

11

technika lotnicza i astronautyczna

Szybowcowe Mistrzostwa Świata 1968

Przydatność przewozowa transportu lotniczego

Powierzchnie izotermiczne w troposferze

Klimatyzacja kabin kosmicznych

Przepisy dotyczące obciążeń samolotów

1968

Klimatyzacja kabin kosmicznych statków „Wostok” i „Woschod”

W przeciwieństwie do uczonych amerykańskich uczeni radzieccy zdecydowali się na wytwarzanie w kabinach statków kosmicznych warunków możliwie jak najlepiej naśladujących te, w jakich ludzie normalnie żyją na Ziemi. Obecnie opublikowano nieco informacji o konstrukcji urządzeń klimatyzacyjnych kabin statków kosmicznych „Wostok” i „Woschod” i ich działaniu.

Uczeni radzieccy pierwsi przystąpili do realizacji załogowych lotów kosmicznych i w związku z tym znaleźli się w sytuacji, w której musieli rozwiązywać niemal zupełnie nieznane problemy naukowo-techniczne. W wyniku tego, urządzenia klimatyzacyjne musiały być obliczone na sprawne działanie w dużej rozpiętości warunków, w celu zapewnienia niezbędnego marginesu pewności działania w nieprzewidzianych okolicznościach, a nawet musiały zapewniać bezpieczeństwo astronauty w sytuacjach awaryjnych. Chociaż więc pierwszy lot kosmiczny człowieka — Jurija Gagarina — miał trwać tylko kilka godzin, to jednak urządzenia klimatyzacyjne zostały skonstruowane w ten sposób, że mogły wytwarzać w kabinie właściwe warunki przez 7 do 12 dób.

Urządzenia klimatyzacyjne składały się z czterech zasadniczych zespołów:

- zespołu samoczynnie utrzymującego w kabinie właściwy skład powietrza (zespołu regeneracyjnego),
- zespołu samoczynnie utrzymującego w kabinie właściwą wilgotność (zespołu osuszającego),
- zespołu samoczynnie utrzymującego w kabinie właściwą ciepłotę (zespołu termoregulacyjnego),
- zespołu urządzeń pomiarowo-kontrolnych sprzęgniętych zarazem z urządzeniami radiotelemetrycznymi samoczynnie przesyłających na Ziemię dane o warunkach w kabinie.

Zadaniem tych urządzeń było utrzymanie w kabinie przez 12 dób mniej więcej następujących warunków: ciśnienia powietrza 760 mmHg, 20% tlenu, mniej niż 1% dwutlenku węgla, wilgotności nie większej niż 70%, temperatury około 20°C. Jednocześnie przewidziano, że w żadnym razie temperatura nie powinna być większa niż 35°C, a nawet w przypadku rozhermetyzowania się kabiny lub gwałtownych zmian ciśnienia w jej wnętrzu warunki w kabinie mają umożliwiać jeszcze kilkugodzinny bezpieczny lot (astronauta podróżował w szczelnym skafan-

drze kosmicznym) i bezpieczny powrót na Ziemię.

Potrzebny do oddychania tlen był przechowywany w postaci chemicznej związanej (nadtlenku metali alkalicznych), a nie w postaci skroplonej lub sprężonej, jak w statkach amerykańskich. Gdy związek ten pochłaniał z atmosfery kabiny wilgoć (osuszając ją zarazem w ten sposób), wydzielal się tlen, a tworzący się w tym procesie wodorotlenek pochłaniał dwutlenek węgla i inne zanieczyszczenia gazowe.

Przepływ powietrza przez urządzenie regeneracyjne zapewniał znajdujący się w nim wentylator (w przypadku jego uszkodzenia mógł być włączony wentylator zapasowy). W jednoosobowym statku „Wostok” przepompowywał on 50 dm³ powietrza na minutę, a w trzyosobowym statku „Woschod” — 180 dm³ na minutę.

Wydajność urządzenia regeneracyjnego umożliwiała usunięcie z atmosfery kabiny 20 dm³ dwutlenku węgla w ciągu godziny, czyli tyle ile mniej więcej wydzielal go przez godzinę człowiek.

