 2,2$ Sud-Aviation/BAC „Concorde” i wywarły wpływ na jego zasadnicze parametry. Widać to z wykresu na rys. 2, który przedstawia wzrost ruchu pasażerskiego — rzeczywisty i przewidywany — oraz wzrost wydajności samolotów w latach 1952 do 1980. Zwiększona wydajność dużych samolotów pasażerskich z turbinowymi silnikami śmigłowymi, wprowadzonych do eksploatacji w roku

1957, ściśle odpowiadała zwiększonemu ruchowi pasażerskiemu. Trudności w działalności linii lotniczych powstały dopiero w roku 1959 wskutek zastosowania samolotów odrzutowych o zbyt dużej wydajności; trudności te trwały przez kilka lat. W przeciwieństwie do tego zwiększona wydajność samolotu „Concorde” jest ściśle dostosowana do przewidywanego wzrostu ruchu pasażerskiego w latach 1968—1970. Natomiast amerykańskie samoloty pasażerskie o prę-



2. Wzrost ruchu pasażerskiego na długich trasach — rzeczywisty i przewidywany — i wydajności samolotów w latach 1952÷1980.

Przyjęte skróty: STL — silnik tłokowy; TSS — turbinowy silnik śmigłowy; TSO — turbinowy silnik odrzutowy; PSP — pasażerski samolot poddźwiękowy; PSN — pasażerski samolot naddźwiękowy

kości $Ma = 3$ będą miały tak dużą wydajność, że wywołają prawdopodobnie znacznie większe i bardziej długotrwałe zakłócenia w eksploatacji, niż to miało miejsce po wprowadzeniu odrzutowych samolotów pasażerskich pierwszej generacji.

W związku z powstającymi obecnie coraz liczniejszymi projektami bardzo dużych samolotów o stosunkowo małej prędkości, tj. „autobusów powietrznych” nasuwa się pytanie, czy budowa właśnie takiego samolotu nie byłaby bardziej celowa, gdyż umożliwiłby on znaczne obniżenie kosztów eksploatacyjnych i taryf pasażerskich. W odpowiedzi na to można stwierdzić, że te dwa typy samolotów nawzajem się nie wykluczają, a ich budowa zależy od tego, czy istnieje na nie zapotrzebowanie.

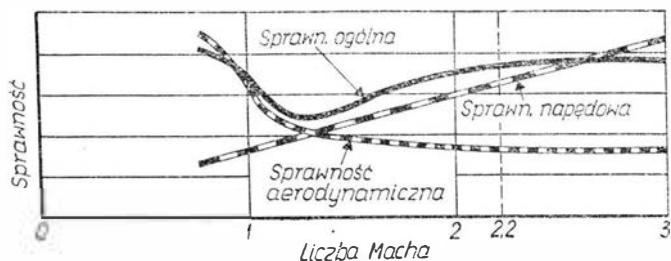
Porozumienie w sprawie rozwoju i produkcji samolotu „Concorde” przez francuską firmę Sud-Aviation i angielską British Aircraft Corp. (BAC) zostało zawarte w listopadzie 1962 r. Jest ono oparte na zasadzie równego rozdziału zadań i kosztów rozwoju całego samolotu — płatowca, silników, wyposażenia — między obie firmy. W celu kontroli na szczeblu rządowym postępu prac nad projektem „Concorde” utworzono stały komitet. Ze strony przemysłu kierownictwo programu budowy płatowca spoczywa w rękach komitetu złożonego z przedstawicieli firm Sud-Aviation i BAC, a kierownictwo programu budowy silników (Bristol Siddeley „Olympus” 593) — komitetu złożonego z przedstawicieli firm Bristol Siddeley i SNECMA. Samoloty będą budowane na dwóch liniach montażowych: w Tuluzie we Francji i w Filton w Anglii.

Pierwszy lot prototypu „Concorde” jest przewidziany na marzec 1968 r., a wprowadzenie samolotu do eksploatacji — na rok 1971.

Założenia projektowe

Zarówno firma Sud-Aviation jak i British Aircraft Corp. już od roku 1954 zajmowała się zagadnieniem budowy samolotów naddźwiękowych. Firma Sud-Aviation zbudowała przechwytywacz o mieszanym napędzie, który w 1957 r. osiągnął prędkość $Ma = 2$. Prędkość naddźwiękową osiągnął również samolot doświadczalny Sud-Aviation „Durandal”. W roku 1954 należąca obecnie do BAC firma English Electric oblatywała samolot P. 1, będący prototypem przechwytywacza „Lightning” o prędkości $Ma = 2$. Oblatywany przez BAC od 1962 r. samolot doświadczalny T.188 był pierwszym naddźwiękowym samolotem wykonanym z nierdzewnej stali. Samolot ten był przeznaczony przede wszystkim do badań nad nagrzewaniem kinetycznym przy prędkościach dochodzących do $Ma = 2,5$. Dwa inne angielskie samoloty doświadczalne, HP. 115 i BAC 221 (modyfikacja samolotu Fairey „Delta” 2, który w roku 1956 uzyskał absolutny rekord prędkości wynoszący 1821 km/h) są obecnie wykorzystywane do badań w ramach programu rozwojowego samolotu „Concorde”. Samolot HP. 115 służy do badania zagadnień małych prędkości lotu samolotów z wąskim skrzydłem „delta”, natomiast samolot BAC 221 — do badania aerodynamicznych charakterystyk skrzydła „gotyckiego” przy prędkościach poddźwiękowych, przydźwiękowych i naddźwiękowych.

Wybór prędkości przelotowej samolotu „Concorde”, tak istotny dla naddźwiękowych samolotów pasażer-



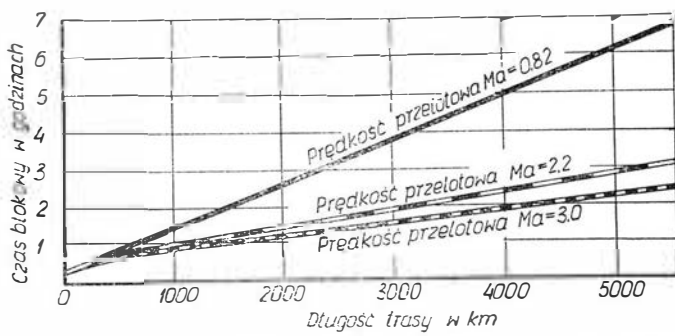
3. Zależności sprawności aerodynamicznej, napędowej i ogólnej samolotów pasażerskich od przelotowej liczby Macha

skich ze względów technicznych i ekonomicznych, został poprzedzony wszechstronną analizą szeregu czynników. Przyjęcie prędkości leżącej w zakresie przydźwiękowym, niewiele większej od $Ma = 1$, spowodowałoby spadek ekonomii samolotu w porównaniu z istniejącymi dużymi odrzutowymi samolotami poddźwiękowymi. Widać to wyraźnie na rys. 3, który przedstawia przebieg sprawności (doskonałości) aerodynamicznej płatowca, sprawności napędowej silników i wynikowej, ogólnej sprawności samolotu w zależności od liczby Macha. W przydźwiękowym zakresie prędkości lotu występuje gwałtowny spadek sprawności aerodynamicznej płatowca, spowodowany oporami falowymi; przy dalszym zwiększaniu prędkości lotu sprawność ta utrzymuje się w przybliżeniu na stałym poziomie. Sprawność napędowa turbinowych silników odrzutowych wzrasta ze wzrostem prędkości lotu. W związku z powyższym ogólna sprawność samolotu osiąga przy $Ma = 1,3$ wartość minimalną, odzyskując wartości, jakie miała w zakresie poddźwiękowym dopiero przy $Ma = 2,0 \div 2,2$. Przy dalszym zwiększaniu prędkości przelotowej wzrost sprawności ogólnej jest już nieznaczny.

Duży wpływ na wybór prędkości przelotowej wywarły ograniczenia konstrukcyjne związane z nagrzewaniem kinetycznym przy dużych prędkościach lotu. Przy $Ma = 2,2$ temperatura równowagi konstrukcji skrzydła za krawędzią natarcia wynosi ok. 120°C . Temperatura taka pozwala jeszcze na wykonanie konstrukcji wyłącznie ze stopów aluminium. W przypadku wyboru większej prędkości wysokie temperatury zmusiłyby do zastosowania na konstrukcję płatowca stali nierdzewnej i tytanu. Oznaczałoby to zwiększenie kosztów produkcji (większe koszty materiałów i oprzyrządowania) oraz konieczność opracowania nowych metod technologicznych, co łącznie z brakiem w Europie doświadczenia z dziedziny budowy samolotów ze stali nierdzewnej i tytanu znacznie przedłużyłoby program rozwoju samolotu.

Ostatnim wreszcie czynnikiem, który zdecydował o prędkości przelotowej samolotu „Concorde”, było dążenie do dostosowania jego wydajności do przewidywanego ruchu pasażerskiego w latach siedemdziesiątych (patrz rys. 2).

Przedstawione czynniki sprawiły, że projektanci samolotu „Concorde” uznali prędkość przelotową $Ma = 2,2$ za najbardziej korzystną dla naddźwiękowych samolotów pasażerskich pierwszej generacji. Samolot o prędkości odpowiadającej np. $Ma = 3$ — trudniejszy w budowie i eksploatacji — zapewniłby niewielki wzrost sprawności ogólnej oraz niewielki zysk pod względem czasu przelotu (jak widać z wykresu na rys. 4, na trasie o długości 5400 km skrócenie czasu przelotu w porównaniu z samolotem



4. Zależności czasu blokowego od długości trasy dla samolotów o różnych prędkościach przelotowych

o prędkości $Ma = 2,2$ wynosiłoby 30 min). Samolot o prędkości $Ma = 3$ i o większej ilości miejsc pasażerskich niż „Concorde” jest opracowywany w USA, należy jednak pamiętać, że Stany Zjednoczone dysponują już obecnie bogatym doświadczeniem w dziedzinie budowy samolotów o prędkości $Ma = 3$ (North American XB-70, Lockheed YF-12 i SR-71), a nawet o większych prędkościach (North American X-15). Poza tym samolot ten ma wejść do eksploatacji dopiero ok. roku 1975.

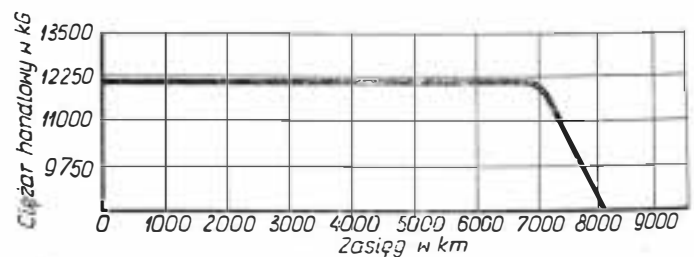
Przy wyborze ilości miejsc pasażerskich (136 w wersji przedprodukcyjnej) dużą rolę odegrał — podobnie jak przy wyborze prędkości przelotowej — przewidywany w latach siedemdziesiątych ruch pasażerski. Nie bez znaczenia było również zjawisko tzw. uderzenia dźwiękowego — ze względu na związany z ilością miejsc pasażerskich ciężar całkowity samolotu — o czym będzie mowa w następnym rozdziale artykułu.

Przyjęcie prędkości przelotowej odpowiadającej $Ma = 2,2$ zaważyło na wyborze aerodynamicznego kształtu samolotu. Przy przyjętej prędkości lotu najlepsze osiągi w warunkach przelotowych teoretycznie zapewnia wąskie skrzydło „delta” o długości czterokrotnie większej od połowy rozpiętości. Ze zwiększaniem prędkości przelotowej zwiększa się również optymalny stosunek długości do rozpiętości jednak pogarszają się przy tym znacznie własności skrzydła przy małych prędkościach lotu. W 1956 r. rozpoczęto w Anglii i Francji badania tunelowe skrzydeł przeznaczonych do samolotów naddźwiękowych poddając próbom setki skrzydeł o różnych kształtach. Stwierdzono, że przy $Ma = 2,2$ możliwe jest uzyskanie zadowalającego kompromisu między własnościami skrzydła przy małych i dużych prędkościach lotu przez zastosowanie zmodyfikowanego skrzydła „delta” o krawędzi natarcia w kształcie litery S i o umiarkowanie długiej przedniej części. Jest to tzw. skrzydło „gotyckie”, które przy odpowiednim zakrzywieniu linii szkieletowej zapewnia znaczne polepszenie osiągnięć samolotu w zakresie małych prędkości lotu (duża siła nośna przy lądowaniu) i w zakresie przydźwiękowym oraz zwiększenie stateczności i sterowności przy małych prędkościach lotu. Przyczynia się do tego głównie wydłużona przednia część skrzydła, która daje duży stosunek wyporu do oporu. Skrzydło „gotyckie” wykazuje przy tym korzystne własności przy prędkościach naddźwiękowych na dużych wysokościach lotu.

Bardzo interesujące jest rozpatrzenie przesłanek, które zadecydowały o wyborze do napędu samolotu „Concorde” silnika jednoprzepływowego wbrew ogólnym tendencjom stosowania obecnie — zarówno do samolotów poddźwiękowych jak i naddźwiękowych —

silników dwuprzepływowych. Nie ulega wątpliwości, że w przypadku samolotów o dużych prędkościach poddźwiękowych silniki dwuprzepływowe zapewniają znaczne korzyści pod względem zużycia paliwa. Jednak w zastosowaniu do samolotu typu „Concorde”, o prędkości $Ma = 2,2$, silnik dwuprzepływowy musiałby mieć bardzo duży stosunek wydatków zapewniający w czasie pracy z dopalaniem (lub ze spalaniem w zewnętrznym strumieniu) — które jest niezbędne w przypadku silnika dwuprzepływowego napędzającego samolot z prędkością $Ma = 2,2$ — możliwe mały wzrost zużycia paliwa w porównaniu z zużyciem przy wyłączonym dopalaczu. Duży stosunek wydatków pociąga za sobą wzrost gabarytów i ciężaru silnika zabudowanego. Obliczono, że wzrost ciężaru silnika dwuprzepływowego dostosowanego do napędu samolotu typu „Concorde” może wynieść w porównaniu z silnikiem jednoprzepływowym 1000 kg. Dochodzą do tego straty wynikłe ze wzrostu oporów aerodynamicznych wskutek większych gabarytów i znacznie większego wydatku powietrza silnika dwuprzepływowego. Również układ wlotowy i wylotowy tego silnika wypada znacznie większy i cięższy. W konsekwencji zwykły silnik odrzutowy — nie wymagający przy odpowiednim doborze ciągu dopalania w warunkach przelotowych — o wysokiej temperaturze przed turbiną i stosunkowo dużym sprężu zapewnia najmniejszy łączny ciężar układu napędowego i paliwa samolotu pasażerskiego latającego z prędkością $Ma = 2,2$ na średnich i długich trasach. Poważną zaletę silnika jednoprzepływowego w porównaniu z silnikiem dwuprzepływowym jest poza tym jego znacznie prostsza konstrukcja.

Czynnikami, który wpłynął na decyzję budowy do napędu samolotu „Concorde” silnika „Olympus” 593 była możliwość oparcia się na już istniejących i wypróbowanych silnikach „Olympus”, które na bombowcach „Vulcan” przepracowały w locie ponad 500 000 godzin. Przy projektowaniu silnika można poza tym było wykorzystać doświadczenia zdobyte w czasie rozwoju silnika „Olympus” 320 przeznaczonego do naddźwiękowego samolotu taktycznego TSR. 2. Wojskowe silniki „Olympus” mają duży ciąg jednostkowy, mały ciężar i gabaryty, duże okresy międzynaprawcze oraz odznaczają się łatwą obsługą, w związku z czym opracowanie wersji cywilnej nie wymagało znaczniejszych zmian konstrukcyjnych. Dzięki dwuzespołowej sprężarce o odpowiednio dobranych obciążeniach poszczególnych stopni silnik „Olympus” 593 wykazuje stosunkowo duży spręż, a co za tym idzie małe jednostkowe zużycie paliwa, przy dużym zapasie statecznej pracy, mimo że nie zastosowano komplikujących konstrukcję przestawialnych łopatek wlotowych lub zaworów upustowych. Duże znaczenie w rozwoju silnika miało bogate doświadczenie firmy SNECMA w dziedzinie dopalaczy, dysz wylotowych



5. Zależność ciężaru handlowego samolotu „Concorde” od zasięgu przy prędkości przelotu z wznoszeniem $Ma = 2,2$, bez wiatru i z rezerwą paliwa wg FAA

o zmiennej geometrii i odwracaczy ciągu, badaniem których firma zajmuje się już od 1954 r.

Poważne udoskonalenia postanowiono wprowadzić w wyposażeniu nawigacyjnym samolotu. Założono przy tym, że układ nawigacyjny ma wykorzystywać już istniejące i zaplanowane na przyszłość systemy kontroli lotniczego ruchu pasażerskiego oraz że całość zajęć związanych z nawigacją ma spoczywać na obu pilotach. Wyposażenie nawigacyjne potraktowano od początku jako integralną część samolotu. Zaprojektowano zupełnie nowe urządzenia, które umożliwiają daleko posuniętą automatyzację nawigacji, zapewniając załodze pełną swobodę w prowadzeniu samolotu.

Podobnie jak wszystkie nowoczesne samoloty pasażerskie, samolot „Concorde” został zaprojektowany z uwzględnieniem możliwości dalszego rozwoju. Dzięki temu wytwórcy samolotu już obecnie mogli opracować większą wersję, o maksymalnym ciężarze handlowym 12 700 kG (136 miejsc pasażerskich zamiast 126 w wersji prototypowej). Wytwórcy silnika zapewniają, że w ramach normalnego cyklu rozwojowego ciąg silnika zostanie zwiększony powyżej 15 800 kG, co pozwoli na dalsze podniesienie osiągnięć samolotu. Projekt samolotu został opracowany ze wszelkimi zapasami uwzględniającymi możliwe błędy w określeniu ciężaru, oporów szkodliwych, jednostkowego zużycia paliwa itp.

Poniżej przedstawiono podstawowe dane wersji prototypowej i wersji przedprodukcyjnej samolotu.

Dane wersji prototypowej

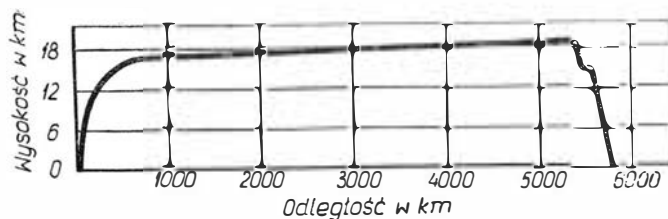
długość	56,2 m
rozpiętość	25,5 m
wysokość	11,6 m
maks. ciężar startowy	148 000 kG
maks. ciężar bez paliwa	74 910 kG
maks. ciężar przy lądowaniu	91 000 kG
maks. ciężar handlowy	11 800 kG
liczba miejsc pasażerskich	126

Dane wersji przedprodukcyjnej

długość	58,5 m
rozpiętość	25,5 m
wysokość	11,6 m
maks. ciężar startowy	154 000 kG
maks. ciężar handlowy	12 700 kG
liczba miejsc pasażerskich	136

Zagadnienia eksploatacyjne

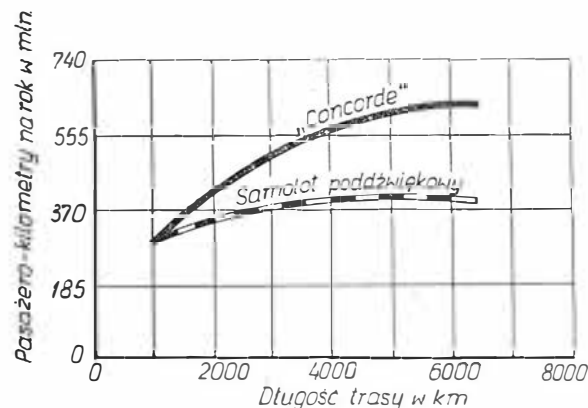
Charakterystyczną cechą samolotu „Concorde” jest jego znacznie większa w porównaniu ze współczesnymi poddźwiękowymi samolotami pasażerskimi na długie trasy wydajność eksploatacyjna. Wynika ona przede wszystkim z dużej prędkości lotu, która na wysokości przelotowej (między 15 000 a 18 000 m) wynosi 2335 km/h. Z projektowaną rezerwą paliwa samolot może transportować bez międzylądowań pełny ciężar handlowy na trasie o długości powyżej 6400 km (rys. 5), przy czym przelot odbywa się ze wznoszeniem zgodnie z optymalnym profilem pokazanym na rys. 6. Udoskonalenia, jakie w przyszłości zostaną wprowadzone do techniki eksploatacyjnej samolotu i kontroli ruchu w portach lotniczych, pozwolą na zwiększenie stosunku ciężaru do zasięgu. Wykres na rys. 7 przedstawia wydajność samolotu „Concorde”, wyrażoną w pasażerokilometrach na rok, w porównaniu z reprezentatywnym 170-miejscowym samo-



6. Profil przelotu samolotu „Concorde” na trasie Londyn—Nowy Jork przy prędkości przelotu ze wznoszeniem $Ma = 2,2$

lotem poddźwiękowym. Z wyjątkiem tras krótszych od ok. 1500 km samolot „Concorde” wykazuje większą wydajność — mimo mniejszej ilości miejsc pasażerskich — niż samolot poddźwiękowy.

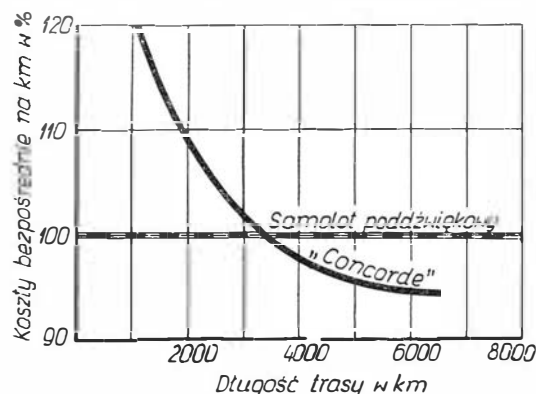
Duża prędkość samolotu „Concorde” sprawia, że mimo większych bezpośrednich kosztów godzinowych



7. Zależności liczby pasażerokilometrów na rok od długości trasy dla samolotu „Concorde” i reprezentatywnego samolotu poddźwiękowego

eksploatacji jego bezpośrednie koszty przypadające na kilometr lotu na średnich i długich trasach (powyżej 3700÷4000 km) są mniejsze od analogicznych kosztów współczesnych samolotów poddźwiękowych (rys. 8). Z uwagi na mniejszą ilość miejsc pasażerskich samolotu „Concorde” jego bezpośrednie koszty przypadające na pasażerokilometr nie będą mniejsze, lecz w przybliżeniu równe kosztom współczesnych samolotów poddźwiękowych. Natomiast mniejsze koszty przypadające na samolotokilometr mają duże znaczenie ze względu na eksploatację w okresach nie sezonowych, gdy na liniach lotniczych gwałtownie spada frekwencja pasażerów. Uniknięcie lub ograniczenie strat w tych okresach ma duży wpływ na roczną opłacalność linii lotniczych.

Wymagane dla samolotu „Concorde” długości pasów startowych są zgodne z angielskimi i francuski-



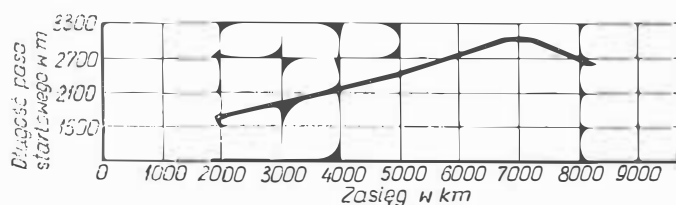
8. Zależności bezpośrednich kosztów eksploatacyjnych przypadających na kilometr lotu od długości trasy dla samolotu „Concorde” i reprezentatywnego samolotu poddźwiękowego

mi przepisami zdatowności cywilnego sprzętu lotniczego. Są one nawet mniejsze od długości pasów startowych potrzebnych dla obecnie eksploatowanych samolotów na długie trasy. Zależność wymaganej dla samolotu „Concorde” długości pasa startowego od zasięgu pokazano na rys. 9.