Oprócz osuszania w urządzeniu regeneracyjnym powietrze było jeszcze osuszane w dodatkowych osuszaczach. Znajdował się w nim dwutlenek krzemu w postaci granulek impregnowanych chlorkiem litu i aktywowany węgiel. Substancje te pochłaniały również różne zanieczyszczenia gazowe. Część wilgoci pozostawała także w postaci skroplonej w urządzeniu termoregulacyjnym, które chłodziło powietrze w kabinie. Urządzenia osuszające były obliczone na usuwanie z powietrza około 40÷50 G wody w ciągu godziny, gdyż tyle mniej więcej wody wydzielal astronauta do atmosfery kabiny.

Chociaż powietrze dostawało się do urządzenia regeneracyjnego i urządzenia osuszającego z tego samego wentylatora, to jednak rozdział jego mógł być zmieniany stosownie do potrzeb, tak że oba urządzenia mogły ze sobą mniej lub bardziej współdziałać lub też działać niemal zupełnie niezależnie (również stosownie do potrzeb można było zwiększać lub zmniejszać wydzielanie tlenu i pochłanianie dwutlenku węgla i stopień osuszania powietrza w kabinie). Działanie urządzeń było regulowane albo samoczynnie, albo przez astronautę.

Urządzenie termoregulacyjne było całkowicie niezależne od poprzednio opisanych i miało własne dwa wentylatory. W normalnych warunkach

funkcjonowało ono w ten sposób, że powietrze z wnętrza kabiny było przepompowywane przez chłodnicę. Jako rezerwa służył jednak system, w którym rolę chłodziwa spełniała ciecz mogąca odprowadzać ciepło do radiatora umieszczonego na zewnątrz. Oprócz tego na statku kosmicznym znajdowało się jeszcze awaryjne urządzenie termoregulacyjne działające w oparciu o wyparowywanie w przestrzeń cieczy chłodzącej. Urządzenie to włączało się samoczynnie w przypadku zwiększenia się temperatury do 35°C. Działanie urządzeń regulujących temperaturę było całkowicie samoczynne, ale astronauta mógł ustalać żadaną temperaturę, która następnie była utrzymywana w kabinie z dokładnością do 1,5°C.

Analizę warunków w kabinie wykonywał zespół odpowiednich urządzeń, a przed oczami astronauty znajdowały się na pulpicie z przyrządami pomiarowymi wskaźniki: zawartości w atmosferze kabiny dwutlenku węgla, tlenu, temperatury, ciśnienia i wilgotności.

Podczas lotu Gagarina w kabinie utrzymywały się przez 5 godzin następujące warunki: ciśnienie 750÷755 mmHg, temperatura 19÷20°C, wilgotność 62÷69%, zawartość tlenu 21÷22%, zawartość dwutlenku węgla 0,4—0,6%.

Podczas pięciodobowego lotu astronauty Bykowskiego warunki były następujące: temperatura 26°C (na początku), a 11÷14°C (pod koniec), wilgotność 42÷56%, zawartość dwutlenku węgla 0,24÷0,57%.

Podczas lotu trzyosobowej załogi złożonej z Komarowa, Fieoktistowa i Jegorowa warunki w kabinie były przez 28 godzin następujące: ciśnienie 762÷780 mmHg, temperatura 17÷22°C, wilgotność 47÷80%, zawartość tlenu około 21%, zawartość dwutlenku węgla około 1%.

Również i w czasie innych lotów statków „Wostok” i „Woschod” skonstruowane przez uczonych radzieckich urządzenia klimatyzacyjne doskonale zdały egzamin w trudnych pionierskich przedsięwzięciach.

Jednocześnie loty te wykazały, że warunki w czasie nich istniejące nie wywierają istotnego oddziaływania na życie przez człowieka energii, tlenu, pożywienia i wody. Zwiększyła się jednak wymiana białka i zapotrzebowanie na witaminy, a szczególnie witaminę B₆.