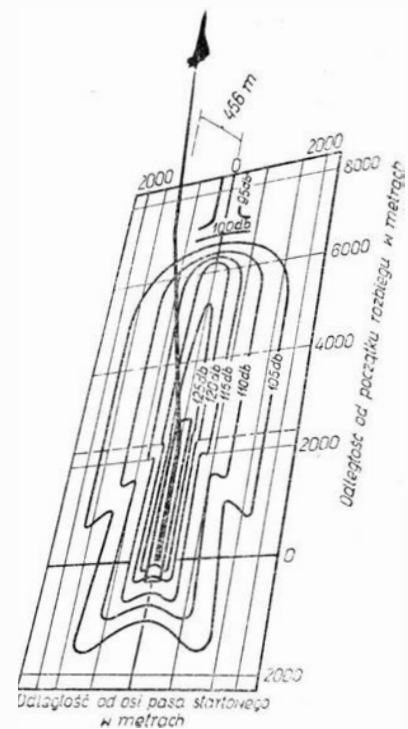
Przy projektowaniu samolotu „Concorde” brano pod uwagę istniejące i przyszłe przepisy dotyczące poziomu hałasu w portach lotniczych. Mimo dużego ciągu silników samolotu „Concorde” uniknięto zwiększonego hałasu dzięki starannemu zaprojektowaniu silnika i jego zabudowy, zastosowaniu tłumików oraz umieszczeniu silników parami jeden obok drugiego, co daje efekt kierunkowego rozchodzenia się hałasu. Na pasie startowym samolot „Concorde” może być cokolwiek bardziej hałaśliwy od współczesnych samolotów o porównywalnym ciężarze, lecz podczas wznoszenia sytuacja ulegnie odwróceniu, ponieważ jego duży nadmiar ciągu pozwoli na zdławienie silników bezpośrednio po starcie. W odległości 6,4 km od początku rozbiegu — jest to powszechnie stosowany punkt pomiaru poziomu hałasu w czasie startu samolotu — silniki samolotu „Concorde” powodują mniejszy hałas głównie dzięki bardziej stromemu wznoszeniu samolotu pozwalającemu na osiągnięcie większej wysokości w punkcie pomiaru hałasu (rys. 10).

Jednym z najpoważniejszych problemów w eksploatacji naddźwiękowych samolotów pasażerskich będzie zjawisko tzw. uderzenia dźwiękowego, czyli oddziaływanie na tereny zamieszkane fali uderzeniowej wytwarzanej przez samolot. Wartość powstającego na ziemi nadciśnienia, przesuwanego się wraz z falą uderzeniową, zależy głównie od wysokości lotu i od ciężaru samolotu: im większa wysokość lotu, tym mniejsze nadciśnienie, im większy ciężar samolotu, tym większe nadciśnienie. Jak już wspomniano w poprzednim rozdziale, zagadnienia związane z oddziaływaniem fali uderzeniowej wywarły duży wpływ na założenia do projektu „Concorde”. M. in. przy wyborze ciężaru całkowitego samolotu brano pod uwagę warunek, aby wytwarzana przez samolot fala uderzeniowa nie powodowała przekroczenia na ziemi dopuszczalnego nadciśnienia. Krytyczne pod tym względem warunki występują w czasie przyspieszania samolotu przez obszar przydźwiękowy, w związku z czym przewidziano dla samolotu „Concorde” szereg różnych rodzajów wznoszenia. W przypadku sąsiedztwa portu lotniczego z terenami zamieszkanymi tor wznoszenia może być tak stromy, aby przechodzenie samolotu przez obszar przydźwiękowy odbywało się na dużej wysokości. Oczywiście, taki tor wznoszenia różni się od toru optymalnego ze względu na zużycie paliwa, jednak spowodowany tym wzrost zużycia jest niewielki.

Samolot „Concorde” będzie latał na wysokościach, na których istnieje duże nasilenie promieniowania



9. Zależność długości pasa startowego n.p.m. od zasięgu dla samolotu „Concorde”, przy prędkości przelotu ze wznoszeniem $M_a = 2,2$, bez wiatru i z czerwą paliwa wg FAA



10. Wykres obrazujący rozchodzenie się hałasu w czasie startu samolotu „Concorde”

kosmicznego, zarówno pochodzenia galaktycznego jak i słonecznego. Promieniowanie galaktyczne nie będzie przedstawiać dla pasażerów niebezpieczeństwa ze względu na krótki czas trwania przelotu. Promieniowanie pochodzenia słonecznego jest bezpośrednio związane z protuberancjami na słońcu, wskutek czego raz na trzy lata występuje 24-godzinny okres wzmożonego promieniowania; średnie natężenie promieniowania pojawia się najwyżej dwa razy w roku. Okresy wzmożonego i średniego promieniowania kosmicznego pochodzenia słonecznego można przewidywać i gdy okaże się, że w tym okresie przypada przelot, wystarczy ograniczyć wysokość lotu do 15 000 m, aby utrzymać pełne bezpieczeństwo pasażerów. Jeżeli chodzi o załogę, to jej całkowite roczne napromieniowanie dopuszczalne dla pracowników zakładów izotopowych. Poza tym badania wykazują, że nasilenie promieniowania powstającego wskutek prób jądrowych nie przedstawia na wysokościach przelotu samolotu „Concorde” żadnego niebezpieczeństwa.

Jakkolwiek na wysokości przelotowej samolotu „Concorde” istnieje duża koncentracja ozonu, to jednak wysoka temperatura powietrza pobieranego z ostatniego stopnia sprężarek silników do klimatyzacji kabiny powoduje zmniejszenie zawartości ozonu w powietrzu do dopuszczalnego poziomu. W razie konieczności resztki ozonu będą zamieniane na tlen na drodze dysocjacji katalitycznej przy użyciu prostych filtrów metalowych.

Z poruszonych w niniejszym artykule zagadnień dotyczących samolotu „Concorde” widać, że samolot ten zapewni istotny postęp w komunikacji lotniczej skracając znacznie czas podróży i zwiększając opłacalność linii lotniczych (dzięki mniejszym kosztom przypadającym na samolotokilometr) bez powodowania przy tym konieczności zmian w budowie lotnisk i w systemach kontroli ruchu lotniczego, bez wywierania niekorzystnego wpływu na bezpośrednie otoczenie portów lotniczych i bez zmniejszenia bezpieczeństwa pasażerów.

Pomiar temperatury powietrza przy prędkościach poddźwiękowych i naddźwiękowych

W artykule przedstawiono metodę pomiaru temperatury powietrza w locie, typy termometrów i ich czujników. Podano podstawy teoretyczne i sposób cechowania termometrów, a szczególną uwagę poświęcono określeniu współczynnika odzysku będącego podstawowym parametrem czujników.

Dążenie do zwiększania prędkości i wysokości lotu, ciągle udoskonalenia systemów nawigacji lotniczej wymagają stosowania coraz bardziej precyzyjnego pomiaru temperatury powietrza w czasie lotu. Praktyka wykazała, że spośród znanych metod pomiaru temperatury najwygodniejsze są metody elektryczne pozwalające na pomiar temperatury statycznej i dynamicznej.

Dla pomiaru temperatur tymi metodami konieczna jest budowa układów składających się przeważnie z dwóch zasadniczych części, tj. czujnika umieszczonego w miejscu pomiaru i wskaźnika umieszczonego w miejscu odczytu — sprzężonych ze sobą odpowiednią linią przesyłową. Wskaźnik układu jest wtedy zwykłym miernikiem elektrycznym i określenie jego właściwości związanych z dokładnością pomiaru nie nastręcza poważniejszych trudności. W większości przypadków o dokładności pomiaru decyduje czujnik pomiarowy, którego konstrukcja ma zasadniczy wpływ na wyniki pomiarów. Czujnik taki składa się z elementu pomiarowego i jego osłony, a temperatura mierzona w warunkach względnego ruchu powietrza działa na element pośrednio, tj. poprzez osłonę. Z tego względu temperatura zmierzona przez ten element różni się od temperatury rzeczywistej nawet przy małych prędkościach. Zwiększenie prędkości powoduje szybki wzrost tej różnicy.

Artykuł omawia źródła błędów pomiaru i sposoby ich usunięcia, aktualne metody pomiarów stosowane w Anglii, konstrukcję czujników i układów pomiarowych.

Zależności podstawowe

W większości przypadków w czasie lotu mamy do czynienia ze względnym ruchem powietrza w stosunku do samolotu. Prędkość powietrza zmienia się od wartości maksymalnej, istniejącej w pewnej odległości od powierzchni samolotu lub innego ciała stałego, którą nazwać można prędkością strumienia swobodnego — do zera na powierzchni styku. Warstwa powietrza zawierająca pełną zmianę prędkości nazywana jest warstwą graniczną. Względna prędkość w warstwie granicznej zmienia się od prędkości strumienia swobodnego do prędkości ciała stałego, tj. do zera. W warstwie tej mamy więc do czynienia ze względnym ruchem cząsteczek powietrza powodującym tarcie i wyzwalamie energii cieplnej, co prowadzi do podwyższenia temperatury. Efekt ten rośnie bardzo szybko ze wzrostem prędkości przepływu. Wyzwolona energia cieplna odprowadzona jest drogą przewodzenia, konwekcji i promieniowania, a wartości tych składowych zmieniają się w poszczególnych

miejscach powierzchni ciała stałego ze zmianą prędkości przepływu.

W szczególnym przypadku, gdy ciałem stałym jest czujnik pomiarowy, temperatura wzdłuż jego powierzchni jest zależna nie tylko od temperatury swobodnego strumienia, lecz także od bilansu energii w warstwie granicznej. Temperatura pomierzona i odczytana ze wskazań wskaźnika nie jest więc równa temperaturze swobodnego strumienia, albo temperaturze statycznej. Zależność tę można wyrazić za pomocą wyrażenia:

$$T_r = T_o \left(1 + k \frac{\gamma - 1}{2} \text{Ma}^2 \right) \quad (1)$$

gdzie:

T_r — temperatura wskazana (absolutna),

T_o — temperatura statyczna swobodnego strumienia (absolutna),

k — współczynnik odzysku,

γ — ciepło właściwe powietrza,

Ma — prędkość strumienia swobodnego — liczba Macha.

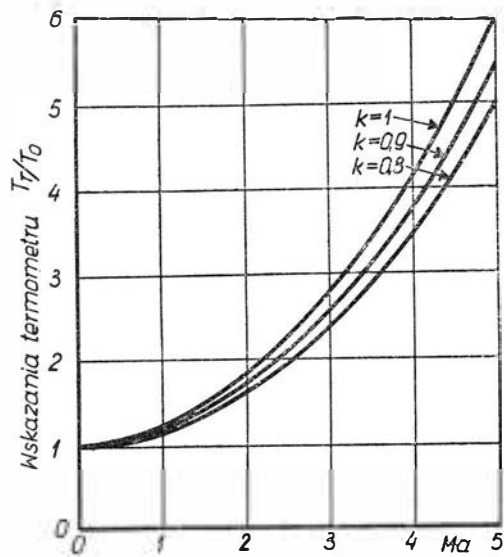
Wszystkie proste metody pomiaru temperatury powietrza wskazują pewien ułamek lokalnej temperatury dynamicznej, ponieważ prędkość względna powietrza zmniejsza się do zera na czujniku pomiarowym. W idealnym przypadku, gdyby całkowita energia cieplna wydzielona w warstwie granicznej czujnika została zużyta na podgrzanie czujnika, termometr zmierzyłby temperaturę całkowitą. Ponieważ jednak istnieje rozproszenie tej energii, wskazana temperatura będzie mniejsza od temperatury całkowitej, lecz większa od temperatury statycznej. Zależność tę uwzględnia współczynnik odzysku.

Z powyższego wyrażenia widać wpływ prędkości względnej powietrza na wynik pomiaru.

Jeżeli prędkość ta jest równa zero ($\text{Ma} = 0$), to wskazana temperatura będzie równa temperaturze statycznej, to jest również w przybliżeniu równa temperaturze całkowitej, składowa dynamiczna bowiem jest wówczas równa zero.

Dla wspomnianego wyżej przypadku idealnego, kiedy współczynnik $k = 1$, wtedy dla prędkości $\text{Ma} = 0,2$ stosunek temperatury wskazanej do temperatury całkowitej jest równy 1,008 (dla powietrza $\gamma = 1,4$), tzn. że termometr zmierzy temperaturę o 0,8% wyższą od temperatury rzeczywistej. Wartość ta zmienia się dalej bardzo szybko ze zmianą wartości Ma , co przedstawiono na wykresie (rys. 1) dla trzech różnych wartości współczynnika k .

W świetle powyższych rozważań współczynnik można zdefiniować jako stosunek różnicy tempera-



1. Zależność wskazań termometru od prędkości przepływu

tury wskazanej i statycznej do różnicy temperatury całkowitej i statycznej:

$$k = \frac{T_r - T_o}{T_i - T_o} \quad (2)$$

skąd dla przypadku idealnego otrzymamy:

$$T_i = T_o \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \text{Ma}^2 \right) \quad (3)$$

gdzie:

T_i — temperatura całkowita strumienia swobodnego.

Współczynnik odzysku jest funkcją wielu zmiennych jak: gęstość powietrza, temperatura statyczna, lokalny kierunek przepływu względem termometru i czułości samej komory pomiarowej czujnika na prędkość przepływu. W wielu przypadkach zmienne te można wyeliminować przez ograniczenie do minimum warunków lotu. Na wartość współczynnika odzysku wpływa także miejsce zamontowania czujnika na samolocie; ideałem jest takie zamocowanie, aby wlot powietrza do czujnika znajdował się poza warstwą graniczną samolotu w miejscu, gdzie przepływ strumienia swobodnego nie jest zakłócany zmianą kształtu powierzchni samolotu. Miejsce takie często wybiera się w przedniej części kadłuba.

Dla danego termometru współczynnik odzysku powinien być stały, niezależny od miejsca zamontowania na samolocie lub zmieniających się warunków lotu. W idealnym przypadku powinien być równy jedności, ponieważ wtedy wskazuje on temperaturę całkowitą — lub zero, co odpowiada temperaturze statycznej.

Od termometru wymagana jest również mała stała czasowa, co zapewnia szybką reakcję na zmiany warunków lotu, jak np. wznoszenie i przyspieszenie.

Przy prędkościach naddźwiękowych powietrze wchodzące do termometru ma wyższą temperaturę statyczną niż temperatura swobodnego strumienia przy prędkości poddźwiękowej, co spowodowane jest uderzeniem fali w wejście termometru. Z tego względu wzrost wskazań termometru jest w tym przypadku szybszy niż poprzednio. Tak więc współczynnik odzysku z wyrażenia (1) jest w tym przypadku kombinacją dwóch współczynników, z których jeden jest dodatkowym współczynnikiem fali uderzeniowej. Dla

normalnej fali uderzeniowej temperatura wskazana będzie określona zależnością:

$$T_r = T_o [2\gamma \text{Ma}^2 - (\gamma - 1)] \left[\frac{2 + (\gamma - 1) \text{Ma}^2}{(\gamma + 1)^2 \text{Ma}^2} \right] \times \left\{ 1 + k_1 \frac{\gamma - 1}{2} \left[\frac{1 + \frac{\gamma - 1}{2} \text{Ma}^2}{\text{Ma}^2 - \frac{\gamma - 1}{2}} \right] \right\} \quad (4)$$

gdzie:

k_1 — współczynnik odzysku dla warunków normalnej fali uderzeniowej.

Jeżeli współczynnik ten jest równy jedności, równanie (4) redukuje się do równania (1) ze współczynnikiem k równym jedności, wtedy z obydwu tych równań dla $\text{Ma} \geq 1$ (dla $\text{Ma} < 1$, $k_1 = k$) otrzymamy wyrażenie:

$$\frac{1 - k}{1 - k_1} = \frac{\partial k}{\partial k_1, \text{Ma}} = \frac{\left[1 + \frac{2\gamma}{\gamma + 1} (\text{Ma}^2 - 1) \right] \left[1 + \frac{\gamma - 1}{2} \text{Ma}^2 \right]}{\frac{\gamma + 1}{2} \text{Ma}^2 \left(\gamma \text{Ma}^2 - \frac{\gamma - 1}{2} \right)} \quad (5)$$

Widać z tego, że obydwa współczynniki są od siebie uzależnione. Zależności te przedstawiono wykreślnie na rys. 2.

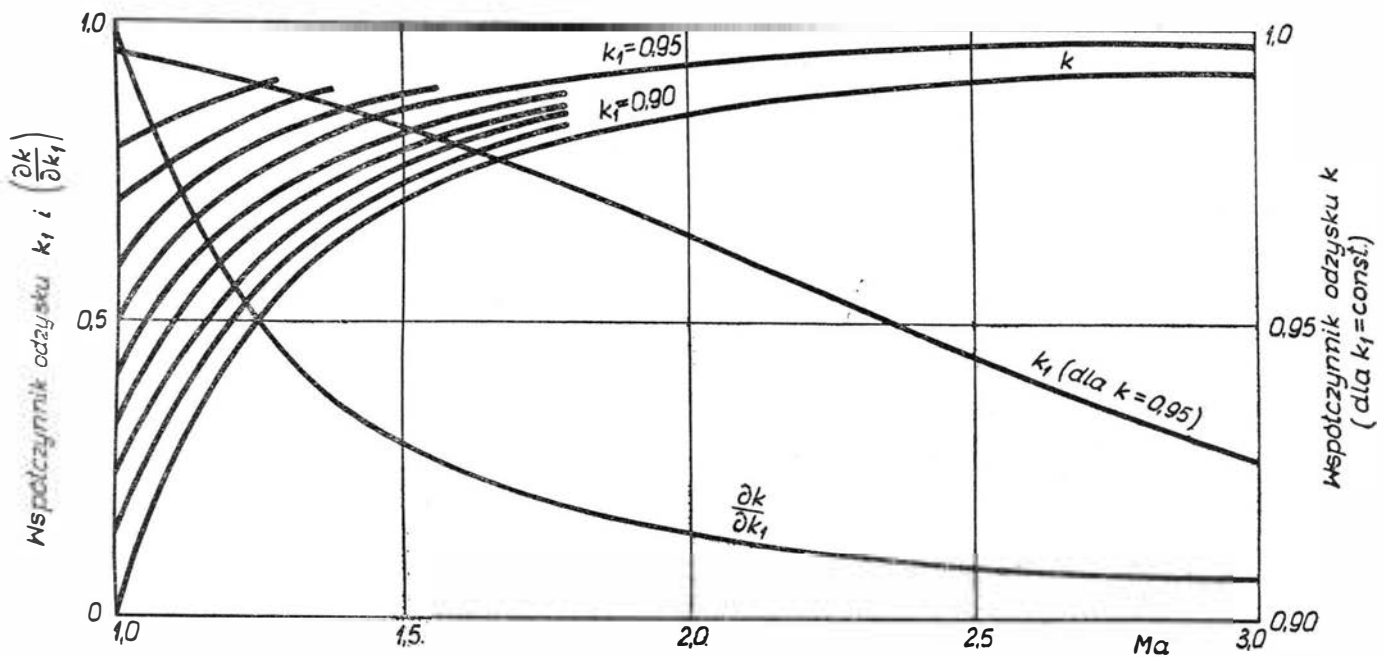
W praktyce podstawowym parametrem wymaganym do pomiaru temperatury jest współczynnik k z uwzględnieniem poprawek przy prędkościach naddźwiękowych.

Jak wyżej wspomniano, współczynnik k w idealnym przypadku jest równy jedności. Rzeczywista jego wartość jest zwykle nieco mniejsza. Można jednak w niektórych przypadkach przyjąć jego wartość stałą i równą jedności, jakkolwiek nie jest to godne polecenia. Z przypadkiem takim czytelnik spotka się przy pomiarach pomocniczych w czasie cechowania termometru opisanych w dalszej części artykułu. Przy dokładnych pomiarach temperatury wycechowanym termometrem należy już uwzględnić rzeczywistą wartość współczynnika k , gdyż uwzględnia on błędy pomiaru wywołane prędkością lotu. Na rys. 3 podano przykładowy wzrost uchybu temperatury dla założonej zmiany współczynników k i k_1 równej 0,05 w temperaturze statycznej 216 °K.

Szybki wzrost uchybu temperatury dla danego uchybu współczynnika k przy dużych prędkościach jest rezultatem dużej zmiany współczynnika k_1 przedstawionej na tymże rysunku. Ogólnie biorąc, jeśli k_1 jest w danym zakresie prędkości umiarkowanie stały i bliski jedności, wtedy wygodniej jest założyć $k = 1$. Wzrost uchybu temperatury wcale nie wskazuje pogorszenia dokładności pomiaru, ponieważ współczynnik k może być mierzony bardziej precyzyjnie przy dużych prędkościach i w związku z tym całkowity uchyb pomiaru temperatury może się nie zmienić.

Budowa czujników

Obecnie używa się trzy proste metody pomiaru temperatury w locie: pomiar temperatury powierzchni termometrami powierzchniowymi, pomiar temperatury statycznej strumienia swobodnego termometrami wirowymi i pomiar temperatury całkowitej



2. Zależność współczynników k , k_1 i $\frac{\partial k}{\partial k_1}$ od prędkości przepływu

strumienia swobodnego termometrami uderzeniowymi.

Termometry powierzchniowe mierzą temperaturę płaszcza samolotu lub płaszcza samego czujnika i wskazania ich są zależne od stanu lokalnego warstwy granicznej, w której powinny być umieszczone. Podstawową wadą tego rodzaju termometrów jest duże opóźnienie wskazań zależne od grubości płaszcza i wewnętrznej temperatury. Z tego względu zostały one szybko zastąpione dwoma pozostałymi rodzajami termometrów.

Termometr wirowy wykorzystuje zmniejszenie całkowitej temperatury w rdzeniu wiru powietrza. Siła wiru jest tu tak regulowana, aby otrzymać całkowitą temperaturę rdzenia równą temperaturze statycznej strumienia swobodnego, co ma miejsce przy $k = 0$.

Głównym problemem jest tu utrzymanie prawidłowego wiru. Jednak przy wysokich poddźwiękowych i naddźwiękowych prędkościach obecność fali uderzeniowej zmienia charakterystykę wiru i współczynnik k również się zmienia. Termometry tego rodzaju stosowano w USA.

Termometr uderzeniowy jest tak wykonany, że powoduje zatrzymanie ruchu powietrza na elemencie pomiarowym drogą przemiany adiabatycznej, tj. bez strat energii cieplnej i w ten sposób mierzy całko-

witą temperaturę strumienia swobodnego. Ten rodzaj termometru wydaje się być najbardziej odpowiedni do pomiaru temperatur i obecnie jest najczęściej używany. Dlatego też dalsza część artykułu została poświęcona termometrii uderzeniowej.

Istnieją jeszcze inne metody pomiaru temperatury, ale wszystkie one są zbyt uciążliwe w zastosowaniu i nie nadają się do pomiarów na samolocie.

Przedstawione trzy rodzaje czujników mogą zawierać te same elementy pomiarowe, którymi są zwykle oporniki termometryczne pracujące w układzie termometru oporowego.

Najbardziej rozpowszechnione są elektryczne termometry oporowe z opornikami niklowymi, termistorowymi i platynowymi. Poniżej przedstawione są szczegóły konstrukcyjne czujników termometrów uderzeniowych z różnymi elementami oporowymi stosowanych do pomiarów w Anglii.

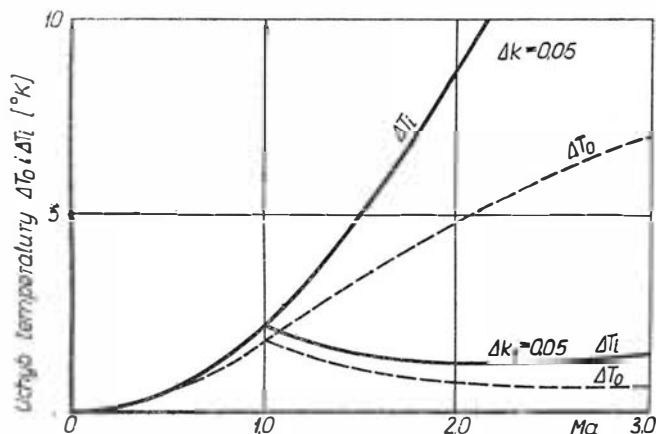
Zachowanie się termometru uderzeniowego jest zwykle określone przez dwa parametry — współczynnik k określający ułamek dynamicznej temperatury strumienia swobodnego, zwiększający wskazania termometru i stałą czasową, która jest miarą czułości termometru na nagłe zmiany temperatury.

Idealny termometr uderzeniowy powinien mieć współczynnik k równy jedności i stałą czasową równą zero. Dla zachowania tej wartości k próbka powietrza w czujniku powinna znajdować się w stanie spoczynku i w warunkach przemiany adiabatycznej.

Praktycznie jednak powietrze to jest ciągle wymieniane, jest więc w ruchu i można tylko dowolnie zbliżać się do $k = 1$, ale nigdy tego nie osiągnąć. Podobnie stała czasowa nie jest nigdy równa zero, ale musi być odpowiednio mała, aby wskazania na-
dążały za zmianami temperatury.

Czujnik z opornikiem niklowym i termistorowym

Element pomiarowy otoczony jest podwójną komorą stabilizującą (rys. 4). Dla zredukowania odprowadzenia ciepła przez przewodzenie z próbki mierzzonego powietrza wewnętrzna komora czujnika wyłożona jest korkiem. Ta komora otoczona jest drugą

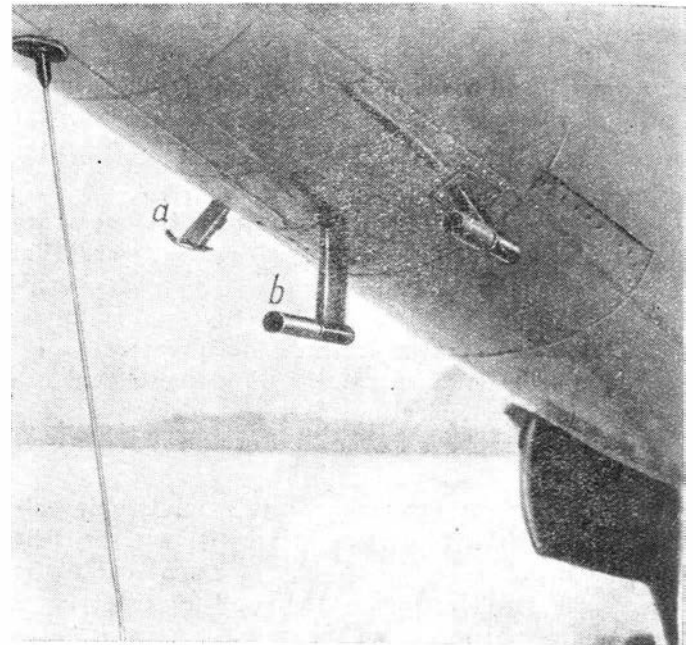


3. Uchyb temperatury dla założonej wartości współczynników k i k_1 w temp. 216 °K

bezindukcyjnie na cylindryczny karkas zajmujący prawie całą długość komory. Dla zmniejszenia stałej czasowej zamiast elementu niklowego stosować można odpowiednie termistory. Należy zauważyć, że czujnik pomiarowy w czasie lotu narażony jest na uszkodzenia mechaniczne jak: uderzenia kropel deszczu, lodu, owadów lub piachu, powinien więc mieć mocną konstrukcję.

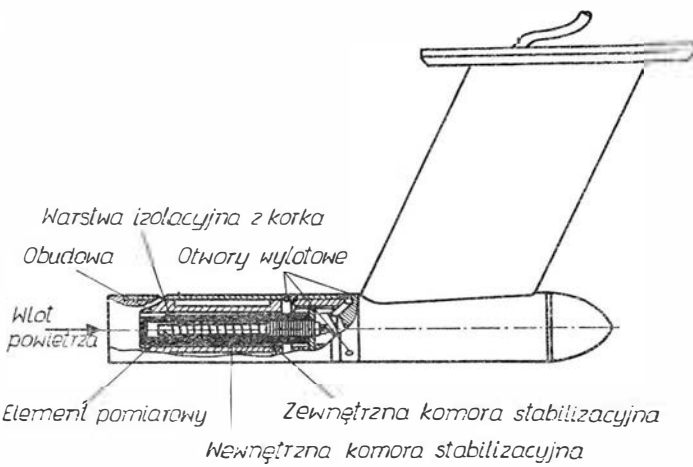
Czujnik z opornikiem platynowym

Konstrukcja czujnika jest w tym przypadku inna niż poprzednio, lecz zasada pozostaje ta sama. Komora pomiarowa jest otoczona przez dwie następne komory, z tym że komora zewnętrzna jest nieporównanie większa od wewnętrznej, a próbka powietrza we wszystkich komorach znajduje się w tych sa-



6. Sposób zamontowania czujników:

a — czujnik z elementem niklowym, b — czujnik z elementem platynowym

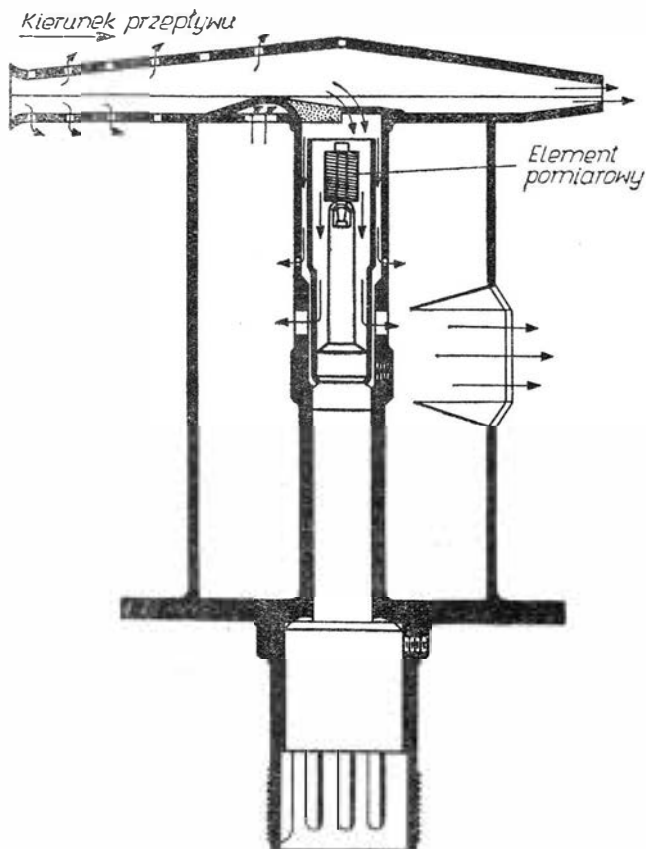


4. Czujnik z elementem niklowym lub termistorem (widok w przekroju)

komorą, w której temperatura powietrza i jego prędkość są w przybliżeniu takie jak w komorze wewnętrznej, co bardziej zmniejsza straty na przewodzenie i promieniowanie. Te dwie komory otacza trzecia — pierścieniowa, zawiera ona powietrze będące w warunkach statycznych i tworzy dodatkową izolację cieplną. Zewnętrzna obudowa czujnika jest wykonana z metalu i polerowana dla zmniejszenia efektu promieniowania. Cały czujnik jest cieplnie izolowany od samolotu za pomocą ramienia izolacyjnego, które utrzymuje jego wlot w strefie poza warstwą graniczną samolotu (rys. 6).

Prędkość próbki powietrza w komorach stabilizujących jest zredukowana efektem dławienia powstającym dzięki małym otworom wylotowym w tylnej części każdej z nich.

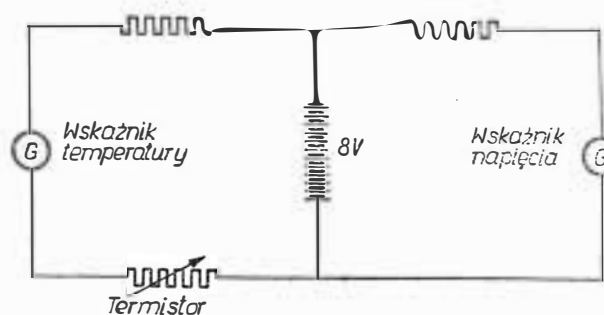
W komorze pomiarowej umieszczony jest element pomiarowy wykonany z drutu niklowego nawiniętego



5. Czujnik z elementem platynowym (widok w przekroju)

mych warunkach. Zewnętrzna powierzchnia czujnika jest polerowana, a prędkość powietrza wewnątrz jest zmniejszana przez dławienie w otworach wylotowych, które w tym przypadku jest mniejsze niż poprzednio. Czujnik odizolowuje się od kadłuba samolotu podkładką w miejscu zamocowania. Wlot do czujnika znajduje się poza warstwą graniczną samolotu.

Zasadniczą różnicą w konstrukcji jest tu umieszczenie osi komory pomiarowej prostopadle do głównego przepływu powietrza. Część powietrza w komorze głównej oddziela się od przepływu głównego i kieruje się na element pomiarowy, jak pokazano na rys. 5. W związku z tym element pomiarowy wykonany jest tu z bardzo cienkiego drutu o średnicy około 0,025 mm. Poszczególne zwoje nawinięte są w pewnych odstępach dla zapewnienia swobodnego przepływu między nimi i umieszczone są przy wlocie powietrza do komory. Płaszcz czujnika przed wlotem do komory pomiarowej jest perforowany dla usunięcia warstwy granicznej wewnątrz, co powoduje zmniejszenie zaburzeń.



7. Układ pomiarowy z czujnikiem termistorowym

Układ pomiarowy

Układy pomiarowe elektrycznych termometrów oporowych i ich własności są powszechnie znane. Zwykle jako wskaźniki dla czujników platynowych i niklowych używa się miernikilorazowy. Dobór wskaźnika i elementów układu oraz napięcia zasilania są również ogólnie znane. Należałoby tutaj tylko przypomnieć, że napięcie zasilania powinno być odpowiednio małe, aby nagrzewanie się elementu pomiarowego pod wpływem prądu, jaki przez niego płynie, nie spowodowało zbyt dużego błędu.

Czujnik termistorowy ze względu na duże zmiany oporności dla wskaźnika ilorazowego został użyty w pomiarach (1) w układzie z galwanometrem o stałym napięciu zasilania (rys. 7). W tym przypadku wskazania są zależne od wahań napięcia, dlatego niezbędny jest drugi galwanometr do jego kontroli.

Cechowanie

Cechowanie każdego układu pomiarowego ma na celu określenie uchybu statycznego i najważniejsze jest wtedy, gdy najbardziej odzwierciedla warunki jego pracy, co ma miejsce po zamontowaniu na samolocie. Uwzględnia się wtedy wpływ wszystkich połączeń i przejść na złączach itp.

Czujnik termometru oporowego musiałby być wtedy bezpośrednio ogrzewany, co w omawianym przypadku nie jest realne. Dlatego też dla względnie dokładnego określenia uchybu celowe jest sprawdzenie oddzielnie czujnika i układu pomiarowego ze wskaźnikiem.

Pierwszy z nich musi być wymontowany z samolotu i może być sprawdzony w laboratorium, drugi zaś bezpośrednio na samolocie. Dość istotnym dla czujnika jest uchyb od samonagrzewania się, tj. nagrzewania się pod wpływem własnego prądu. Uchyb ten zależny jest oczywiście od wartości tego prądu, a co za tym idzie od wartości napięcia zasilania.

Wynika z tego, że napięcie to powinno być tak dobrane, aby uchyb samonagrzewania przybierał rozsądne wartości. Należy zauważyć, że uchybu tego nie można całkowicie wyeliminować, bo prąd w czasie pomiaru zmienia się. Prąd ten trzeba by zmniejszyć do zera, na co nie pozwala sama zasada działania układu. Przy zbyt małym prądzie będzie mała czułość układu pomiarowego. Tak więc w tym przypadku niezbędny jest kompromis między uchybem omawianym i napięciem zasilania.

W przypadku omawianych czujników jako optymalny uchyb samonagrzewania przyjęto $0,5^\circ\text{K}$.

Przy sprawdzeniu termometru w komplecie uchyb samonagrzewania jest automatycznie uwzględniony.

Sprawdzanie oddzielne nadajnika i reszty układu wymaga uprzedniego sprawdzenia tego uchybu.

Uchyb samonagrzewania wygodnie jest określać przez pomiar oporności elementu przy prądzie odpowiadającym ustalonym napięciu zasilania i porównanie jej z wartością nominalną w danej temperaturze.

Cechowanie czujnika polega na pomiarze zmian oporności elementu pomiarowego w funkcji temperatury. Sprawdzenie jednak należy przeprowadzić na kompletnym czujniku, tj. wraz z obudową umieszczonym w komorze z regulowaną temperaturą, gdyż tylko wtedy mogą być odtworzone warunki pracy. Pomiar temperatury może być dokonany dowolną metodą, a przy pomiarze oporności powinna być uwzględniona oporność przewodów doprowadzających.

Należy zauważyć, że również w czasie pomiaru oporności przez element mierzony przepływa prąd, który go nagrzewa powodując dodatkowy błąd, zwłaszcza przy termistorach. Wskazane jest więc przeanalizowanie tego błędu na wstępie i ewentualne uwzględnienie przy pomiarach, jeżeli jego wartość nie jest pomijalna.

Drugim istotnym zagadnieniem w czasie cechowania jest jednorodność powietrza w strefie czujnika. Autorzy pracy [1] wykonali cechowanie w komorze w zakresie $213\text{--}333^\circ\text{K}$ (-60 do $+60^\circ\text{C}$). Powietrze w komorze wysuszone dla zabezpieczenia przed oblodzeniem mieszane było wentylatorem, a dodatkowy mały wentylator kierował strumień powietrza do wejścia czujnika. Termometry termistorowe ze względu na możliwość zmian charakterystyk wymagają częstszego sprawdzania niż niklowe i platynowe.

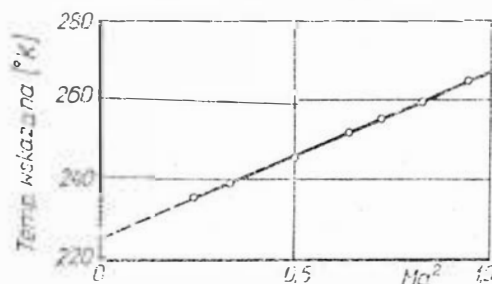
Układ pomiarowy ze wskaźnikiem temperatury bez trudu można sprawdzić na samolocie włączając w miejsce czujnika (z uwzględnieniem przewodów doprowadzających) uwierzytelniony opornik dekadowy. Przez nastawienie oporności otrzymanej ze sprawdzenia czujnika dla danej temperatury, oraz ewentualne uwzględnienie uchybu samonagrzewania otrzymujemy charakterystykę kompletnego termometru.

Pomiary i określenie współczynnika odzysku

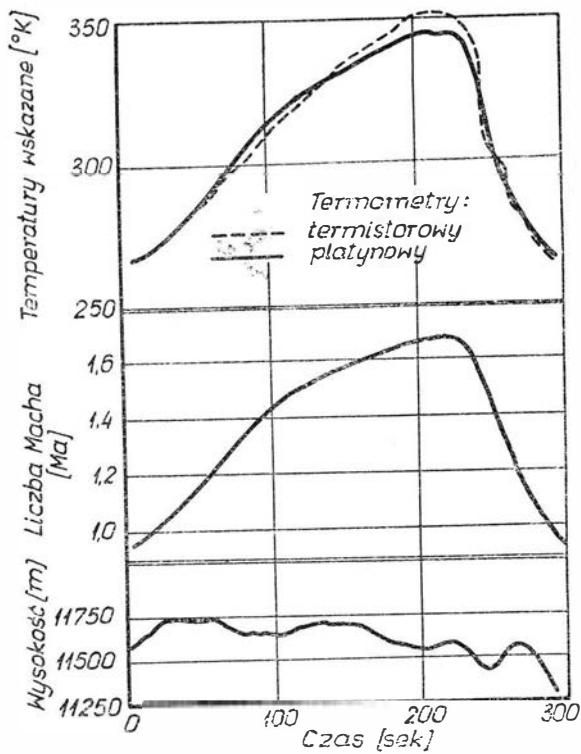
Dla eksperymentalnego pomiaru temperatury statycznej i współczynnika odzysku dokonano w Anglii szeregu lotów na samolocie Fairay Delta 2 w zakresie wysokości $9000\text{--}12\,000$ m i prędkości $0,5\text{--}1,82$ Ma.

Pomiary wykonano dla różnych wysokości i różnych prędkości (przy stałej wysokości), przy czym dla każdej prędkości w zakresie 1 Ma lot trwa $20\text{--}25$ sekund dla ustalenia się warunku pomiaru.

Otrzymane wyniki pomiarów dla prędkości do 1 Ma wykreślono i stwierdzono, że wszystkie punkty pomiarowe leżą na prostej z niewielką rozbieżnością.



8. Wskazania termometru w zależności od prędkości lotu przy wysokości $12\,200$ m



9. Parametry lotu i wskazania termometru przy $Ma > 1$

Jedną z takich linii przedstawiona jest na rys. 8, gdzie temperatura pomierzona wykreślona jest w funkcji kwadratu prędkości. Przedłużenie tej linii w kierunku małych prędkości — linia kreskowana, przy $Ma^2 = 0$ daje szukaną wartość temperatury T_0 . Do tego samego wniosku można dojść na podstawie równania (1), z którego wynika, że zależność temperatury wskazanej od kwadratu prędkości jest linią prostą o nachyleniu $\frac{\gamma-1}{2} kT_0 = 0,2 KT_0$ przebiegającą przez punkt T_0 przy $Ma^2 = 0$.

Mając wartość T_0 z łatwością można otrzymać rzeczywisty współczynnik odzysku, który w tym przypadku wynosi 1,001. Z sześciu wykreślonych charakterystyk współczynnik ten wahał się w granicach od 0,967 do 1,071, a średnia wartość — 1,012. Współczynnik odzysku oczywiście zmienia się w pewnych wąskich granicach przy różnych warunkach lotu, jednak jego wartość możemy określić eksperymentalnie dla danego termometru z wystarczającą dokładnością dla pewnego obszaru warunków lotu. Wówczas określenie temperatury T_0 może być dokonane ze wskazań termometru, a nawet skala wskaźnika mogłaby być wycechowana z uwzględnieniem stałego współczynnika $0,2 KT_0$.

Pomiary wykonane za pomocą termometrów platynowego i niklowego na różnych samolotach dały bardzo zbliżone wyniki, o $3^\circ K$ wyższe od wyników uzyskanych za pomocą radiosondy. Dokładność pomiarów radiosondy wynosiła $\pm 3^\circ K$. Większą różnicę oraz mniejszy współczynnik odzysku uzyskano dla termometru termistorowego, jest to jednak, jak się wydaje, sprawa indywidualnego cechowania. Na uwagę zasługuje mała rozbieżność wyników od charakterystyki prostoliniowej, która we wszystkich przypadkach nie przekraczała $\pm 1^\circ K$.

Pomiary przy prędkościach naddźwiękowych zostały wykonane w czasie przyspieszania i opóźniania (rys. 9), przy czym rejestrowane wskazania termometrów zostały odpowiednio skorygowane ze względu

na składową dynamiczną temperaturę. Temperaturę statyczną pomierzono przy prędkości poddźwiękowej termometrem zainstalowanym na drugim samolocie lecącym równoległe z pierwszym wprowadzając poprawkę na niewielkie różnice wysokości. Podczas tego pomiaru przyjęto współczynnik $k = 1$.

Z otrzymanych wyników posługując się wzorami (4 i 5) otrzymano wartość współczynnika odzysku dla prędkości naddźwiękowych.

Pomiary te wykazały, że współczynnik odzysku przy prędkościach naddźwiękowych przybiera wartości również bliskie jedności. Największy uchyb, równy 0,05, jest mniejszy niż przy prędkościach poddźwiękowych, przy czym średnia wartość współczynnika dla termometru platynowego praktycznie była równa jedności.

W tym przypadku również większą dokładność uzyskano dla termometru platynowego niż dla termistorowego. Różnice wskazań obydwu termometrów oraz uzyskiwany współczynnik odzysku nieco większy od jedności jest spowodowany prawdopodobnie zaburzeniami aerodynamicznymi wywołanymi przez niejednorodny przepływ powietrza i możliwe wiry w komorze pomiarowej czujnika. Małe wymiary termistora czynią go bardziej czułym na tego rodzaju zaburzenia.

Wnioski

Wskazania termometru obciążone są uchybem współczynnika odzysku, uchybem samonagrzewania i cechowania kompletu. Uchyb współczynnika odzysku zależy od prędkości i wynosi

dla $Ma = 0,7$	1,0	1,5
$K = \pm 0,07$	$\pm 0,05$	$\pm 0,03$

Dla największej wartości tego uchybu całkowita niedokładność wskazań termometru wynosi ok. $\pm 1,5^\circ K$.

Należy zauważyć, że połowa tego uchybu tylko zależy od warunków pomiaru, reszta to uchyb systematyczny termometru. Biorąc pod uwagę niezwykle trudne warunki pomiaru wyniki te można uważać za dobre.

Najbardziej odpowiedni do tego rodzaju pomiarów wydaje się być termometr platynowy. Wyróżnia się on dużą stabilnością współczynnika odzysku przy małej stałej czasowej rzędu 1 sek. Termometr termistorowy wykazuje większą czułość na zmiany temperatury, ale dzięki temu jest bardziej wrażliwy na różne zaburzenia w komorze pomiarowej i wobec tego bardziej zniekształca wyniki pomiarów.

Ogólnie można powiedzieć, że wszystkie trzy rodzaje opisanych czujników są godne polecenia i nie tylko do pomiarów w locie ale również w tunelu aerodynamicznym i we wszystkich innych przypadkach, gdzie mamy do czynienia z przepływem gazów w stosunku do ciała stałego.

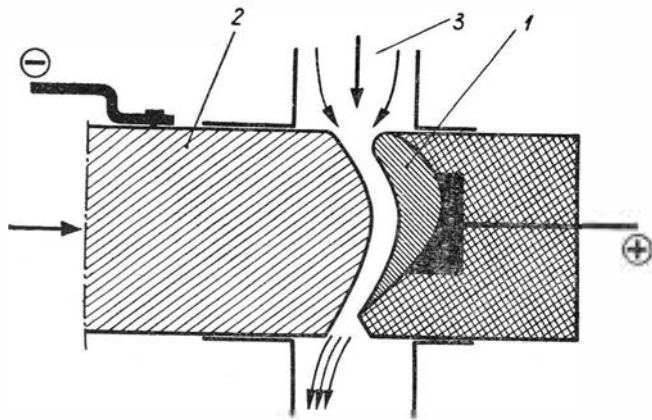
Literatura

- [1] Woodfield A. A., Haynes P. J.: „Measurement of Air Temperature on an Aircraft Travelling at High Subsonic and Supersonic Speeds”. Ministry of Aviation — Aeronautical Research Council Current Paper. C.P. No. 809, 1965.
- [2] Draper Ch. S., Mokay W., Lees S.: „Instrument Engineering”, Vol. III. Part 1 Mc Graw — Hill Book Company Inc., New York 1955.
- [3] Lisewski Z.: „Sondy przeznaczone do pomiarów w turbinach gazowych”. Prace Instytutu Lotnictwa nr 19, 1963 r.

Niektóre problemy obróbki elektrochemicznej

Zjawisko obróbki elektrochemicznej metali znane od przeszło 100 lat, dotychczas szeroko było wykorzystywane jedynie dla obróbki powierzchniowej. Dopiero zastosowanie dużych gęstości prądu i małych odległości między elektrodami pozwoliło wykorzystać ten sposób do nadawania kształtów obrabianym częściom drogą elektrochemiczną.

Obróbka elektrochemiczna wykorzystuje zjawisko przechodzenia metalu anody do roztworu elektrolitu przy przepływie prądu elektrycznego. Schemat obróbki pokazany jest na rys. 1. Przedmiot obrabiany 1



podłączony jest do dodatniego bieguna źródła prądu stałego, narzędzie 2 — do ujemnego. Dla usunięcia produktów obróbki z przestrzeni międzyelektrodowej oraz regeneracji elektrolitu stosowany jest intensywny przepływ elektrolitu 3. Prędkość rozpuszczania metalu powierzchni obrabianej zależy od rozkładu na niej gęstości prądu, w wyniku czego następuje zmiana kształtu przedmiotu obrabianego.

W celu zwiększenia intensywności procesu kształtowania stosowane są gęstości prądu 50—500 A/cm², co przy stosowanych niskonapięciowych źródłach prądu 5—10 V powoduje, że szczelina międzyelektrodowa ma wielkość 0,05÷1 mm. Dla prawidłowego przebiegu procesu w tych warunkach niezbędne jest stosowanie przepływu elektrolitu z prędkościami 10÷÷60 m/sek.

Wskaźniki techniczne obróbki

Wydajność obróbki elektrochemicznej mierzona objętością usuniętego metalu w jednostce czasu zależy od własności elektrochemicznych materiału wyrażanych przez objętościowy równoważnik elektrochemiczny materiału obrabianego c_v , natężenia prądu I oraz od warunków procesu wpływającego na sprawność prądową η i wyraża się zależnością:

$$Q_v = c_v I \quad (1)$$

lub po wyznaczeniu natężenia prądu, wzorem:

$$Q_v = c_v \times \frac{U}{\delta_{sr}} F \quad (2)$$

gdzie:

κ — rzeczywista przewodność elektrolitu w konkretnych warunkach procesu elektrochemicznego,

U — napięcie między elektrodami,

δ_{sr} — średnia odległość między elektrodami,

F — powierzchnia obrabiana.

Objętościowy równoważnik elektrochemiczny równy objętości rozpuszczonego metalu przy przepływie 1 kolumba prądu może być znaleziony z zależności:

$$c_v = \frac{k}{\rho} \quad (3)$$

k — równoważnik elektrochemiczny materiału obrabianego,

ρ — gęstość materiału.

Sprawność prądowa η — uwzględniająca straty prądu na uboczne reakcje przy anodzie, np. wydzielanie się tlenu — przy właściwie dobranym elektrolicie może być bliska jedności. (Np. przy obróbce żelaza roztworem NaCl $\eta \approx 0,95\%$). Maksymalna wydajność obróbki uzyskiwana przy pełnym wykorzystaniu mocy źródła prądu N może być wyznaczona z zależności:

$$Q_v = c_v \frac{N}{U} \quad (4)$$

Średnią prędkość drażenia można wyznaczyć ze wzoru:

$$p_{tsr} = \frac{Q_v}{F} = c_v \times \frac{U}{\delta_{sr}} \eta = c_v j_{sr} \eta \quad (5)$$

gdzie:

$j_{sr} = \kappa \frac{U}{\delta_{sr}}$ — średnia gęstość prądu na powierzchni anody.

Energochłonność procesu obróbki mierzona ilością energii potrzebnej do usunięcia jednostki objętości może być wyznaczona z zależności:

$$e = \frac{U}{c_v \eta} \quad (6)$$

Np. przy obróbce stali — od węglowych do stopowych — ($c_v = 0,83-2,4 \frac{\text{m}^3}{\text{Amin}}$) przy napięciu 10 V

i $\eta = 1$ energochłonność wynosi (0,2—0,07) $\frac{\text{kWh}}{\text{cm}^3}$.

Istniejące tendencje rozwojowe obróbki elektrochemicznej zmierzają do stosowania gęstości prądu bliskie 1000 A/cm² na dużych powierzchniach obrabianych. Związane to jest jednak ze znacznymi trudnościami ze względu na konieczność stosowania źródeł prądu stałego o natężeniu dziesiątków tysięcy A i mocy setek kW. Innym czynnikiem hamującym rozwój jest niepełne teoretyczne i doświadczalne poznanie zjawisk zachodzących w bardzo małych szczelinach międzyelektrodowych przy tak znacznych gęstościach prądu.

W kraju rozpoczęto w 1965 r. produkcję obrabiarek ELA-6 do elektrochemicznej obróbki łopatek turbin, która dysponuje źródłem prądu o natężeniu 5000 A [1].

Rodzaje obróbki elektrochemicznej

W zależności od ruchów roboczych rozróżnia się następujące sposoby obróbki elektrochemicznej [2]:

- elektrochemiczne drażenie,
- elektrochemiczne drażenie obrotowe,
- elektrochemiczne struganie,
- elektrochemiczne frezowanie,
- elektrochemiczne toczenie.

Najbardziej rozpowszechnione i zaawansowane w rozwoju jest drażenie (łopatki turbin, wykroje matryc, wykrojniki, otwory) oraz drażenie obrotowe (głębokie otwory), dlatego poruszane dalej problemy obróbki elektrochemicznej dotyczą głównie drażenia.

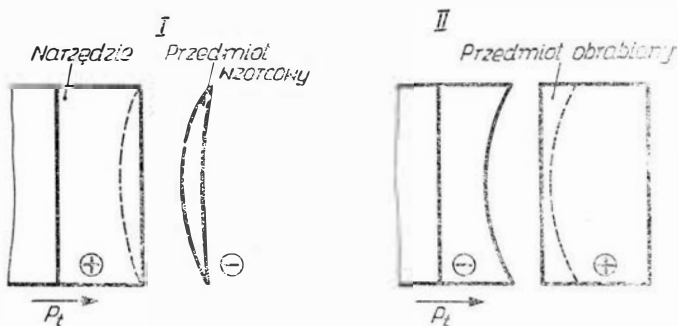
Dokładność obróbki elektrochemicznej zależy od szeregu nawzajem ze sobą powiązanych czynników. Do najważniejszych z nich należą:

- geometria powierzchni roboczej narzędzia (katody),
- parametry obróbki (parametry elektryczne, kinetyczne, hydrodynamiczne),
- czas trwania procesu (obróbki),
- własności elektrochemiczne elektrolitu, ich stałość w czasie procesu,
- hydrodynamika przepływu elektrolitu,
- początkowa geometria powierzchni obrabianej (półfabrykatu).

Spośród czynników decydujące znaczenie ma prawidłowy kształt powierzchni roboczej narzędzia, który jest ściśle określony dla żadanego kształtu powierzchni obrabianej oraz dla danych warunków procesu kształtowania. Od kształtu bowiem katody zależy rozkład gęstości prądu na anodzie i przy ściśle zachowanych warunkach obróbki kształt katody determinuje prawie jednoznacznie końcowy kształt powierzchni obrabianej.

Określenie kształtu katody jest jednym z najtrudniejszych problemów obróbki. Dla jego wyznaczenia stosowane są następujące metody doświadczalne:

- 1) metoda kolejnych prób i korekcji,
- 2) metoda odwzorowania odwrotnego, w której kształt narzędzia otrzymywany jest elektrochemicznym kształtowaniem wyrobem wzorcowym przez zmianę biegunowości elektrod (rys. 2).



runku ruchu wyznaczany tą metodą kształt narzędzia nie zapewnia dostatecznej dokładności wyrobu. Wiąże się to z tym, że procesy kształtowania przy zmianie biegunowości elektrod nie są sobie ekwiwalentne (m. in. ze względu na różny rozkład gęstości prądu oraz inne warunki hydrodynamiczne na powierzchniach elektrod).

Obok stosowanych metod doświadczalnych możliwe jest analityczne ujęcie problemów związanych z geometrią powierzchni obrabianej oraz powierzchni narzędzia. W tym przypadku konieczne jest przyjęcie pewnych założeń idealizujących proces, a w dalszym przybliżeniu wykorzystanie wyników badań doświadczalnych nad zjawiskami i zależnościami mającymi miejsce w procesie kształtowania. Przy założeniu niewystępowania polaryzacji elektrod oraz jednorodności w czasie i przestrzeni międzyelektrodowej własności elektrolitu i metalu obrabianego — na podstawie: I prawa Faradaya ($M = K \cdot I \cdot t$); prawa Ohma ($j = \sigma \cdot \text{grad } u$) oraz równania ciągłości ($\text{div } j = 0$) — można wyprowadzić następujący układ równań różniczkowych cząstkowych, opisujący zmianę kształtu powierzchni anody $Z(x, y, t)$ obrabianej katodą o kształcie $\varphi_1(x, y)$:

$$u''_{xx} + u''_{yy} + u''_{zz} = 0$$

$$u/A = U; \quad u/\varphi(x) = 0; \quad \left. \frac{\partial u}{\partial n} \right|_L = 0;$$

$$Z'_t = c_v \cdot \sigma \cdot (\text{grad } u)_A \sqrt{1 + Z'^2_x + Z'^2_y} \quad (7)$$

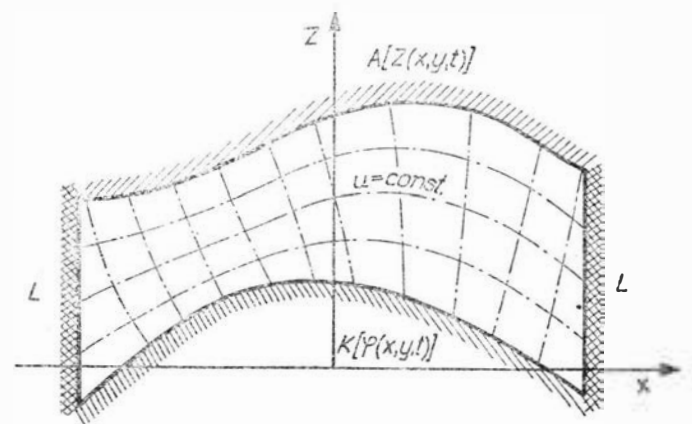
$$Z'_{t=0} = Z_0(x, y)$$

$$\varphi = \varphi_1(x, y) + \varphi_2(t)$$

gdzie:

- $u(x, y, z)$ — potencjał w przestrzeni międzyelektrodowej,
- A, K, L — granice przestrzeni międzyelektrodowej (rys. 3),
- $\varphi_2(t)$ — równanie ruchu katody, które dla dosuwu ze stałą prędkością p_t ma postać $\varphi_2(t) = p_t \cdot t$.

Rozwiązanie układu równań (7) jest znacznie utrudnione koniecznością rozwiązania również równania



Laplace'a $\Delta^2 u = 0$ dla warunków, gdy jeden z brzegów (kształt anody) nie jest bezpośrednio znany oraz jest zmienny w czasie.

Zagadnienie znacznie się upraszcza dla przykładów, gdy możliwe jest zastosowanie przybliżonego określenia ($\text{grad } u/A$), co ma miejsce, gdy kształty elek-

Wadą pierwszej metody jest znaczna pracochłonność, co podwyższa koszt obróbki.

Stosowanie odwzorowania odwrotnego ograniczone jest kształtem powierzchni, ponieważ w przypadkach kształtów zawierających znaczne krzywizny oraz znaczne pochylenia względem prostopadłej do kie-

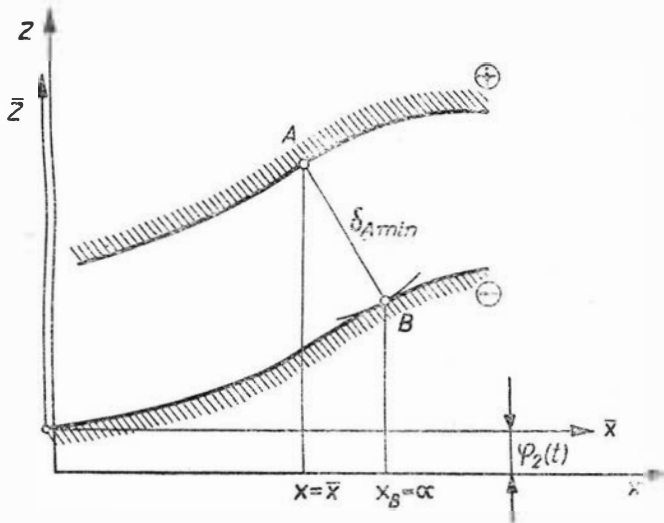
trod są do siebie zbliżone (podobne). Może to wystąpić w chwili początkowej procesu (np. gdy półfabrykat jest obrobiony wstępnie) lub po pewnym czasie prowadzenia procesu.

W tych przypadkach rozkład gradientu potencjału na anodzie możemy określić z wyrażenia:

$$(\text{grad } u)_A = \frac{U}{\sigma_{A \min}} \quad (8)$$

gdzie:

$\delta_{A \min}$ — najmniejsza odległość punktów anody od powierzchni katody (rys. 4).



4

Układ równań opisujący zmianę kształtu powierzchni obrabianej przyjmie wówczas postać:

$$Z'_t = \frac{D}{Z - \varphi_1(\alpha, \beta) - \varphi_2(t)} \frac{1 + Z_x^2 + Z_y^2}{1 + \varphi'_x \alpha^2 + \varphi'_y \beta^2}$$

$$\frac{x - \alpha}{\varphi'_x \alpha} = \frac{y - \beta}{\varphi'_y \beta} = \varphi_1(\alpha, \beta) + \varphi_2(t) - Z \quad (9)$$

gdzie:

$$D = \kappa c_v U,$$

α, β — parametry odpowiadające współrzędnym x, y powierzchni katody $\varphi_1(x, y)$.

Rozwiązanie układu równań (9) dla konkretnych przypadków katod może być zrealizowane metodami metrycznymi. Z analizy powyższych równań wynika, że w przypadku ruchu katody ze stałą prędkością p_t lub dosuwu katody za pomocą automatycznego układu regulacji na zasadzie utrzymania stałości prądu całkowitego $I_c = \text{const}$ kształt anody dąży do pewnej ściśle określonej dla danej katody powierzchni asymptotycznej.

Po pewnym czasie obróbki kształt anody praktycznie nie zmienia się względem katody, przyjmując postać powierzchni asymptotycznej.

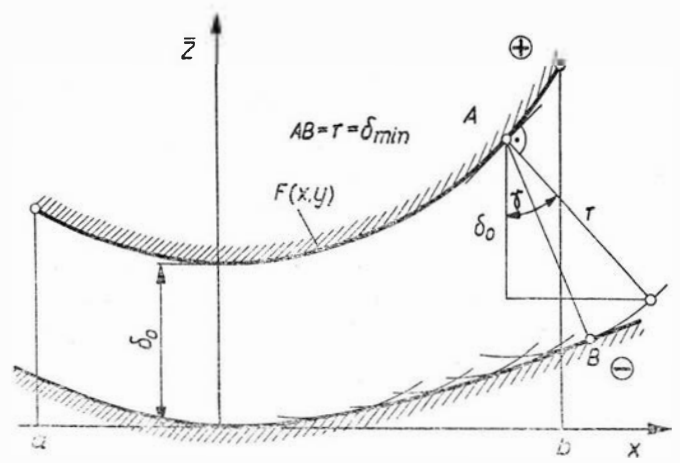
Dla dowolnej powierzchni katody kształt powierzchni asymptotycznej może być znaleziony z układu równań (9) po uwzględnieniu że:

$$Z'_t = p_t$$

oraz

$$\varphi_2(t) = p_t t = c_v \frac{I_c}{F} t$$

Ze względu na dokładność korzystne jest takie prowadzenie procesu, by żądany kształt powierzchni



5

obrabianej był powierzchnią asymptotyczną — obwiednią do rodziny kul o promieniu

$$r = \delta_0 \sqrt{1 + F_x^2 + F_y^2} = \delta_0 \cos \gamma \quad (10)$$

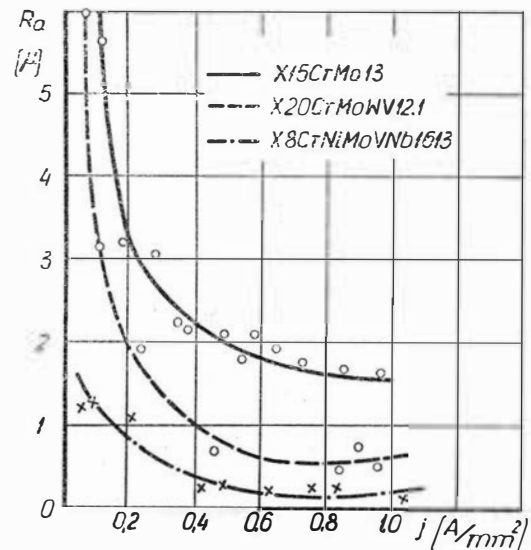
Metoda graficzna określenia katody dla powierzchni walcowych $F_y = 0$ pokazana jest na rys. 5. Czas praktycznego ustalenia się kształtu anody może być określony z przybliżonej zależności:

$$T = \frac{Z_0((x, y) - \varphi_1(x, y)_{\max} + 6 \delta_0}{p_t} \quad (11)$$

przy założeniu, że odchyłka od powierzchni asymptotycznej nie powinna przekraczać 0,1% odchyłki początkowej. Ze względu na dokładność obróbki korzystne jest otrzymanie żadanego kształtu jeszcze przed osiągnięciem położenia bazowego, co wiąże się bezpośrednio z zagadnieniem kształtu wyjściowego $Z_0(x, y)$, a więc rozkładu naddatków.

Gładkość powierzchni obrabianej elektrochemicznie

Gładkość powierzchni po obróbce zależy od warunków procesu elektrochemicznego. Przeprowadzone badania doświadczalne [3] wykazały, że w miarę wzrostu gęstości prądu wielkość chropowatości spada



6

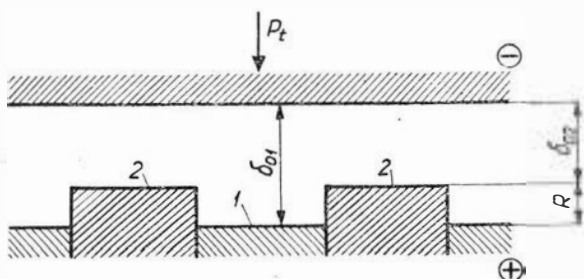
do określonej wartości, a następnie pozostaje stała (rys. 6). Ponieważ wydajność obróbki jest wprost proporcjonalna do gęstości, to w odróżnieniu od innych obróbek przy obróbce elektrochemicznej poprawienie gładkości powierzchni idzie w parze ze wzrostem wy-

dajności. Istotny wpływ na chropowatość powierzchni wywiera struktura metalograficzna ze względu na niejednakową rozpuszczalność elektrochemiczną poszczególnych faz. Stopy o składnikach fazowych znacznie różniących się między sobą równoważnikami elektrochemicznymi z reguły mają po obróbce znacznie niższą gładkość (rys. 6) [3]. Jeżeli uwzględnimy to ostatnie, tj. znaczny wpływ zróżnicowania składników, zależność chropowatości od gęstości prądu ma proste uzasadnienie teoretyczne. Mianowicie uwzględniając, że w przypadku obróbki płaską katodą po określonym czasie następuje ustalenie się szczeliny:

$$\delta_o = \frac{\alpha c_v U}{P_t}$$

to rozpatrując dla uproszczenia stop o dwu składnikach z objętościowymi równoważnikami elektrochemicznymi c_{v1} ; c_{v2} otrzymuje się następującą różnicę między wierzchołkami (rys. 7):

$$R_z = \frac{\alpha U}{P_t} (c_{v1} - c_{v2}) = \frac{\alpha U (c_{v1} - c_{v2})}{c_{v\text{śr}} j_{\text{śr}} \cdot \eta} \quad (12)$$

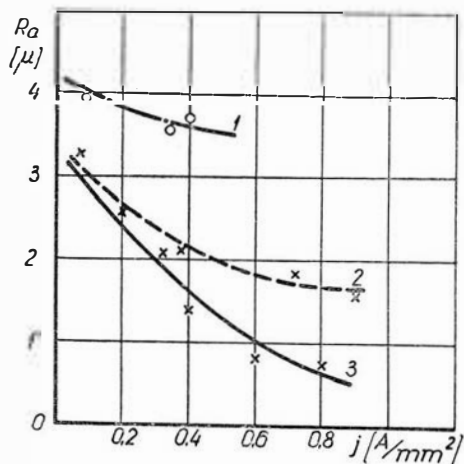


7

a więc odwrotnie proporcjonalną zależność między chropowatością a prędkością drążenia (lub gęstością prądu). Na gładkość ma też znaczny wpływ wielkość ziarna obrabianej powierzchni. Uwidocznione to jest na rys. 8 [3], gdzie zależność chropowatości podana jest dla tej samej stali:

- po obróbce cieplnej dającej grube ziarno (krzywa 1),
- po normalizacji (krzywa 2),
- po hartowaniu (krzywa 3).

Po hartowaniu stal ma strukturę bardziej drobnziarnistą i odpowiednio otrzymano lepszą gładkość.



8

Jest to zaleta procesu pozwalająca na obróbkę hartowanych stali, przy czym nie obserwuje się jakichkolwiek zmian obrabialności od struktury, a jakość powierzchni poprawia się. Wpływ hydrodynamiki

przepływu na chropowatość powierzchni, podobnie jak w przypadku dokładności, wiąże się z wystąpieniem nierównomiernej intensywności obróbki w przypadku przepływu nierównomiernego, wystąpienia zawirowań strug elektrolitu itp. Posiadane dane w większości przypadków wskazują na pogorszenie się powierzchni przy przejściu przepływu laminarnego w turbulentny, co wyraża się m.in. pojawieniem się falistości powierzchni [3].

Dobór elektrolitu

Jednym z ważniejszych problemów obróbki elektrochemicznej jest właściwy dobór elektrolitu. Związane to jest z jego wpływem na wydajność obróbki, własności powierzchni obrabianej i warunki obsługi. W czasie trwania procesu kształtowania występuje zjawisko hamowania procesu rozpuszczania metalu. Zjawisko to jest spowodowane z jednej strony zmianą w składzie samego elektrolitu wskutek produktów elektrolizy, z drugiej strony zjawiskiem polaryzacji anodowej. To ostatnie polega na tym, że w wyniku złego doboru elektrolitu następuje tworzenie na powierzchni anody warstewki trudno usuwalnych związków chemicznych lub wydzielanie się pęcherzyków gazów [1]. W wyniku tego następuje spadek przewodności elektrolitu spowodowany wzrostem oporności polaryzacyjnej oraz spadek sprawności prądowej η .

Z przeprowadzonych badań doświadczalnych, m. in. w ISO, wynika, że dla zapewnienia maksymalnej wydajności procesu dobór elektrolitu należy przeprowadzać w zależności od materiału obrabianego (anody).

Jednym z najczęściej stosowanych elektrolitów do obróbki stali jest roztwór 10—25% NaCl. Poza tym istnieje cały szereg elektrolitów dla różnych materiałów zalecanych przez firmy produkujące obrabiarki elektrochemiczne.

W związku z zanieczyszczeniem elektrolitu produktami obróbki konieczne jest, w przypadku obiegu zamkniętego, filtrowanie elektrolitu, przy czym bardzo dobre rezultaty osiąga się przez stosowanie wirówek.

Zagadnienie cieplne obróbki elektrochemicznej

Około 80—90% doprowadzonej energii elektrycznej w procesie kształtowania zmienia się w ciepło, powodujące wzrost temperatury elektrolitu. Przy błędnie prowadzonym procesie (np. przy zbyt małej prędkości elektrolitu) wzrost ten może doprowadzić do wrzenia elektrolitu, a więc do przerwania procesu.

W celu określenia przyrostu temperatury w przestrzeni międzyelektrodowej rozpatrzono dla uproszczenia szczelinę utworzoną w chwili początkowej procesu przez dwie powierzchnie płaskie równoległe, od-

ległe od siebie o $\delta_o = \frac{\alpha c_v U}{P_t}$ przy obróbce z prędkością $p_t > 0$ [4].

W czasie trwania procesu w wyniku przyrostu temperatury wzdłuż szczeliny $T = T(x)$ następuje wzrost przewodności elektrolitu $\alpha = \alpha_o [1 + \alpha (T - T_o)]$, co prowadzi do zmian kształtu szczeliny z równoległej na:

$$\delta_x = \frac{c_v U}{P_t} \alpha (T) = \delta_o \frac{\alpha [T(x)]}{\alpha_o} \quad (14)$$

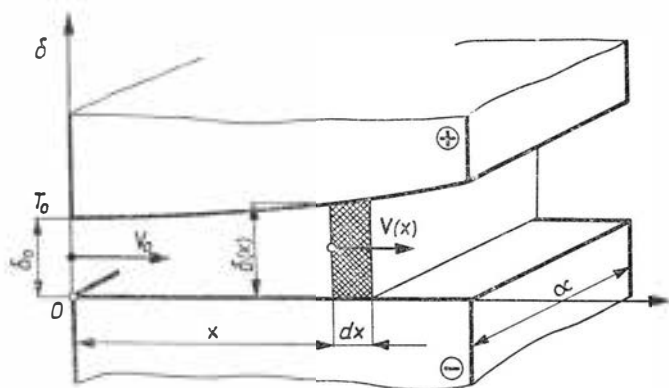
Przy założeniu, że cała doprowadzana energia elektryczna zamienia się w ciepło, przechodzące całkowicie do elektrolitu, można napisać dla elementar-

nej objętości $a \cdot \delta(x) \cdot dx$ (rys. 9) następujący bilans cieplny:

$$0,24 U \kappa(T) \frac{U}{\delta(x)} a dx = V_0 \delta_0 - a \rho c dT$$

gdzie:

- dT — przyrost temperatury na odcinku dx ,
- V_0 — prędkość elektrolitu w przekroju $x=0$,
- C — ciepło właściwe elektrolitu,
- ρ — gęstość właściwa elektrolitu.



9

Po przekształceniu i uwzględnieniu (14) otrzymuje się:

$$\frac{dT}{dx} = \frac{0,24}{\rho \kappa_0 c v^2 C} \cdot \frac{p_t^2}{V_0} \quad (15)$$

Po scałkowaniu i uwzględnieniu, że przy $x=0$; $T=T_0$ uzyskuje się ostateczny wzór na rozkład temperatury elektrolitu wzdłuż szczeliny:

$$T = T_0 + A \frac{p_t^2}{V_0} x \quad (16)$$

oraz zmianę kształtu anody ze względu na zmienność przewodności z temperaturą:

$$\delta_{(x)} = \delta_0 \left(1 + \alpha_A \frac{p_t^2}{V_0} x \right) \quad (17)$$

gdzie:

$$A = \frac{0,24}{\rho \kappa_0 c v^2 C}$$

α — cieplny współczynnik przewodności.

Na rys. 10 przedstawione są rezultaty badań [3] przyrostu temperatury w zależności od długości szczeliny oraz prędkości p_t .

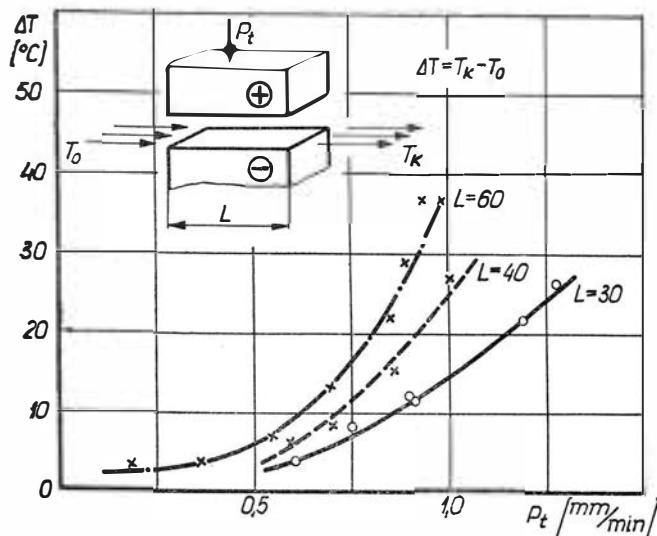
W związku z tym, że występujące w procesie temperatury są kilkanaście razy niższe od temperatur powodujących przemiany strukturalne oraz ze względu na małe naciski jednostkowe na powierzchni obrabianej, obróbka elektrochemiczna należy do nielicznych obróbek, które wprowadzają minimalne zmiany w stan warstwy powierzchniowej w odniesieniu do materiału rdzenia. Jedyne dostrzegalne zmiany to cienka warstwa nadtrawień na granicach ziaren, której grubość maleje ze wzrostem gęstości prądu.

Hydrodynamika przepływu elektrolitu

Charakter przepływu elektrolitu wywiera istotny wpływ na warunki procesu obróbki, na jej dokładność, chropowatość powierzchni oraz wydajność.

Wymuszony przepływ elektrolitu ze znacznymi prędkościami związany jest z koniecznością:

- 1) regeneracji własności elektrolitu, które w warunkach dużej gęstości prądu ulegają szybkiej zmianie,
- 2) usunięcie z przestrzeni międzyelektrodowej pro-



10

duktów procesu: soli rozpuszczonego metalu (mających najczęściej postać szlamu), wydzielającego się wodoru oraz tlenu,

3) uniemożliwienie powstania na powierzchni anody warstwy soli i tlenków hamujących proces,

4) odprowadzenie wydzielającego się w czasie procesu ciepła.

Wymagane prędkości elektrolitu zależą od warunków procesu i są rzędu 10–60 m/sek. Przy takich prędkościach elektrolitu przepływającego przez szczeliny rzędu 0,05–0,5 mm niezbędne są znaczne ciśnienia tłoczenia. W spotykanych obrabiarkach stosowane są pompy odporne na korodujące działanie elektrolitu, zapewniające ciśnienia od 5 do 30 kG/cm². Cała powierzchnia obrabiana powinna być omywana elektrolitem ze znaczną, możliwie jednakową prędkością. W przeciwnym razie mogą wystąpić zmiany koncentracji oraz przewodnictwa elektrolitu powodujące lokalne zmiany intensywności procesu. Zwłaszcza niebezpieczne są tzw. martwe strefy, w których występuje spadek prędkości elektrolitu, co może prowadzić do znacznych defektów obrabianej powierzchni, a nawet uniemożliwić proces. Aby temu zapobiec, w narzędziu wykonuje się szereg wyźłobień, otworów, przecięć dla uniemożliwienia ruchu elektrolitu. Stosowane jest też dławienie przepływu elektrolitu na wyjściu z przestrzeni roboczej. Ostatnio dla uzyskania równomierności przepływu zastosowano w obrabiarkach japońskich doprowadzenie razem z elektrolitem gazu pod ciśnieniem, przy czym ze względu na bezpieczeństwo najczęściej stosowane są azot lub dwutlenek węgla.

W obliczeniach parametrów przepływu mogą być stosowane znane wzory z hydrodynamiki, należy je jednak traktować jedynie jako przybliżone. Scisłe analityczne opisanie przepływu jest niemożliwe ze względu na znaczną ilość ingerujących czynników, ciągłą zmianę geometrii kanału i własności elektrolitu w czasie oraz, że w rzeczywistości mamy do czynienia z przepływem cieczy niejednorodnej (elektrolit, pęcherzyki gazów, wtrącenia metaliczne i inne).

Literatura

- [1] Kaczmarek J.: „Niektóre problemy rozwoju teorii i techniki elektrochemicznej”, Prace IOS, 1965, nr 46.
- [2] Gołędzinowski A.: „Obróbka elektrochemiczna”, Technika Lotnicza, 1963, nr 7.
- [3] Kubeth, Heitmann: „Einflussgrößen und Arbeitsergebnisse beim elektrochemischen Senken”, „Ind.-Anz”, 1935, 87, nr 35.
- [4] Tipton H.: „The dynamics of electrochemical machining”.

KANADYJSKI POCISK ROZPOZNAWCZY CL-89

Firma Canadair Ltd. opublikowała niektóre dane dotyczące pocisku rozpoznawczego o małym zasięgu CL-89/XC1, który został opracowany w ciągu ostatnich dwóch lat wspólnie przez Kanadę i Anglię; ostatnio przystąpiła również do współpracy NRF. Oficjalne oznaczenie pocisku brzmi AN/USD-501. Próby pocisku zostały przeprowadzone przez armię amerykańską w Arizonie. Jest on wyrzeliwany z ruchomej wyrzutni za pomocą startowych silników raketowych, a w locie jest napędzany przez turbiny silnik odrzutowy Williams Research Corp. o ciągu 18 kG. Zadaniem pocisku jest wyszukiwanie celu, określanie stopnia jego zniszczenia oraz rozpoznawanie terenu w dzień i w nocy dla jednostek lądowych na wysuniętych pozycjach. Fotografie wykonane nad celem może on wywoływać w czasie powrotu do bazy. Lądowanie pocisku w bazie odbywa się za pomocą spadochronu, przy czym amortyzatory powietrzne łagodzą uderzenie o ziemię.

W. K.

SAMOŁOT PASAŻERSKI LEAR LINER MODEL 40

W wytwórni Lear Jet Corp. w Wichita zbudowano naturalnej wielkości makietę kadłuba małego odrzutowego samolotu pasażerskiego Lear Liner Model 40. W porównaniu do wcześniejszego projektu — o którym wspomniano już w „Nowościach” — budowany obecnie prototyp samolotu Lear Liner ma zwiększony o 6800 kG ciężar całkowity (23 540 kG), co wymaga zastosowania silników o większym ciągu — Rolls-Royce „Spey” 25 o ciągu 5180 kG (silniki te są wyposażone w odwracacz ciągu), zamiast



silników „Spey Junior” o ciągu 4000 kG. Kadłub został przedłużony o 4,6 m, dzięki czemu może on obecnie pomieścić oprócz trzech osób załogi 40 pasażerów, a w wersji służbowej — 16 pasażerów. W kabinie pasażerskiej panuje nadciśnienie 0,63 kG/cm², przy czym na wysokości 13 700 m ciśnienie w ka-

binie odpowiada wysokości 2300 m. W przypadku zabudowy dodatkowych zbiorników zasięg samolotu Lear Liner w wersji służbowej będzie wynosił 6500 km, co pozwoli na dokonywanie przelotów przez Atlantyk z ośmioma pasażerami na pokładzie.

Próby w locie prototypu mają się

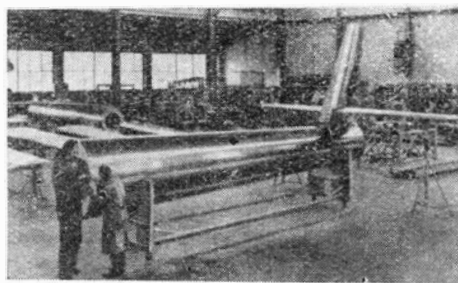
rozpocząć w końcu lata 1967 roku, a pierwsze dostawy samolotów seryjnych spodziewane są na początku 1968 roku. Przewiduje się produkcję czterech samolotów miesięcznie, przy czym cenę samolotu z całkowitym wyposażeniem elektronicznym szacuje się na 1 750 000 dolarów.

Dane samolotu

rozpiętość	21,54 m	
długość	28,96 m	
wysokość	7,62 m	
	wersja służbowa	wersja pasażerska
ciężar własny	13 550 kG	13 450 kG
ciężar paliwa	9 350 kG	7 540 kG
maks. ciężar handlowy	3 530 kG	3 630 kG
maks. ciężar startowy	23 540 kG	23 540 kG
maks. ciężar przy lądowaniu	22 360 kG	22 360 kG
maks. ciężar przy kołowaniu	23 630 kG	23 630 kG
prędkość maksymalna	895 km/h (Ma = 0,84)	
na wysokości 12 500 m		
optymalna prędkość przelotowa	820 km/h (Ma = 0,77)	
na wysokości 13 700 m		
prędkość wznoszenia n.p.m.	25,9 m/sek	
maks. zasięg z 8 pasażerami i bez rezerwy paliwa	6500 km	5450 km
maks. zasięg z 40 pasażerami i bez rezerwy paliwa	—	2675 km
długość pasa do startu	1430 m	
długość startu	1000 m	
długość pasa do lądowania	1740 m	
długość lądowania	1040 m.	

W. K.

BUDOWA SAMOŁOTU DO BADAŃ METEOROLOGICZNYCH



W wytwórni Einswarden firmy VFW wykonano już skrzydło i kadłub z usterzeniem odrzutowego samolotu DFS 582 przeznaczonego do

badania meteorologicznych na dużych wysokościach. Wykonane zespoły składają się z klejonych elementów przekładkowych z okładzinami z lekkiego stopu i z ulowym wypełniaczem. Spełniają one wymagania najmniejszego ciężaru, dużej wytrzymałości i dużej gładkości powierzchni. Wyposażony w turbiny silnik odrzutowy Pratt and Whitney JT12A-6 o ciągu ok. 1500 kG samolot ma być gotowy jeszcze w 1966 roku i przekazany do prób w locie.

W. K.

SATELITY ŁĄCZNOŚCIOWE TRZECIEJ GENERACJI

Na konferencji zorganizowanej przez American Institute of Aeronautics and Astronautics przedstawiciele firmy TRW Systems Inc. podali po raz pierwszy techniczne szczegóły budowanych przez firmę nowych satelitów łącznościowych. Za pomocą tych satelitów przedsiębiorstwo Communications Satellite Corp., odgrywające czołową rolę w

organizacji International Telecommunications Satellite Consortium (Intelsat), zamierza stworzyć światową sieć satelitów łącznościowych. Firma TRW Systems jest głównym kontrahentem, JTT Federal Laboratories dostarczają przetworników częstotliwości, a Sylvania Electronic Systems anten z elektroniczną kompensacją wirowania.

Satelity TRW są określane jako satelity łącznościowe trzeciej generacji (po satelitach „Early Bird” i „Blue Bird”).

Satelita TRW ma kształt cylindra o średnicy 142 cm i wysokości 94 cm. Łącznie z silnikiem napędowym (służącym do wyniesienia satelity na orbitę synchroniczną) jego ciężar wynosi 113,5 kG. Konstrukcja satelity składa się z cylindra zewnętrznego wykonanego z blachy, z cylindra wewnętrznego wykonanego z aluminiowego materiału przekładkowego oraz z górnej i dolnej pokrywy. Między obu cylindrami znajdują się pionowe ściany rozporowe o konstrukcji przekładkowej. W cylindrze wewnętrznym zabudowany jest silnik napędowy do wyniesienia satelity na orbitę synchroniczną, natomiast na zewnątrz tego cylindra umieszczony jest układ napędowy na hydrazynę z promieniowymi i osiowymi dyszami sterującymi, które służą do zmiany toru lotu i sterowania położenia satelity i których uruchomienie następuje na sygnał z Ziemi. Układ ten składa się z dwóch niezależnych części, z których każda daje połowę wymaganego ciągu, ma dwa kuliste zbiorniki, jedną osiową i jedną promieniową dyszę sterującą i system przewodów. Dysze sterujące zamontowane są na ścianie rozporowej, na której znajduje się również wyposażenie elektroniczne.

Satelita może osiągnąć swoją pozycję albo za pomocą dysz osiowych pracujących w sposób ciągły albo za pomocą dysz promieniowych pracujących impulsowo. Sterowanie położenia w przestrzeni odbywa się za pomocą dysz osiowych pracujących impulsowo, przy czym poszczególne impulsy będą tak dobrane, aby powstającej wskutek tego precyzyjnej osi wirowania satelity nadać wymagany kierunek. Inklinację toru satelity można zmieniać za pomocą ciągłej pracy dysz osiowych, natomiast w celu utrzymania satelity w wymaganej pozycji należy uruchomić w sposób impulsowy dysze promieniowe.

Wyposażenie łącznościowe składa się z anten i z systemu powtarzania z dwoma przetwornikami częstotliwości (zwanymi często transponderami) o szerokości pasma 225 MHz. Satelita przyjmuje sygnały ze stacji naziemnych w zakresie 6 GHz (5,925-6,425 GHz), wzmacnia je bez zmiany modyfikacji, zmienia częstotliwość na 4 GHz i wysyła je w zakresie częstotliwości 3,7-4,2 GHz. Równoważna moc promieniowania wynosi 158 W (w wersji satelity synchronicznego).

Instalacja łącznościowa jest systemem integralnym, którego obwody przetworników częstotliwości są równocześnie wykorzystywane do odbierania sygnałów sterujących i do pełnienia funkcji telemetrycznych. Np. sygnały sterujące obejmujące zakres 34 MHz są przekazywane między oboma pasmami częstotliwości łącznościowych 225 MHz.

Sygnały łącznościowe i telemetryczne kierowane są na te same anteny — nadawczą i odbiorczą — umieszczone koncentrycznie do osi wirowania satelity i pracujące na

zasadzie elektronicznej kompensacji wirowania. Obie anteny wykazują najmniej 13 dB przy kącie stożka 20,3°.

Do kompensacji wirowania satelity zastosowano następującą metodę: czujniki Ziemi nadają w chwili mijania linii horyzontu sygnały, które stanowią punkty odniesienia dla każdorazowego kąta położenia satelity i których częstotliwość odpowiada prędkości wirowania satelity. Urządzenie sterujące wytwarza prąd, który jest synchronizowany pod względem fazy i częstotliwości z sygnałami czujników Ziemi i służy do sterowania ferrytowych suwaków fazowych. Podczas obrotu satelity (a tym samym anten) faza zasilania anten jest w związku z powyższym zmieniana w sposób ciągły, tak że wiązki sygnałów odbieranych i nadawanych są stale skierowane na punkt środkowy Ziemi.

System sterowania ma oddzielną, bezkierunkową antenę.

Układ zasilania stanowią przetworniki energii słonecznej, bateria i regulator napięcia. Jako przetworniki energii słonecznej zastosowano ogniwa krzemowe, z których każde ma powierzchnię 2 cm² i w temperaturze 28°C daje moc 58,5 mW. Ogniwa są naklejone na zewnętrznym cylindrze satelity i izolowane żywicą epoksydową. Przetworniki są tak zwymiarowane, że mogą dostarczać energii w ciągu ponad siedem lat. W czasie gdy satelita znajduje się w cieniu Ziemi jako źródło prądu służy bateria niklowo-kadmowa składająca się z 20 ogniw. Regulator napięcia ogranicza napięcie w przypadku, gdy moc wyjściowa ogniw słonecznych przekracza zapotrzebowanie mocy, reguluje ładowanie i rozładowywanie baterii i wyłącza ją na sygnał z Ziemi.

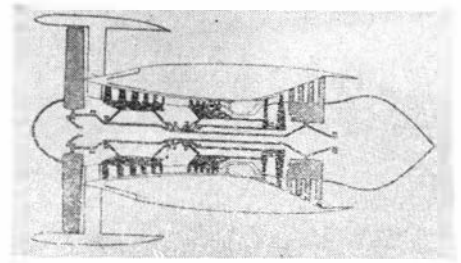
Satelity TRW będzie cechować znaczna elastyczność pracy, głównie dzięki dużej efektywnej mocy promieniowania, skrajnie dużej linowości i dużej szerokości pasma.

W. K.

DALSZE SZCZEGÓŁY NA TEMAT SILNIKA RB.178

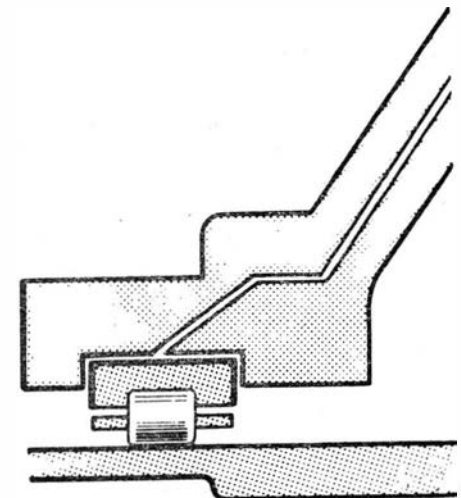
W czasopiśmie zachodnich można znaleźć dalsze informacje dotyczące opisywanego już w „Nowościach” trzywałowego dwuprzepływowego silnika Rolls-Royce RB.178.

Układ trzywałowy zastosowano w celu zwiększenia sprawności wentylatora i w celu zmniejszenia wytwarzanego przez niego hałasu. Rozdzielenie wentylatora od pozostałej części sprężarki zwiększyło swobodę w wyborze najkorzystniejszej, ze względu na sprawność, prędkości obrotowej wentylatora i umożliwiło wyeliminowanie łopatek wlotowych, co zmniejszyło straty przepływu. Dzięki temu, że wentylator jest osadzony na oddzielnym wale w czasie podchodzenia do lądowania można regulować jego prędkość obrotową i w ten sposób zmniejszać natężenie hałasu. Poziom hałas w warunkach startowych zmniejszono przez odpowiednie zaprojektowanie wentylatora. Istnieją dwa źródła hałasu wentylatora: jego



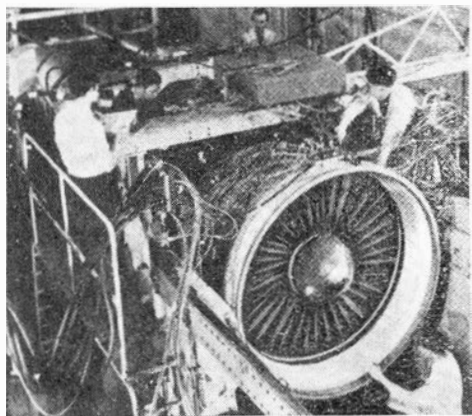
część wlotowa i część wylotowa. Hałas w części wlotowej uległ zmniejszeniu wskutek usunięcia kierownicy wlotowej, której łopatki interferują z łopatkami wirnikowymi. W celu obniżenia poziomu hałasu w części wylotowej zmniejszono prędkość wylotu powietrza z wentylatora przez zmniejszenie prędkości na wlocie. W wyniku, hałas wytwarzany przez wentylator nie przewyższa hałasu turbiny (we współczesnych silnikach dwuprzepływowych o dużym stosunku wydatków hałas wentylatora przewyższa hałas turbiny i gazów wylotowych). Łączny hałas wytwarzany przez silnik RB.178 jest o 4-5 dB mniejszy niż hałas obecnie stosowanych silników dwuprzepływowych.

Charakterystyczną cechą cieplnego obiegu silnika jest wysoka temperatura przed turbiną w warunkach przelotowych — zapewnia to duży ciąg przelotowy — i nieduży stosunek temperatury w warunkach startowych do temperatury w warunkach przelotowych. Wartość tego stosunku przypomina turbinowe silniki śmigłowe „Dart” i „Tyne”. Aby umożliwić pracę turbin przy wysokich temperaturach w warunkach przelotowych, zastosowano chłodzenie łopatek kierowniczych i wirnikowych turbiny wysokiego ciśnienia i łopatek kierowniczych turbiny średniego ciśnienia. Do łopatek kierowniczych powietrze jest doprowadzane z obu końców łopatek, a następnie uchodzi otworkami w krawędzi spływu i natarcia pod koszulkę chłodzącą, którą otoczona jest każda łopatka; wylot spod koszulki odbywa się szczeliną na krawędzi spływu łopatki. Łopatki wirnikowe mają wzdłużne kanałki, przy czym powietrze jest doprowadzane od strony stopy łopatki, a uchodzi szczeliną na końcu łopatki. W warunkach przelotowych temperatura



2

łopatek jest wyższa niż w silniku „Conway”, w warunkach wznoszenia jest zbliżona do temperatury łopatek tego pierwszego wprowadzonego do eksploatacji silnika dwuprzepływowego, a w warunkach startowych jest znacznie niższa. Podczas gdy w silniku „Conway” możliwości wytrzymałościowe łopatek w warunkach startowych są wykorzystane w 83%, a w pozostałych warunkach tylko w 9%, to w silniku RB.178 stopień wykorzystania wytrzymałości łopatek w warunkach startowych wynosi 15%,



3

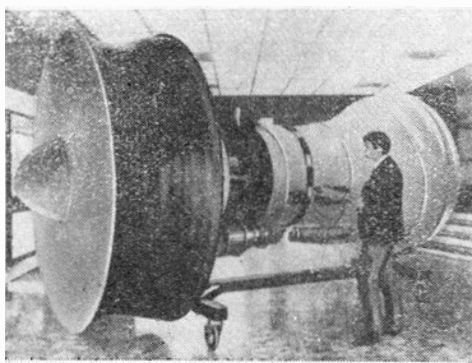
a w warunkach wznoszenia i przelotu — 85%. Pozwoli to podobno na dwukrotne zwiększenie trwałości silnika.

Łożyska wałów spoczywają w obudowach na filmie z oleju, włączanego pod ciśnieniem między obudowę i pierścień łożyska (rys. 2), dzięki czemu drgania wirników nie przenoszą się na korpus silnika. Na silniku „Conway” zmniejszono w ten sposób drgania o 60%, co oczywiście wpłynęło korzystnie na trwałość silnika.

Między sprężarką wysokiego i niskiego ciśnienia znajduje się upust powietrza do układów silnikowych i płatowcowych. Wentylator i dysza wylotowa są zaopatrzone w kierownice odwracające ciąg.

W celu uproszczenia obsługi silnika i zwiększenia niezawodności jego pracy zastosowano urządzenia do kontroli stanu silnika, jak np. wskaźnik drgań, wskaźnik przekroczeń maksymalnej temperatury, punkty kontroli zużycia oraz punkty wewnętrznej kontroli sprężarki, rury żarowej i turbin. Przewiduje się, że po trzech latach eksploatacji okres międzynaprawczy silnika osiągnie 6000 godz.

Wersja RB.178-51 o ciągu 20 000 kG była proponowana jako napęd samolotu Boeing 747, jednak Amerykanie zdecydowali się na własny silnik Pratt and Whitney JT9D. Poszukując zastosowań dla silnika RB.178 opracowano wersje o ciągu od 20 500 do 23 500 kG do „autobusów” dwusilnikowych i wersje o ciągu od 11 400 do 13 700 kG do „autobusów” czterosilnikowych. Wszystkie te wersje oparte są o wspólną dwuwałową wytwornicę, różniąc się zespołem wentylatora, od którego zależy stosunek wydatków, a tym samym ciąg. W zależności od stosunku



4

wydatków poszczególne wersje będą stosowane do samolotów na długie, średnie i krótkie trasy.

Koszty rozwojowe silnika (do próby typu) szacuje się na 35 milionów funtów, nie licząc kosztów budowy prototypów.

Do badania zagadnień aerodynamicznych silnika RB.178 zbudowano tzw. silnik demonstracyjny, który do lipca 1966 roku przepracował na stoisku w Derby 25 godzin, osiągając ciąg 11 500 kG. Silnik demonstracyjny jest dwuwałowy i przypomina cokolwiek silnik „Conway” RCo.43. Ma on wentylator o znacznie mniejszej średnicy niż wentylator silnika RB.178, co widać z porównania fotografii silnika demonstracyjnego (rys. 3) z fotografią makiety silnika RB.178 (rys. 4). Cała aerodynamika silnika jest nowa, podobnie jak konstrukcja tarcz wirnikowych i wałów. Ma on większy ciąg niż silnik „Conway”, od którego jest o ok. 0,9 m krótszy, i znacznie mniejsze jednostkowe zużycie paliwa.

Firma Rolls-Royce opublikowała niektóre dane na temat nowego tworzywa sztucznego Hyfil, które ma być zastosowane na elementy przedniej, „zimnej” części silnika RB.178. Tworzywo to odznacza się podobno pięciokrotnie większym stosunkiem sztywności do ciężaru niż tytan; równie korzystnie kształtuje się jego stosunek wytrzymałości do ciężaru.

W. K.

SILNIK JT9D-1 — NOWE INFORMACJE

Przy projektowaniu silnika Pratt and Whitney JT9D-1, o którym wstępne informacje zamieszczono już w jednym z poprzednich zeszytów TLiA, wytknięto sobie te same cele, które przyświecały twórcom konkurencyjnego silnika Rolls-Royce RB. 178, zrealizowano je jednak w inny sposób. W celu zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa i hałasu zastosowano wprawdzie również duży stosunek wydatków wynoszący 5 : 1, jednak jednostopniowy wentylator o średnicy 2,44 m osadzono na wspólnym wale z trzystopniową sprężarką niskiego ciśnienia, którą napędza czterostopniowa turbina niskiego ciśnienia. Spręż ogólny jest większy niż w silniku RB. 178 i wynosi 24:1 (silnik RB. 178 ma spręż 20 : 1, ale cokolwiek większy stosunek wydatków — 6 : 1). Jak

już wspomniano w poprzedniej wzmiance na temat silnika JT9D-1, sprężarka wysokiego ciśnienia ma jedenastej stopni i jest napędzana dwustopniową turbiną wysokiego ciśnienia. Przed wystąpieniem zjawiska niestatecznej pracy sprężarkę zapobiegają przestawialne łopatki kierownicy znajdującej się między sprężarką wysokiego i niskiego ciśnienia (w przypadku silnika RB.178 uniknięto stosowania mechanizacji sprężarek dzięki trójwałowemu układowi silnika).

Normalnie stosowane w cywilnych silnikach Pratt and Whitney oddzielne rury żarowe zostały zastąpione komorą pierścieniową, której przednia część wchodzi w dyfuzor wylotowy sprężarki wysokiego ciśnienia. Taki układ komory spalania pozwolił na skrócenie silnika o 318 cm przy równoczesnym zmniejszeniu wymagającej chłodzenia powierzchni komory spalania.

Duży ciąg w warunkach przelotowych — wynoszący 4310 kG na wysokości 10 700 m, przy $Ma = 0,9$ i przy temperaturze na ziemi $8^{\circ}C$ (jednostkowe zużycie paliwa wynosi w tych warunkach $0,634 \text{ kG/kGh}$) — uzyskano dzięki wysokiej temperaturze przed turbiną. W warunkach maksymalnych wynosi ona $1118^{\circ}C$ i ma być jeszcze podwyższona, co pozwoli na zwiększenie ciągu startowego do 21 300 kG, a ciągu przelotowego do 4990 kG. W związku z wysoką temperaturą przed turbiną zastosowano chłodzenie łopatek wirnikowych pierwszego stopnia turbiny wysokiego ciśnienia i łopatek kierowniczych obu stopni tej turbiny.

Prostotę i zwartość konstrukcji silnika JT9D-1 osiągnięto przez zastosowanie tylko czterech łożysk głównych (obecnie stosowane cywilne silniki Pratt and Whitney mają siedem łożysk), tj. po dwa na każdy zespół wirujący. Wentylator znajduje się przed przednim łożyskiem głównym, jest więc łożyskowany wysięgnikowo. Sztywność węzła wentylator-sprężarka niskiego ciśnienia zwiększa stożkowa tarcza wirnika wentylatora i stożkowa przednia tarcza wirnika sprężarki niskiego ciśnienia tworzące łącznie literę V.

W celu uproszczenia konstrukcji zmniejszono poza tym ilość elementów nośnych, która w porównaniu z ilością elementów nośnych poprzednich silników Pratt and Whitney pozostaje w stosunku 3 : 5. Konstrukcję upraszcza również wyeliminowanie korpusu wlotowego z kierownicą wlotową, co czyni zbędnym stosowanie urządzeń przeciwblokdzeniowych, oraz wyeliminowanie łożysk i uszczelnień między wałami, a także wewnętrznych zębatach pomp olejowych.

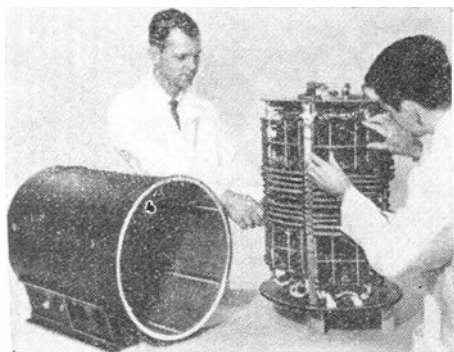
Firma przewiduje, że koszty rozwoju silnika wyniosą 100 milionów dolarów. Jednak koszty te zwrócą się prawdopodobnie b. szybko, gdyż istniejące już obecnie zamówienia na samoloty Boeing 747, do których przeznaczony jest silnik JT9D-1, przyniosą firmie 106 milionów dolarów zysku. Prawdopodobne są rów-

niez zamówienia silników JT9D-1 do europejskich „autobusów powietrznych”. Poza tym angielska firma Bristol Siddeley zawarła porozumienie w sprawie udziału w kosztach rozwoju silnika JT9D-1, aby później podjąć jego produkcję na zasadach licencji (w związku z tym firma Bristol Siddeley zrezygnowała z rozwoju własnego silnika tego typu — BS 123 o ciągu 18 100 kG).

W. K.

PRZELICZNIK DO RAKIETY „SATURN” 1B

Firma Electric Communication Inc. wykonała przelicznik do układu sterowania rakiety nośnej „Saturn” 1B. Przelicznik jest ulepszoną wersją przelicznika zastosowanego na rakiecie „Saturn” 1. Składa się on ze stu modułów i jest umieszczony w

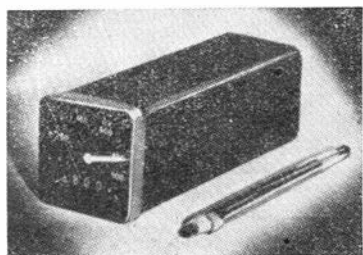


cylindrycznej obudowie o długości 66 cm i średnicy 43,2 cm. W obudowie utrzymywane jest nadciśnienie. Przelicznik jest przystosowany do niezawodnej pracy w zakresie temperatur od -55°C do $+100^{\circ}\text{C}$. Jest on odporny na uderzenia o przyspieszeniach do 40 g i na drgania o przyspieszeniach do 7 g. Podczas lotu rakiety przelicznik otrzymuje od szeregu czujników dane pomiarowe, w oparciu o które przekazuje konieczne impulsy do układu sterowania przechylnymi silnikami pierwszego i drugiego stopnia, korygując w ten sposób odchyłki od przepisanej toru lotu rakiety.

W. K.

NOWY TYP WSKAŹNIKA PRACY SILNIKÓW

Specjalnie do samolotu „Concorde” opracowano wskaźnik pracy silników, którego układ elektroniczny



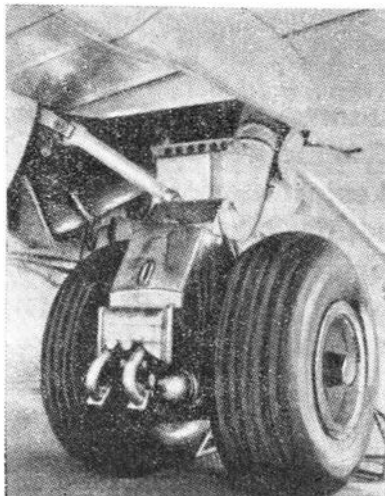
ma obwody mikrominiaturyzowane. Wszystkie niezbędne obwody przelicznika i wzmacniacza znajdują się w obudowie wskaźnika. Obok wskaźówki ze skalą wskaźnik jest zaopatrzony w liczydło. Urządzenie odznacza się małymi wymiarami: jego

wysokość ma 5 m, a głębokość 13,3 cm. Służy ono do wskazywania temperatury przed turbiną.

W. K.

HAMULCE CHŁODZONE CIECZĄ

Na samolocie „Boeing 727” przeprowadzono próby hamulców chłodzonych cieczą. Aby uniknąć śpiętrzenia cieplnego na hamulcach, kołach i oponach zastosowano wodne chłodzenie hamulców, przy czym

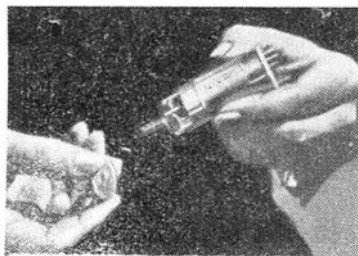


woda jest z kolei chłodzona w wymienniku ciepła. Dzięki chłodzeniu zwiększono niezawodność i trwałość hamulców, kół i opon. Nowy typ hamulców uzyskał świadectwo zgodności wg wymagań FAA.

W. K.

BEZKOLEKTOROWY SILNIK PRĄDU STAŁEGO

Firma Siemens zbudowała bezkolektorowy silnik prądu stałego o mocy na wale ok. 1,5 W, w którym kolektor, szczotki i elementy regulacji prędkości obrotowej zostały zastąpione przez półprzewodniki. Wirujące pole magnesu trwałego



steruje dwa generatory halotronowe, które za pomocą tranzystorów włączają w sposób cykliczny uzwojenia stojana. Generator halotronowy zastosowano z tego powodu, że umożliwi on prosty układ obwodów i prostą konstrukcję.

W. K.

URZĄDZENIE DO OKREŚLANIA CIĘŻARU I POŁOŻENIA ŚRODKA CIĘŻKOŚCI SAMOLOTU

Stateczność i sterowność samolotu, a także bezpieczeństwo przelotu zależy w dużym stopniu od położenia środka ciężkości, tj. od rozłożenia ładunku w samolocie, oraz od utrzymania ciężaru samolotu w

dopuszczalnych granicach. Oczywiście, usiłowano już niejednokrotnie opracować urządzenie dostarczające informacji na ten temat, udało się to jednak dopiero firmie Fairchild Controls z Nowego Jorku. Opracowane przez tę firmę urządzenie STAN (Summed Total and Nose-gear) zostało wypróbowane na samolocie towarowym Boeing 707-320 C, należącym do linii lotniczych Pan American Airways, a niedawno zostało zainstalowane na samolotach Boeing 727 QC tych samych linii. Ogółem linie PAA zamówiły 13 kompletów urządzenia STAN.

Urządzenie składa się z czujników ciśnienia, mierzących ciśnienie hydrołu w amortyzatorach podwozia, które zależą bezpośrednio od sił reakcji. Wyniki pomiaru w postaci impulsów elektrycznych są sumowane, przy czym dokonywana jest poprawka na ciężar podwozia. Ostateczny wynik, przedstawiający ciężar całkowity samolotu, jest przekazywany w postaci liczbowej do kabiny pilotów. Te same impulsy, które służą do określania ciężaru samolotu, są wykorzystywane również do wyznaczania położenia środka ciężkości wzdłuż średniej cięciwy aerodynamicznej. W razie potrzeby może być również określone poprzeczne położenie środka ciężkości. Poza tym urządzenie dostarcza bezpośrednich wskazówek dotyczących ustawienia do startu statecznika poziomego.

Stwierdzono, że dokładność urządzenia wynosiła $\pm 1\%$ w 98% przypadków i $\pm 0,25\%$ w 80% przypadków. Dokładność urządzenia ma być jeszcze zwiększona. Obecnie wiele uwagi poświęca się uproszczeniu techniki pomiaru. Aby uzyskać mianowicie dokładne wyniki, samolot musi przelewać, następnie koła należy zahamować, a silniki pozostawić na biegu jałowym. Firma bada metody zmniejszenia tarcia i adhezji w amortyzatorach, gdyż czynniki te zmniejszają dokładność pomiaru. Okazało się, wbrew oczekiwaniom, że nawet silny wiatr nie ma dużego wpływu na dokładność pomiaru ciężaru, głównie z tego powodu, że obciążenia przenoszą się z jednej nogi na drugą. Wpływ ten zmniejsza się jeszcze ze wzrostem ciężaru samolotu.

Największą przeszkodą do przewyciężenia w rozpowszechnieniu urządzenia stanowi dotychczasowa praktyka określania ciężaru i położenia środka ciężkości samolotów, która w wielu krajach jest ściśle przestrzegana.

W. K.

NOWY SYSTEM PRZECIWOBLODZENIOWY ŚMIGIEŁ

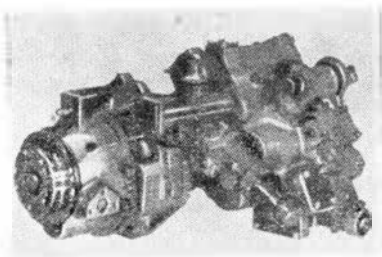
Na samolocie Aero Commander 680F zastosowano przeznaczony dla samolotów służbowych i turystycznych układ przeciwooblodzeniowy śmigieł, który waży tylko 5–6 kG i wykazuje małe zużycie prądu. Osiągnięto to przez cykliczne, strefowe odladzanie, polegające na podgrzewaniu w określonej kolejności małych wycinków łopat śmigła. Zu-

życie elementów urządzenia występuje tylko na pierścieniach doprowadzających prąd i na szczotkach węglowych umieszczonych na wale śmigła.

W.K.

POMPA PALIWOWA Z WBUDOWANYM REGULATOREM WYDATKU

Na silnikach Bristol Siddeley „Olympus” 593 przeznaczonych do napędu naddźwiękowego samolotu pasażerskiego „Concorde” zastosowano pompę paliwową wysokiego ciśnienia połączoną w jeden zwarty



zespół z regulatorem wydatku paliwa. Ma to na celu wyeliminowanie skomplikowanych połączeń przewodami i ułatwienie montażu. Przedłużenie wału napędzającego pompę służy do napędu ogranicznika prędkości obrotowej i urządzeń dopalacza.

W.K.

NOWE SILNIKI NOŚNE ROLLS-ROYCE

Znajduje się w rozwoju silnik Rolls-Royce RB.162-31 o ciągu 2500 kG i zwiększonym w porównaniu z poprzednimi wersjami silnika RB.162 stosunku ciągu do ciężaru (dla poprzednich wersji wynosi on 16:1). Daleko zaawansowane są również wersje o ciągu 3000 kG. Poza tym projektowany jest silnik nośny trzeciej generacji o ciągu 4100 kG i o znacznie, niemal dwukrotnie, zmniejszonej w porównaniu do silnika RB.162 długości.

W.K.

PALNIK PLAZMOWY DO SPAWANIA

Firma Siemens zbudowała palnik plazmowy do spawania i cięcia materiałów, których nie można spawać i ciąć dotychczasowymi metodami. Gazowy czynnik roboczy palnika zostaje podgrzany w łuku elektrycznym do temperatury 15 000 °C, uchodząc następnie z wielokrotną prędkością dźwięku przez chłodzoną wodą dyszę. Palnik ten poza przecinaniem i spawaniem może być również stosowany do natryskiwania powierzchni metalem.

W.K.

TENSOMETRY ZMĘCZENIOWE

Z wyglądu są one podobne do tensometrów oporowych do pomiarów naprężeń. Opracowane przez inżynierów z firmy Boeing tensometry do pomiarów trwałości zmęczeniowej ostrzegają, gdy część metalowa jest bliska pęknięcia zmęczeniowego. Nowe tensometry mierzą sumę

zmian i uszkodzeń zmęczeniowych w konstrukcji w przeciągu długiego okresu czasu. Rejestracja tych uszkodzeń ujawnia się w formie stopniowo rosnących zmian oporności. Tensometry zmęczeniowe naklejane są na konstrukcję w miejscach o przewidywanym uszkodzeniu zmęczeniowym lub w miejscach, gdzie pęknięcie spowodowałoby poważne kłopoty. Okresowe pomiary oporności wykazują aktualny stan zaawansowania uszkodzeń i zmian strukturalnych w materiale. W takim samym stopniu jak w podłożu następują zmiany strukturalne i w tensometrze, szczególnie, gdy jest on wykonany z tego samego materiału co badana konstrukcja. Istnieje również możliwość pomiarów ciągłych, jeśli tensometr podłączony zostanie do aparatury rejestrującej zmianę oporności. Dzięki możliwości pomiaru aktualnych zmian zmęczeniowych w materiale można również określić przewidywany czas pracy do momentu pęknięcia. Trzeba podkreślić, że nie korzysta się tu wprost z ogólnie znanych krzywych wytrzymałości zmęczeniowej. Niemniej metoda bieżącej rejestracji zmian powodowanych naprężeniami zmęczeniowymi okazała się w praktyce niezmiernie przydatna, a wyniki doświadczeń potwierdziły wysoki stopień pewności przewidywań wniosków.

A.G.

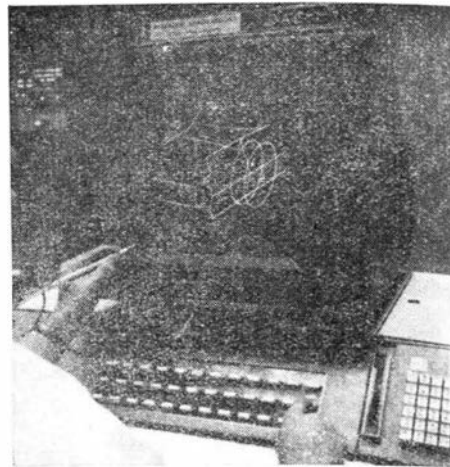
MASZYNY LICZĄCE W PRODUKCJI

Obecnie trudno już sobie wyobrazić nowoczesną produkcję bez udziału maszyn liczących. Ich udział i zakres zastosowania ciągle rośnie, obejmując coraz nowe dziedziny procesu wytwarzania. Ostatnie tendencje zmierzają do kompleksowych zastosowań od projektu obliczeń i konstrukcji do wytwarzania i kontroli. Maszyny matematyczne wprowadza się głównie do procesów trudnych i pracochłonnych, a celem ich wprowadzenia jest wyeliminowanie lub poważne zredukowanie pracochłonności i wyraźne skrócenie cyklu uruchomienia.

Takimi trudnymi pracami są rysunki elementów przestrzennych, krzywokreślnych, które trudno odtworzyć na rysunku płaskim, np. kadłub samolotu, elementy nadwozia samochodu itp. W fazie projektowej konstruktorzy posługują się zwykle rysunkami perspektywicznymi lub modelami. Jest to niezmiernie uciążliwe, a przejście z tej fazy do rysunków technicznych, a zwłaszcza wymiarowania, nastęrcza dużo kłopotów. Opracowano maszyny liczące, które są wyraźną pomocą w tym zakresie prac. Jedną z takich maszyn, pracujących w firmie Boeing Aircraft, umożliwia rejestrację profilu płaskiego w formie tabeli współrzędnych, a po zanotowaniu wszystkich kolejnych przekrojów płaskich odtworzenie na ekranie bryły przestrzennej widzianej pod dowolnym kątem. Umożliwia to konstruktorowi „obserwację” tworzonego obiektu i wprowadzanie korekty w dowolnych przekrojach. Liczbowa rejestracja kształtów —

tabele współrzędnych — są równocześnie dokumentem technicznym przedmiotu.

Podobne maszyny wprowadzono do przemysłu samochodowego. Na rysunku pokazano fragment urządzenia. Widoczny na ekranie rysunek perspektywiczny odtworzony jest z zapisów współrzędnych kolejnych przekrojów, a „światły ołówek” w ręku konstruktora oraz ta-



blica z przyciskami umożliwia mu szybkie wprowadzanie zmian i korygowanie kształtów. Po zakończeniu „projektowania” maszyna jest przygotowana do nagrania taśmy sterującej obrabiarką, odtwarzającą ustalone na rysunku kształty. Taśma dziurkowana, uzyskana bezpośrednio z „maszyny projektującej”, pozwala na wykonanie matryc, wzorników, elektrod do drażenia elektroiskrowego czy elektrochemicznego, zależnie od przyjętej technologii. Służy ona równocześnie do kontroli kształtów wzorników czy przedmiotów użytkowych. Wprowadzenie tego zautomatyzowanego cyklu opracowań: od projektu do kontroli ostatecznej skróciło okres uruchomienia nowych wersji dwu do trzykrotnie. Trzeba tu dodać, że osiągnięcia te nie stanowią jeszcze szczytu możliwości. Między innymi do kompleksowego cyklu opracowań maszyn liczących wprowadza się takie prace jak: opracowanie procesów technologicznych z normowaniem materiałów i czasów, tworzenie harmonogramów wykonawczych, typowanie obrabiarek, analiza możliwości produkcyjnych i obciążenia stanowisk itp. Wśród korzyści dodatkowych, ale wcale nie bagatelnych, należy wymienić: poważne zmniejszenie objętości archiwów, zmniejszenie zakresu prac archiwalnych przy równoczesnym usprawnieniu ich działania, poprawa w zakresie planowania zaopatrzenia w materiały, narzędzia i pomoce, większe możliwości normalizacji i typizacji itp.

A.G.

Ośłona meteorologiczna komunikacji lotniczej na Atlantyku Północnym

Żegluga lotnicza nad Oceanem Atlantyckim wspomagana jest przez okrętowe stacje meteorologiczne, dostarczające danych o warunkach pogody na głównych trasach przelotów pomiędzy Ameryką Północną i Europą. Statki te w liczbie początkowo 13 (w roku 1954), a obecnie 9, pełnią swą służbę pod banderami USA, Francji, Holandii, Norwegii, Szwecji i Zjednoczonego Królestwa. Obserwacje warunków meteorologicznych dokonywane przez nie nad powierzchnią oceanu służą nie tylko potrzebom lotnictwa komunikacyjnego. Wykorzystuje się je również do innych celów związanych z ogólnymi badaniami meteorologicznymi prowadzonymi pod patronatem WMO (World Meteorological Organisation). Organizacja ta wspólnie z ICAO zainicjowała utworzenie stałej służby informacyjnej, pełnionej regularnie przez flotę statków, operując stale w określonych rejonach. Statki te, pływające w promieniu około 10 mil od wyznaczonych stałych pozycji, dokonują namiarów radarowych przelatujących samolotów, pomagając w ustalaniu ich położenia i korekty kursu, umożliwiając im jednocześnie wybór najdogodniejszych pod względem meteorologicznym tras przelotu. Znaczenie obserwacji i pomiarów wykonywanych za pomocą aparatury zainstalowanej na statkach wzrasta w miarę tego, jak zmieniają się reżimy wysokościowe przelotów samolotów komunikacyjnych, ostatnio przeważnie w granicach około 120 km (60 000 stóp).

Ustalona przez ICAO/WMO procedura przewiduje czterokrotny pomiar radarowy wiatrów górnych do wysokości nie mniejszej niż 16,5 km (55 000 stóp), pomiar temperatury górnych warstw atmosfery, dwukrotny przynajmniej pomiar ciśnienia i wilgotności w ciągu dnia. Transmisja komunikatów meteorologicznych ze statków do samolotów odbywa się albo otwartym tekstem albo za pomocą meteorologicznego klucza Q, kodem, w zależności od życzenia załogi samolotu. Wyposażenie instrumentalne statków stanowią: precyzyjne termometry do mierzenia temperatury atmosfery i osobno wody morskiej, psychrometry, barometry morskie, barografy, balony do pomiaru wysokości podstawy chmur, anemometry i wskaźniki kierunku wiatru. Ponadto statki mają znaczne zapasy helu i wodoru do napełniania balonów meteorologicznych.

W łączności radiowej statki meteorologiczne stosują się do ogólnej procedury obowiązującej wszystkie ruchome stacje radiowe, określonej przepisami ITU (International Telecommunication Union). Szczegółowe

postanowienia zawarte są w Aneksie 10 do Konwencji Chicagowskiej, ustalającej postępowanie odnośnie łączności ze stacjami pracującymi dla potrzeb lotnictwa cywilnego. Statki meteorologiczne utrzymują nasiuch radiowy na szeregu zakresów fal średnich, krótkich i ultrakrótkich, m. in. nasiuch ten jest prowadzony również w sposób ciągły na częstotliwości 500 kHz, która w myśl postanowień ITU używana jest do podawania sygnałów wywoławczych na wypadek niebezpieczeństwa. Wiąże się to z dodatkową misją statków niesienia pomocy i uczestnictwa w akcjach poszukiwawczych na wypadek ogłoszenia alertu z pokładu statku lub samolotu znajdującego się na kursie. Ważnym zadaniem statków meteorologicznych jest służenie za stacje przekazywowe, pośredniczące w nawiązywaniu łączności radiowej pomiędzy samolotami a bazą na lądzie, kiedy bezpośrednia komunikacja radiowa okazuje się niemożliwa. Chodzi przeważnie o transmisję meldunków o pozycji samolotu, ważnego NOTAMu, pilnej depechy meteo albo zawiadomienia o zmianie kursu, zbeczenia itp. Statki nie przekazują jednakże depech o charakterze administracyjnym i nie związanym z wykonaniem zadań nawigacyjnych samolotu w czasie wykonywania lotu. Z reguły samoloty znajdujące się w zasięgu radiostacji statków pracujących na VHF podają swe pozycje i inne informacje dotyczące założonego planu lotu. Radiolatarnie, w które wyposażone są statki, włączane są tylko na żądanie. Mogą one wprawdzie pracować dla potrzeb nawigacji lotniczej i morskiej bez specjalnego wywołania, jednakże muszą dokonywać koniecznych przerw w nadawaniu, ażeby nie zakłócać odbioru ważnych komunikatów służb ratowniczych i poszukiwawczych. Sygnał rozpoznawczy radiolatarni składa się z dwu ostatnich liter zakodowanej nazwy statku i dwu końcowych liter wskazujących na to, czy statek znajduje się na miejscu stałego stacjonowania, czy też je opuścił. Jeśli dla przykładu statek „Alfa” (o koordynatach stałych 62°N 33°W), którego znak rozpoznawczy brzmi 4YA, znajduje się w wyznaczonej strefie stacjonowania, wówczas sygnał jego radiolatarni będzie miał brzmienie YAOS*). Powtarzany jest on co 20 sekund. Jeśli ten sam statek opuścił wyznaczoną strefę i sygnał jego radiolatarni brzmi obecnie np. YAIM, znaczy to, że statek płynie kursem 56°30' i znajduje się w kwadracie

odległym o 37 mil od stałej strefy stacjonowania, który na siatce położenia statku oznaczony jest na przecięciu współrzędnych I i M.

Koszty utrzymania statków meteorologicznych wahają się w granicach od 270 000 do 435 000 dolarów w zależności od daty ich budowy, stopnia wyposażenia i ogólnego stanu technicznego. Koszt ten jest bardzo nieznaczny w porównaniu z wydatkami na inwestycje w zakresie urządzeń radionawigacyjnych i innych pomocy lotniskowych na trasach lotniczych w różnych częściach świata. Ogólny koszt utrzymania statków jest niewiele tylko wyższy od kosztów zakupu części zamiennych, potrzebnych do utrzymania w stanie zdatnym do lotu i eksploatacji jednego wspólnego odrzutowca komunikacyjnego.

Należy dodać, że w kosztach utrzymania statków meteorologicznych na Atlantyku Północnym uczestniczą nie tylko kraje ich bander, ale również inne kraje, których samoloty korzystają z ułatwień radiokomunikacyjnych w przelotach przez ocean. Aktualnie przez Atlantyk Północny przelatują w regularnej komunikacji lotniczej samoloty 18 przedsiębiorstw lotniczych z 15 krajów.

PRENUMERATĘ TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje
ZAKŁAD
KOLPORTAŻU
WCT NOT
Warszawa
ul. Mazowiecka 12

*) OS — „on station”.

„Machining difficult alloys”. Obróbka stopów trudno skrawalnych. Wydawnictwo: American Society for Metals. Metals Park, Ohio. 1962, str. 362.

Rozwój materiałów dla nowych dziedzin idzie w kierunku opracowań stopów o coraz wyższej odporności na korozję, erozję, zużycie, a przede wszystkim na wysokie temperatury. Prawie nieodłącznym skutkiem tych poczyniń jest pogorszenie skrawalności i podatności na obróbkę plastyczną. Duże ilości typów i rodzajów materiałów o takich charakterystykach zmusiły do racjonalnego opracowania procesów technologicznych obróbki tych stopów. Wiedza z tego zakresu nie jest ani kompletna, ani w pełni publikowana. W omawianym wydawnictwie zebrano doświadczenia specjalistów wszystkich dziedzin obróbki, którzy zgrupowani w komisjach tematycznych opracowali wyznaczone zakresy, zamykające w sumie stan dzisiejszej wiedzy o obróbce stopów trudno skrawalnych. Materiał zebrano z inicjatywy i pod kierunkiem Amerykańskich Sił Lotniczych. Całose materiału ujęto w siedmiu częściach obejmujących następujące grupy zagadnień: 1) parametry i ekonomia obróbki mechanicznej stopów trudno skrawalnych, 2) frezowanie, 3) wiercenie i gwintowanie, 4) narzędzia jednoosorzowe, 5) przeciąganie, 6) szlifowanie i 7) wyciągi i przykłady. Jak widać z podziału tematycznego, materiał obejmuje cały problem obróbki mechanicznej. W poszczególnych rozdziałach wyjaśniono zjawiska zachodzące w czasie obróbki, wpływ poszczególnych parametrów, wymagania stawiane obrabiarkom i narzędziom, naswietlono charakter związków i złożeń, przebiegi funkcji właściwości, kosztów itp. Omówiono metody i sposoby podwyższenia trwałości, wydajności procesów oraz kierunki i tendencje badań i rozwiązań. Przedstawiony materiał nie tylko informuje, wyjaśnia i zapoznaje z mało znanymi i trudnymi szczegółami technicznymi, ale umożliwia bezpośrednie, użytkowe jego wykorzystanie. Tablice składów chemicznych i własności mechanicznych prawie wszystkich materiałów trudno skrawalnych w połączeniu z tablicami parametrów obróbczych, typów i rodzajów narzędzi skrawających oraz wykresami zmian własności w zależności od obróbki cieplnej i innych czynników pozwalają posługiwać się książką jako jedynym w chwili obecnej poradnikiem z tej dziedziny. Bogate ilustracje rysunkowe i liczbowe, duża ilość przykładów z każdej dziedziny zwiększają przejrzystość i przydatność wydawnictwa. Ostatnią część, w której umieszczono wyjątki z czasopism różnych krajów z chłodniczych i wschodnich, świetnie uzupełnia i pogłębia temat rozszerzając i uwypuklając pewne fragmenty bardziej charakterystyczne. Książka stanowi cenną i do chwili obecnej chyba jedyną pozycję na świecie tak kompleksowo opracowaną. Może oddać duże usługi dla technologów i nadzoru technicznego, w takich gałęziach przemysłu jak lotnictwo, przemysł atomowy, niektóre zakłady przemysłu chemicznego, okrętowego i inne przetwarzające materiały trudno skrawalne. Może również stanowić dużą pomoc dla technologów ośrodków badawczych, biur konstrukcyjnych obrabiarek oraz dla studentów studiów mechanicznych. **A. G.**

„Materials science and technology for advanced applications”. Materiały i technologia dla przodujących zastosowań. Opracowane przez D. R. Mash'a. Wydawnictwo: Prentice-Hall, Inc. Englewood Cliffs, N. J. 1962, str. 767.

Książka stanowi zbiór referatów wygłoszonych na Konferencji Materiałowej w San Francisco w 1962 r. Zebrany materiał stanowi podsumowanie dorobku w dziedzinie materiałów, technologii i metod wytwarzania w przodujących dziedzinach techniki. Podano również pewne sugestie odnośnie tendencji rozwojowych i przewidywanych osiągnięć i zastosowań tej wiedzy. Poszczególne referaty, opracowane przez wybitnych specjalistów z omawianych dziedzin, oparte są na doświadczeniach i osiągnięciach poszczególnych gałęzi i dziedzin przemysłu amerykańskiego oraz popularnej bogatej literaturze światowej. Zbiór tych referatów obejmuje praktycznie wszystkie przodujące i szczytowe dziedziny techniki, jak: różnego typu rakiety o silnikach na paliwa stałe i płynne, plazmowych, jonowych, nuklearnych; budowa samolotów naddźwiękowych, statków i stacji kosmicznych; źródła bezpośredniej przemiany energii, poliprowadnictwo i termoelektryczność, przetworniki energii słonecznej i inne. W każdym temacie przedstawiono wymagania materiałowe oraz technologiczne, zakres możliwości materiałowych, potrzeb i perspektyw. Na tle przodujących dziedzin techniki dokonano przeglądu materiałów: od materiałów ognio- i żaroodpornych do stopów lekkich i tworzyw laminatowych, od metod ich wytwarzania do prób i charakterystyk. Tematykę wydawnictwa zamykają referaty, omawiające technologię wytwarzania, a głównie metody konieczne do zastosowania przy posługiwaniu się materiałami niekonwencjonalnymi. Osobne rozdziały poświęcono metalurgii metali i stopów nietrudnych, spawaniu i lutowaniu na twardo materiałów „wieku kosmicznego”, kształtowaniu wysokociepłotłocznemu tych materiałów, noseniu ładunkiem plazmowym materiałów odpornych na wysoką temperaturę, korozję, ścieranie i o innych cechach. Należy również zarys obróbki cieplnej i specjalnych metod łączenia w zakresie omawianych materiałów.

Książka stanowi niezmiernie cenną pozycję technologiczną uzupełniającą istniejącą publikację ostatnimi ziołami z tej dziedziny. Może służyć zarówno technologom, jak i konstruktorom z omawianych gałęzi techniki, a poza tym stanowić źródło wiedzy dla wytyczania perspektyw we wszystkich innych, tradycyjnych dziedzinach techniki.

Forma wydawnictwa i jego przejrzystość pozwalają na łatwe zrozumienie i przyswojenie tematów. Duża ilość rysunków, tablic, wykresów i zestawień dobrze ilustruje omawiane zagadnienia, a zamieszczenie na końcu każdego rozdziału bogatego wykazu literatury pozwala w razie potrzeby na pogłębienie i rozszerzenie podawanych wiadomości.

A. G.

WYDAWNICTWA NAUKOWO-TECHNICZNE

Praca zbiorowa
PORADNIK METROLOGA
WARSZATOWEGO, cena zł 120

Kotlarski J.
RACHUNEK PRAWDOPODOBIEŃSTWA DLA INŻYNIERÓW
Warszawa, 1966, format A5, str. 252, rys. 80 + 5, wykresy, tablice 7, cena zł 35.

Książka zawiera podstawowe wiadomości z rachunku prawdopodobieństwa w zakresie wykładanym na wyższych uczelniach technicznych; obejmuje pojęcia wstępne, jedno- i wielowymiarowe zmienne przypadkowe, funkcje charakterystyczne, niektóre rozkłady prawdopodobieństwa oraz prawa wielkich liczb i twierdzenia graniczne. W zakończeniu sformułowane są podstawowe problemy procesów stochastycznych; podane są liczne przykłady.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów wszelkich specjalności i fizyków, może służyć jako pomoc dla studentów politechniki.

Praca zbiorowa
METODY PRZYBLIŻONYCH OBLICZEŃ
Tłumaczył z rosyjskiego K. Krzywiac
Warszawa, 1966, format B5, str. 488, rys. 48, tabl. 66, cena zł 67.

Praca zaznajamia z przybliżonymi obliczeniami, zapoznając ze stosowaniem reguł obliczeń przybliżonych przy rozwiązywaniu zagadnień matematycznych ze szczególnym uwzględnieniem równań fizyki matematycznej oraz wykorzystaniem prostszych urządzeń i maszyn matematycznych.

Każdy rozdział zawiera niezbędne podstawy teoretyczne z podaniem pełnych

dowodów twierdzeń. Podane są też przykłady numeryczne, ilustrujące wykładaną teorię ze wskazaniem racjonalnych schematów rachunkowych oraz zadaniami do samodzielnego rozwiązania. Na końcu każdego rozdziału i w notkach podana jest obszerna bibliografia.

Praca zbiorowa
STARZENIE I STABILIZACJA POLIMERÓW

pod red. M. B. Nejmana
Tłum. z ros. S. Penczek, M. Wajnryb
Warszawa 1966, format B5, cena zł 60.

W książce omówiono mechanizm termooksydacyjnej destrukcji i stabilizacji polimerów oraz syntezę stosowanych fotostabilizatorów i antyutleniaczy. Podane są szczegółowe warunki starzenia i stabilizacji poliolefin, formaldehydu, poliesterów alkenowych, polichlorku winylu, poliamidów, niektórych polimerów kondensacyjnych, silikonów, kauczuku i gumy. Zaanalizowano również procesy mechanochemiczne w polimerach o wysokiej elastyczności. Polskie tłumaczenie zostało uwolnione i uzupełnione.

Sorokowski S.
ELEMENTY I UKŁADY PRZELICZAJĄCE
Warszawa, 1966, format A5, str. 156, rys. 116, cena zł 12.

W książce omówiono zasady działania elementów (zarówno mechanicznych jak i elektrycznych) i układów przeliczających analogowych i cyfrowych oraz podano ogólne wiadomości o możliwościach wykonania różnych operacji matematycznych przez te układy.

Książka przeznaczona jest dla techników i inżynierów zajmujących się zagadnieniami automatyzacji procesów obliczeniowych oraz dla studentów wyższych szkół technicznych.

Rosiński W.
ZASADY DZIAŁANIA TRANZYSTORÓW
Warszawa 1966, wyd. 3, format A5, str. 357, rys. 369, tabl. 15.

Książka zawiera omówienie podstawowych zjawisk fizycznych zachodzących w półprzewodnikach, własności oraz zasady działania różnego typu tranzystorów i pokrewnych elementów półprzewodnikowych. Omówiono również najnowsze zasady technologii i konstrukcji tranzystorów cienkowarstwowych i mikrofalowych oraz ich znaczenie w mikroelektronice.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników oraz dla studentów wyższych szkół technicznych.

Praca zbiorowa
MAŁY SŁOWNIK TECHNICZNY ANGIELSKO-POLSKI I POLSKO-ANGIELSKI
pod redakcją S. Czerni, M. Skrzyńskiej
Wyd. 2, Warszawa 1966, format B6, str. 426, cena zł 40.

Słownik zawiera ok. 11 000 terminów angielskich i polskich wraz z ich odpowiednikami polskimi bądź angielskimi, wybranych z różnych dziedzin nauki i techniki. Obok terminów angielskich podano ich transkrypcję fonetyczną opracowaną przez A. i A. Reszkiewiczów.

Praca zbiorowa
SŁOWNIK TECHNICZNY NIEMIECKO-POLSKI
pod red. Z. Kocha
Warszawa 1966, format A5, str. 796, cena zł 160.

Słownik zawiera ok. 60 000 terminów niemieckich z odpowiednikami lub objaśnieniami w języku polskim, wybranych ze wszystkich dziedzin techniki. Słownik zawiera też najważniejsze skróty literowe spotykane w niemieckim piśmiennictwie technicznym.

Traczyk W.
PROJEKTOWANIE TRANZYSTOROWYCH UKŁADÓW PRZELICZAJĄCYCH
Warszawa, 1966, format A5, str. 208, rys. 134, cena zł 18.

W książce podano metody projektowania tranzystorowych układów przełączających.

czających z wykorzystaniem podstawowych elementów logicznych typu I, LUB, NIE, NOR oraz elementów progowych. Opisane zostały podstawy teoretyczne budowy tych układów oraz zastosowania teorii w układach kombinacyjnych i skwencyjnych.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników, projektujących dyskretne układy automatyki, a także dla studentów wyższych szkół technicznych.

Leitner R.

ZARYS MATEMATYKI WYŻSZEJ DLA INŻYNIERÓW, część 1. Rachunek różniczkowy
Warszawa 1966, format B5, str. 272, tabl. 1, cena zł 23.

Książka zawiera podstawowe wiadomości z rachunku różniczkowego, przedstawione w sposób jasny i poglądowy. Podane są elementarne wiadomości z logiki matematycznej, omówione ciągi, funkcje i pochodne wraz z ich zastosowaniem do badania funkcji. Zamieszczono wiele przykładów w tekście, a w końcu każdego rozdziału — pytania i zadania do samodzielnego rozwiązania.

Książka przeznaczona jest dla studiujących lub powtarzających matematykę wyższą, a więc dla inżynierów, studentów politechnik i szkół inżynierskich.

Chmielarz J.

PROJEKTOWANIE ELEKTRYCZNYCH URZĄDZEŃ STEROWANIA, BLOKADY, I SYGNALIZACJI

Wyd. 2, poprawione i uzupełnione.
Warszawa 1966, format B5, str. 624, rys. 500, tabl. 80, cena zł 90.

W książce omówiono zagadnienia związane z projektowaniem przemysłowych urządzeń stycznikowo-przełącznikowych elektrycznego sterowania i sygnalizacji, a zwłaszcza przyjmowane przy projektowaniu kryteria, charakterystyki elementów składowych, podstawowe i zespolone układy schematowe, blokadę oraz przykłady niektórych rozwiązań zespolonych ze szczególnym uwzględnieniem produkowanej w kraju aparatury.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników, zajmujących się projektowaniem przemysłowych urządzeń sterowania i sygnalizacji. Mogą z niej również korzystać inżynierowie

i technicy pracujący przy eksploatacji tych urządzeń oraz studenci odpowiednich specjalności.

Sadowski A.

PRZEMYSŁOWE POMIARY I SPRAWDZANIE CHROPOWATOŚCI POWIERZCHNI

Warszawa 1966, format A5, str. 208, rys. 103, tabl. 34, cena zł 17.

W książce omówione są zagadnienia kontroli chropowatości powierzchni i środków stosowanych do takiej kontroli. W pierwszej części zamieszczono wiadomości ogólne o chropowatości powierzchni, jej praktycznym znaczeniu, o parametrach chropowatości i ich normalizacji oraz technologicznych związkach zachodzących między chropowatością a dokładnością wymiarową części maszyn. Dwa dalsze rozdziały omawiają środki kontroli chropowatości: wzorce, gładkościomierze optyczne, profilometry i profilografy. Ostatni rozdział informuje o technice i metodyce pomiarów chropowatości oraz o metodach sprawdzania profilografów i profilometrów.

KRONIKA

● Na tragiczną listę ofiar dla postępu w lotnictwie wpisany został ostatnio pilot oblatywacz mgr inż. Stanisław Skrzyżlewski. Zginął pracownik Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego, który tak niedawno jeszcze na łamach „Skrzydlatej Polski” pisał: „...latanie na prototypach łączy się z emocją; badanie czegoś nowego i nieznanego ma swój specyficzny urok...” I właśnie to „nieznane” — wciągnęło go w objęcia śmierci.

● W ub. roku uległy likwidacji w Ministerstwie Komunikacji: Departament Lotnictwa Cywilnego i Inspektorat Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych, a miejsce ich zajął Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego. Centralnemu Zarządowi podlegają bezpośrednio PLL „Lot” oraz Zarząd Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych. CZLK przejął od ostatniej instytucji czynności związane z nadzorem państwowym, a od departamentów funkcjonalnych Ministerstwa (Ekonomicznego, Finansowo-Księgowego, Zatrudnienia i Płac, Inwestycji i in.) — nadzór gospodarczy nad lotniczymi jednostkami resortu.

● Zakończyły się obchody 20-lecia Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego w Bielsku-Białej. Z okazji jubileuszu odnotujemy kilka pozycji dorobku Zakładu: opracowano konstrukcyjnie 36 typów i 90 wersji szybowców, wyprodukowano 2000 szybowców, wyeksportowano 500 egzemplarzy, zaś cała produkcja SZD zaliczana jest do wyrobów kategorii A. „Jaskółki” i „Bociany” zapoczątkowały okres „polskiej szkółki konstrukcyjnej” w szybownictwie, której przedstawicielami są dziś — zwycięskie w zawodach o mistrzostwa świata w Argentynie i Anglii — „Foki” i „Zefiry”. Ostatnia konstrukcja jest treningowo-wyczynowy szybowiec SZD.30 „Pirat”. W ciągu 20 lat inżynierowie i technicy Zakładu Szybowcowych opracowali blisko 180 publikacji, z których wiele ukazało się na łamach zagranicznej prasy fachowej.

● Na schyłku ubiegłego roku obchodziliśmy jeszcze trzy jubileusze: 30-lecie Wyczynowej Szkoły Szybowcowej ŻAR, 20-lecie Aeroklubu Rzeszowskiego oraz 10-lecie Lotniczych Zakładów Nawraczych Aeroklubu PRL w Warszawie.

— Szybowisko w nasim Żar-Kieźera odkrył w 1934 r. członek Komitetu Szybowcowego LOPP w Białej Fr. Doński: w 1965 r. trenowało na Żarze 166 pilotów i wylatano 1628 godzin. W trzydziestolecie: 3000 pilotów wylatano 40 tys. godzin.

— Aeroklub Rzeszowski wyszkolił 120 pilotów motorowych i 420 szybow-

ników; wylatano na samolotach 15 650 godzin, zaś na szybowcach 10 500 godzin; skoczkiwie uzyskali 1350 dyplomów.

— Z 10-leciem LZN wiąże się jubileusz 1000-go oblotu szybowca po naprawie, który na swym koncie odnotował pilot doświadczalny mgr inż. R. Sochacki.

● Aeroklub Kielecki zmienił nazwę na Aeroklub Świętokrzyski. Zarząd wybrany w 1966 r. realizuje szereg ambitnych zamierzeń, m.in. — dla uczczenia Tyśiąclecia Państwa — każdy szybownik wykona 1000 km przelotów. Sekcję szybowcową prowadzi A. Witek.

● Na jesiennym posiedzeniu Komisji Szybowcowej APRL podsumowano osiągnięcia zagraniczne naszych szybowników. Startowali: w Szwajcarii — Wróblewski (8 miejsce); w ZSRR — Królikowski (1), — Wróblewski (2), — Kępka (1), — Majewska (2); w USA — Makula (klasa otwarta 5, standard 1); Węgry — Gorzkiewicz (1) i Adamek (4).

● Nasze szybowce, samoloty rolnicze oraz przyrządy pokładowe sprzedajemy do 20 krajów świata. Do najpoważniejszych odbiorców szybowców należą: W. Brytania, Australia, N. Zelandia, Szwajcaria, Austria, Belgia, Szwecja, Finlandia i NRF. W ub.r. wysłano m.in. dwie partie szybowców „Bocian” do W. Brytanii i Egiptu oraz pierwsze „Foki” do NRD i NRF.

● Na jesieni ub.r. Ośrodek Ekspozycji Lotniczych APRL zorganizował na lotnisku w Rakowicach pokaz dawnego sprzętu lotniczego: od P.11c i RWD.13 do Zucha-2 i Jaka-11. Ekspozowano też m.in. „Salamandrę”, motoszybowiec „Pegaz”, kabinę sterowca, 50 wyremontowanych silników lotniczych oraz raketę na wyrzutni. Z uwagi na wartość historyczną i dydaktyczną obiektów posiadanych przez O.E.L. — postulujemy, aby stworzyć możliwość stałego demonstrowania eksponatów lotniczych. Oczekujemy na inicjatywę i współdziałanie Muzeum Techniki oraz Komitetu Nauki i Techniki.

● Na stadionie „Skry” przy ul. Wawelskiej w Warszawie otwarto Muzeum Kultury Fizycznej i Turystyki, w którym znaleźć można eksponaty związane z lotnictwem. Czy elementów i okoliczności myśli lotniczej zamieszczonych tutaj w Muzeum Marvnańki w Gdyni i muzeach warszawskich nie można by wyeksponować w jednym „Muzeum Lotnictwa” — realizując w ten sposób zapotrzebowanie społeczne, postulowane od szeregu lat.

● Tradycyjnie już od lat członkowie Klubu Seniorów Lotnictwa spotykają się przy lampce wina, aby pożegnać Stary Rok. W zeszłorocznym koleżeńskim spotkaniu 200 seniorów w Aeroklubie Warszawskim na Gocławiu wziął udział m. in. wiceminister Mroczek, Główny Inspektor Lotnictwa prezes APRL, dyrektorzy PLL „Lot” i ZUGL. Jedenastu członków KSL z okazji pięćdziesięciolecia pracy w lotnictwie zostało odznaczonych honorowymi plaketkami. Gen. Rączkowski nieoficjalnie poinformował seniorów, że Pomnik Lotnika zostanie odbudowany, a jego odsłonięcie przewiduje się we wrześniu br. — w rocznicę zniszczenia, bądź w 1968 r. w 50-lecie lotnictwa w Polsce. Prace przy realizacji są już poważnie zaawansowane. Pomnik stanie na rondzie u zbiegu Alei Zwirki i Wigury oraz Wawelskiej.



● „Skrzydłata Polska” poinformowała czytelników o kolejnym terminie zakończenia budowy Międzynarodowego Dworca Lotniczego na Okęciu. Ma to być pierwszy kwartał 1969 r. A więc nasz drwiący horoskop jest już uświęcony w rzeczywistym harmonogramie. Przy takim lekceważeniu przez „Budomontaż” i kooperantów nie tylko abstrakcyjnych haseł lecz i wszelkich uzgodnień spisanych pod naciskiem władz państwowych i partyjnych — wydaje się wątpliwe, czy Międzynarodowy Port Lotniczy w Warszawie zacznie funkcjonować w bieżącym 5-leciu.

● Gdańskie lotnictwo cywilne we Wrzeszczu należy do najruchliwszych w krajowej komunikacji lotniczej. W pierwszym półroczu ub.r. startowało stąd ponad 2600 samolotów. Statystyka odnotowała w lecie ub.r. ruch średnio 7000 osób miesięcznie.

● Ważkie i prawdziwe stwierdzenie padło na Sejmowej Komisji Komunikacji i Łączności przy okazji rozpatrywania projektu planu 5-letniego resortu komunikacji. Poseł J. Ozga, przekazując uwagę podkomisji do spraw PLL „Lot”,

stwierdził m.in., że przewidziany rozwój lotnictwa cywilnego nie zmniejszy dystansu, dzielącego nas w tej dziedzinie od wielu krajów europejskich.

● W 1966 r. samoloty PLL „Lot” przewiozły o 34 procent pasażerów więcej niż w 1965 roku, tj. pół miliona. Przewozy towarowe wzrosły dwukrotnie.

● Oprócz Zespołu Usług Gospodarczych APRL eksportowe prace agrolotnicze oferuje obecnie WSK „Okęcie”. Niedysponując jednak potrzebną kadrą pilotów i mechaników zakład poszukuje kandydatów na sezonowe zatrudnienie w czasie trwania zagranicznych akcji.

● W roku 1967 PLL „Lot” zamierzają rozszerzyć sieć swych linii lotniczych o nowe połączenia międzynarodowe. W lecie otwarta ma być linia z Warszawy do Shannon w Irlandii, a na jesieni nowe bezpośrednie połączenia Warszawy z Kijowem i Leningradem. Projektuje się otwarcie linii: Kraków — Wiedeń i Kraków — Budapeszt. Przewiduje się również wprowadzenie bezpośredniej komu-

nikacji lotniczej do krajów skandynawskich z Gdańska i Krakowa.

● Funkcję naczelnika katowickiego portu lotniczego w Pyrzowicach objęła Regina Sniłko. Jest ona pilotem sportowym i poprzednio była zawiadowcą lotniska sportowego Gocław w Warszawie.

● Od 30 marca „Lot” udziela studentom 50% zniżki od ceny biletu na liniach krajowych. Niestety, bilet ulgowy będzie można kupić dopiero na 15 minut przed odlotem, co wyklucza możliwość korzystania ze zniżki, gdy wyjazd jest związany z terminem.

● „Mostostal” podjął się trudnego przedsięwzięcia: podniósł na lotnisku Okęcie o 5 m dach hangaru o powierzchni 3000 m² i ciężarze 1000 ton. W ten sposób „Lot” zaoszczędził na kosztach 9 milionów złotych, zaś na czasie 1 rok.

● LZUG zacieśnił współpracę z przemysłem okrętowym, dostarcza mianowicie materiały i wyroby potrzebne stoczniom w trybie awaryjnym.

NOTATKI ZE ŚWIATA



■ Międzynarodowa Akademia Astronautyczna oraz Międzynarodowy Instytut Prawa Kosmicznego przyznały złoty medal prof. dr M. Lachsowi — jako pierwszemu Polakowi — za wkład w rozwój prawa kosmicznego oraz pracę poświęconą pokojowemu wykorzystaniu przestrzeni kosmicznej.

■ Na pierwszym posiedzeniu 59 konferencji FAI w Santiago de Chile prezydent tego kraju — w obecności 100 delegatów z 26 krajów — wręczył trzy złote medale. Otrzymali je: A. Leonow (ZSRR — za orbitowanie w kosmosie), R. Stevens (USA — za osiągnięcie rekordowej wysokości na samolocie) i A. Williamson (Chilijczyk — za przelot szczybowcem nad Andami).

■ XV Międzynarodowy Kongres Medycyny Lotniczej i Kosmicznej, który odbył się w Pradze — zgromadził 300 uczonych z 27 krajów. Honorowym gościem Kongresu był pierwszy lekarz — kosmonauta B. Jegorow. Obrady trwały 5 dni.

■ XVII Kongres Międzynarodowej Federacji Astronautycznej obradował (przy udziale 1000 uczonych i ekspertów z 30 krajów) w końcu ub.r. w Madrycie nad zagadnieniami powrotu z lotów orbitalnych i zastosowania sztucznych satelitów: ponadto obrady dotyczyły się w sekcjach astrodynamiki i bioastronautyki. Zorganizowano również dziewięć kolokwium prawa kosmicznego oraz drugie sympozium o międzynarodowym laboratorium księżycowym i wreszcie pierwsze, poświęcone nauczaniu astronautyki w szkołach. Nowym prezesem MFA został prof. L. Napolitano, zaś wśród 5 zastępców znaleźli się prof. Siedow i prof. Eunc.

■ W Bern (Szwajcaria) odbył się zlot lotniczy, w którym wzięli udział piloci z dziewięciu krajów zachodnioeuropejskich, na 25 samolotach. Zwyciężył Austriak Pettrisch na samolocie Cessna-150 przed Niemcem (NRF) na Piper Cub-95.

■ Zmarł wynalazca i fabrykant spadochronów Amerykanin L. Irwin. Pierwszy swój spadochron wypróbował w 1919 r. Ocenia się, że spadochrony Irvina uratowały życie 200 tysiącom ludzi.

■ OSTIV organizuje w swoim włoskim ośrodku szkoleniowym w Varese teoretyczny i praktyczny kurs dla meteorologów. Opłata od osoby wynosi 220 dolarów; początek kursu w kwietniu br.

■ W USA zarejestrowanych jest 92 tysiące prywatnych samolotów. Liczba ich wzrasta przeciętnie o 3% rocznie. Przewiduje się, że w 1975 r. w USA, w prywatnym użytkowaniu, będzie około 140 tys. samolotów, w tym duża liczba o napędzie odrzutowym. Ponad 20 tysięcy prywatnych samolotów w USA użytkowanych jest przez koncerty i wielkie firmy.

■ Pierwszy lot samolotu naddźwiękowego „Concorde” zaplanowany został na 28 lutego 1968 r. Jako wiadomo, równocześnie budowane są dwa prototypy samolotu: we Francji — w zakładach Sud Aviation w Tuluzie i w Anglii — w fabryce BAC w Filton.

■ We Francji zaprojektowano poduszki Bertin BC-8, przeznaczony dla lotniskowej służby przeciwpożarowej i ratowniczej. Ciężar całkowity 4350 kg — użyteczny 2000 kg, prędkość 50—100 km/h (w zależności od terenu). Poduszkę powietrzną wytwarzać ma silnik „Marbore” o ciągu 400 kg, do napędu zaś 2 śmigieł służyć będzie silnik turbinowy „Artouste”.

■ Zakłady Boeinga, które ostatnio obchodziły 50-letni jubileusz istnienia, przystąpiły do budowy aerobusów typu B.747. Produkcja seryjna tych transportowców została zaplanowana na 1969, zaś w 3 lata później ma być już zbudowanych 200 maszyn.

■ Zakłady Boeing nawiązały ścisłą współpracę z firmą Entwicklungsring GmbH z NRF, w celu wyprodukowania wspólnego samolotu pionowego startu.

■ Decyzja w sprawie podjęcia budowy francusko-angielskiego samolotu wojskowego o zmiennej geometrii skrzydła uległa odroczeniu. Dalsze rozmowy w tej sprawie mają być podjęte w bieżącym roku.

■ W Warszawie otwarte zostało przedstawicielstwo towarzystwa lotniczego „Air Canada”. Przedsiębiorstwo to zajmuje 9 miejsce wśród lotniczych towarzystw świata (5 miejsce pod względem przewozów atlantyckich) i dysponuje 84 nowoczesnymi samolotami.

■ Szybownicy USA mają 3320 odznak kategorii „C”, 1081 — srebrnych, 272 — złote i 52 diamentowe. Sportowcy kanadyjscy zdobyli siedmiokrotnie mniej odznak szybowcowych trzech pierwszych kategorii, zaś diamentowych dotychczas nie uzyskali zupełnie.

■ Co nowego w międzynarodowej komunikacji lotniczej:

— Towarzystwa lotnicze „Interflug” (NRD) i „Aeroflot” otwierają nowe połączenia lotnicze z Berlina do Kijowa.

— Radzieckie giganty „Anteusze” — An.22 wprowadzone zostaną przez „Aeroflot” do przewozu towarów za Krąg Polarny. Mogą one lądować na twardym śniegu, przewożąc 80 ton ładunku.

— Węgierskie linie lotnicze MALEV uruchomiły nowe połączenie: Budapeszt — Sofia — Bejrut. Na nowej linii kursują raz w tygodniu samoloty Il-18.

— Przedsiębiorstwo „Air France” wprowadziło lotniczy przewóz na trasie Francja — Brazylia. Przeloty odbywają się dwa razy w tygodniu.

— W Waszyngtonie podpisano w dniu 4 listopada ub.r. umowę o bezpośrednim połączeniu lotniczym Nowy Jork — Moskwa. Na linii tej będą kursowały samoloty „Pan-American Airways” i „Aeroflotu”.

— Na jesieni uruchomione zostało połączenie Moskwa — Montreal. Trasa długości 9000 km pokrywana jest — non stop — przez samoloty turbośmigłowe Tu-114 w ciągu 15 godz. Szlak wiedzie nad Morzem Białym i Barentsa, wzdłuż południowych wybrzeży Grenlandii i nad Atlantykiem. Samoloty zabierają 120 pasażerów w trzech klasach: ekstra (z miejscami sypialnymi), pierwszej i turystycznej.

— W ubiegłym roku „Air Canada” rozpoczęła regularne rejsy do Moskwy i Kopenhagi, inaugurując pierwsze bezpośrednio połączenie między Kanadą i Skandynawią.

— Połączenie Moskwy z Tokio przez Daleki Wschód i Syberię (tzw. „diamentowa droga”) przebiegająca koło Jakucji) turbodozrutowcem Tu-114 skracca dotychczasowy czas przelotu via kraje południowej Azji o 25 godzin, zaś trasę przez Biegun Płn. — o 7 godz.

— Angielskie samoloty linii BOAC przelatywać będą nad terytorium USA łącząc Londyn z wyspami Fidżi poprzez Nowy Jork — San Francisco — Honolulu — Samoa.

Systematyka profili

(ciąg dalszy)

oprac. E. Lewalska

5. Rodzina profili laminarnych.

Nazwa tej rodziny profili bierze się stąd, że na dużej stosunkowo części tych profili przepływ strug powietrza w warstwie przyściennej jest laminarny. Taki przepływ strug wokół profilu jest spowodowany specjalnym kształtem tych profili, zapewniającym istnienie ujemnego gradientu ciśnienia zarówno na górnej, jak i na dolnej powierzchni wzdłuż znacznego odcinka obrysu profilu. Ostatecznym efektem jest znaczne zmniejszenie oporów tarcia a zatem i C_{x_p} . Powodem istnienia ujemnego gradientu ciśnienia jest wzrost prędkości przepływających strug powietrza, związany z powiększeniem jego grubości. Z tego powodu wszystkie profile laminarne mają maksymalną grubość profilu na 45÷55% cięciwy.

Znaczne zmniejszenie oporów tarcia, charakterystyczne dla tych profili, uzyskuje się w stosunkowo niewielkim zakresie wartości C_z . Powodem tego jest malenie ujemnego gradientu ciśnienia na górnej powierzchni w miarę wzrostu C_z i gwałtowny przeskok punktu przejścia (przepływu laminarnego w burzliwy) ku przodowi profilu z chwilą, gdy gradient ten stanie się dostatecznie mały. Podobne zjawisko zachodzi na dolnej powierzchni przy zmniejszeniu się C_z .

Na dużych kątach natarcia (dużych C_z) opór profili laminarnych jest najczęściej większy od oporu profili normalnych. Powodem tego zjawiska jest szeroki (większy u profili laminarnych niż u profili normalnych) pas zawirów (wskutek oderwania) za profilem laminarnym, spowodowany jego specyficznym kształtem.

Ta rodzina profili składa się z kilku serii:

a) Seria zerowa (07—509)

Jest to seria szczałkowa, zbadano i opublikowano tylko dwa (podany w tytule oraz 07—009) profile. Wszystkie charakterystyczne dane tej serii są takie same jak dla serii następnej.

b) Seria pierwsza (16—509)

Oznaczenia poszczególnych cyfr sztyru są następujące:

cyfra I — oznacza numer serii (w tym przypadku — seria pierwsza),

cyfra II — określa położenia maksymalnego podciśnienia w dziesiątkach cięciwy.

Po kresce:

cyfra I — oznacza dziesięciokrotny współczynnik siły nośnej (teoretyczny) dla którego $C_{x_p} = C_{x_{min}}$

cyfry II i III określają procentową grubość profilu.

Najbardziej znaną i opracowaną grupą profili serii pierwszej jest — 16 (używana zwłaszcza na śmigła).

Linia środkowa tej grupy profili (jak również profili serii zerowej) jest określona wzorem:

$$\frac{z_{\text{śr}}}{c} = \frac{C_{z_i}}{4\pi} (0,3833 - 0,3333 \cos 2\varphi - 0,0333 \cos 4\varphi - 0,0095 \cos 6\varphi - 0,0040 \cos 8\varphi - 0,0020 \cos 10\varphi - 0,0012 \cos 12\varphi);$$

gdzie:

$$\frac{x}{c} = \frac{1}{2} (1 - \cos \varphi)$$

W tablicy 5 podano:

współrzędne linii środkowej $\frac{z_{\text{śr}}}{c}$ dla $C_{z_i} = 1$ tangens kąta nachylenia linii średniej:

$$\frac{dz_{\text{śr}}}{dx}$$

współrzędne profili: serii zerowej i pierwszej.

Promień noska wynosi:

$$\frac{\rho}{c} = \frac{0,396}{100} \left(\frac{\bar{d}}{0,09} \right)^2$$

W celu otrzymania innej żądanej grubości należy jego rzędne mnożyć przez $\frac{\bar{d}}{0,09}$

6. Seria szósta (65,3—218, (a) = 0,5).

Znaczenie cyfr jest analogiczne jak w pierwszej serii:

I cyfra oznacza — numer serii,

II cyfra położenie maksymalne podciśnienia dziesiątych cięciwy dla profilu wyjściowego (symetrycznego) przy $C_z = 0$,

III cyfra (po przecinku) — określa zakres współczynnika siły nośnej, w zakresie którego istnieje korzystny gradient ciśnienia na obu powierzchniach profilu.

U w a g a. Przy grubości profilu 12% cyfra po przecinku jest zwykle opuszczona ze względu na to, że zakres ten jest mniejszy od jedności.

Tablica 5

$100 \frac{x}{c}$	$100 \frac{z}{c}$	$\frac{dz}{dx}$	Współrzędne profili serii:	
			16	07
0	0	0,62234	0	0
1,25	0,535	0,34771	0,969	1,23
2,5	0,930	0,29155	1,354	1,67
5,0	1,580	0,23432	1,882	2,19
7,5	2,120	0,19993	2,274	2,58
10,0	2,587	0,17486	2,593	2,90
15,0	3,364	0,13804	3,101	3,41
20,0	3,982	0,11032	3,498	3,79
25,0	4,475	0,08743	—	4,07
30,0	4,861	0,06743	4,063	4,27
40,0	5,356	0,03227	4,391	4,46
50,0	5,516	0,00000	4,500	4,50
60,0	5,356	-0,03227	4,376	4,37
70,0	4,861	-0,06743	3,952	4,00
80,0	3,982	-0,11032	3,149	3,34
90,0	2,587	-0,17416	1,888	1,91
95,0	1,580	-0,23432	1,061	1,00
100,0	0	-0,62234	0,090	0,09

W serii pierwszej zbadano następujące profile:

Tablica 6

Profile o grubości 9%	Profile o współczynniku $C_z = 0,5$
16—009	16—506
16—109	16—512
16—209	16—521
16—509	16—530
16—1009	16—106

Serie profili od drugiej do piątej są przestarzałe, zupełnie nieaktualne i żadne z materiałów źródłowych nie wspominają o nich.

Do serii najbardziej rozpowszechnionej, znanej i zbadanej zalicza się seria szósta.

Po kresce:

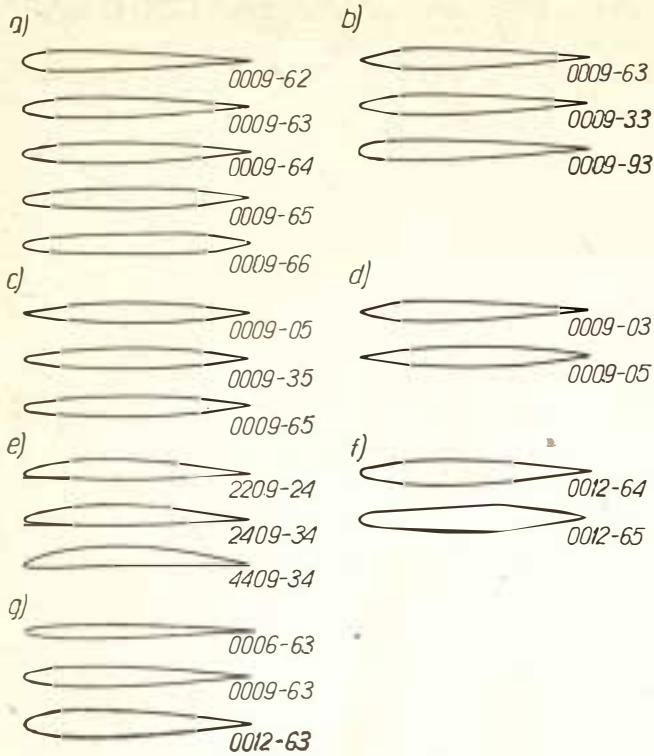
I cyfra — oznacza założony teoretycznie współczynnik siły nośnej w dziesiątych,

II i III cyfra — oznacza grubość profilu w procentach cięciwy.

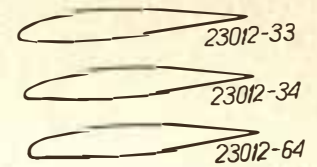
Dodanie do oznaczenia litery a — oznacza typ wybranej linii średniej. O ile a zostało pominięte, oznacza to, że profil ma normalną linię średnią ($a = 1$).

Rzędne linii środkowej dla różnych a otrzymuje się z zależności:

$$\frac{z_{\text{śr}}}{c} = \frac{C_{z_i}}{2\pi(a+1)} \left\{ \frac{1}{1-a} \left[\frac{1}{2} \left(a - \frac{x}{c} \right) \ln \times \right. \right. \\ \times \left(a - \frac{x}{c} \right) - \frac{1}{2} \left(1 - \frac{x}{c} \right)^2 \ln \left(1 - \frac{x}{c} \right) - \\ \left. \left. - \frac{1}{4} \left(1 - \frac{x}{c} \right)^3 - \frac{1}{4} \left(a - \frac{x}{c} \right)^2 \right] - \right. \\ \left. - \frac{x}{c} \ln \frac{x}{c} + g - h \frac{x}{c} \right\}$$



1



2

gdzie:

$$g = \frac{1}{1-a} \left[\left(\frac{1}{2} \ln a - \frac{1}{4} \right) + \frac{1}{4} \right]$$

$$h = \frac{1}{2-a} \left[\frac{1}{2} (1-a) \ln (1-a) - \frac{1}{4} (1-a)^2 \right] + g$$

Teoretyczny kąt natarcia — odpowiadający założonemu współczynnikowi siły nośnej wynosi:

$$\alpha_i = -h \frac{c_{zi}}{2a-1}$$

Z omówionych profili tej serii powstały profile pochodne nieco zmodyfikowane.

Tablica 3 jest uzupełnieniem do odcinka opublikowanego w zeszycie 10/11 z 1966 r.

Tablica 3

Profil	Współczynniki równ. 1				Współczynniki równ. 2			
	a_0	a_1	a_2	a_3	b_0	b_1	b_2	b_3
0020—62	0,296900	0,213337	-2,931954	5,229170	0,002000	0,200000	-0,040625	-0,070312
0020—63	0,296900	-0,096082	-0,543310	0,559395	0,002000	0,234000	-0,068571	-0,093878
0020—64	0,296900	-0,246867	0,175334	0,266917	0,002000	0,315000	-0,233333	-0,032407
0020—65	0,296900	-0,310275	0,341700	-0,321820	0,002000	0,465000	-0,084000	-0,292000
0020—66	0,296900	-0,271180	0,140200	-0,082137	0,002000	0,700000	-1,662500	1,312500
0020—03	0,000000	0,920286	-2,801900	2,817999	0,002000	0,234000	-0,068571	-0,093878
0020—33	0,148450	0,412103	-1,672610	1,688690	0,002000	0,234000	-0,068571	-0,093878
0020—93	0,514246	-0,840115	1,110100	1,094010	0,002000	0,234000	-0,068571	-0,093878
0020—05	0,000000	0,477000	0,708000	0,308000	0,002000	0,465000	-0,684000	0,292000
0020—35	0,148450	0,083362	0,183150	0,006910	0,002000	0,465000	-0,684000	0,292000
0020—34	0,148450	0,193233	0,558166	0,283208	0,002000	0,315000	-0,233333	-0,032407