Z przytoczonych informacji wynika, że astronauta radziecki podróżował w znacznie bardziej komfortowych warunkach niż ich amerykańscy koledzy, którzy musieli oddychać prawie czystym tlenem* o ciśnieniu zaledwie 1/3 atm. i znosić temperatury chwilami nawet większe od 40°C. Wynikało to stąd, że przez długi okres czasu amerykańskie statki kosmiczne musiały mieć możliwie jak najlżejszą konstrukcję w związku ze względnie małym udźwigiem amerykańskich rakiet nośnych.

* — stało się to powodem znanej tragicznej katastrofy w czasie prób na Przylądku Kennedy'ego z kabiną „Apollo”.

TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

Rok XXIII

Listopad 1968

Zeszyt 11

Adres Redakcji: Warszawa, ul.: Czackiego 3/5,
tel. 27-26-01.

Wydawca: Wydawnictwa Czasopism Technicznych
NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

SPIS TREŚCI

	Str.
J. P. Bratuchin: Rozwój badań naukowych w Moskiewskim Instytucie Lotniczym	1
J. F. Obrazcow: Niektóre problemy wytrzymałości konstrukcji samolotów	3
B. Kalestyński: Aeroflot	6
A. Glass: Szybowcowe Mistrzostwa Świata 1968. I. Najciekawsze konstrukcje klasy otwartej	10
W. Kordziński: Warunki podobieństwa w badaniach silników turbinowych	16
A. Kardymowicz: Przepisy dotyczące obciążeń samolotów a aktualne problemy obliczeniowe w tej dziedzinie	20
B. Dostatni: Przydatność przewozowa transportu lotniczego w relacjach handlu zagranicznego	22
W. Parczewski: Powierzchnie izotermiczne w troposferze	25
NOTATKI ZE ŚWIATA	27
NOWOŚCI TECHNICZNE	28
A. Marks: Klimatyzacja kabin kosmicznych statków „Wostok” i „Woschod”	II okł.
50 lat Radzieckiego Przemysłu Lotniczego. Lotnictwo w gospodarce narodowej ZSRR	III okł.

POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ:

Pomoce inżyniera prób w locie. Nomogram do przeliczania prędkości równoważnej na prędkość równoważną poprawianą i odwrotnie — cd. III okł.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. Stefan Sulikowski

Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak

Redaktorzy działów:
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołdźniewski, inż. A. Hadrawa, mgr inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Lassota, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba

Redaktor techniczny:
Alicja Bil

Rada Programowa:
Prof. mgr inż. L. Dułęba, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. H. Krajewski, mgr inż. A. Lewkowicz, inż. R. Machnowski, mgr inż. W. Pietrzak, mgr inż. B. Trala, mgr inż. J. Wojciechowski

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 1973/C — R-2.
Nakład 1500 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.— Prenumerata roczna zł 144.—

**Развитие научно-исследовательской деятельности
Московского Авиационного Института**

С начала своего существования Московский Авиационный Институт (МАИ) занимался кроме дидактической деятельности также работами в области авиационных конструкций. В институте был спроектирован и построен один из первых в СССР дирижаблей и первый самолет из нержавеющей стали. В институте была также решена проблема конструкции самолетов из электрола. После второй мировой войны в МАИ были созданы первые в СССР пригодные к полету вертолеты. Институт ведет научно-исследовательскую деятельность в области аэродинамики, электроники, экономики воздушного транспорта и авиационной технологии. В статье подчеркнуто сотрудничество между Московским Авиационным Институтом и авиационной промышленностью, а также большой вклад студентов в научно-исследовательских и конструктивных работах.

OBRAZCOW I. E.

378.962.913(47):629.13.001

**Некоторые проблемы прочности конструкции
самолетов**

В статье дан краткий обзор вопросов связанных с расчетами прочности крыльев (оперений) и фюзеляжей самолетов. Подчеркнуто влияние тепловых напряжений от аэродинамического подогрева конструкции и влияние вырезов. Рассмотрены некоторые проблемы статической и динамической устойчивости тонких упругих оболочек. Указано необходимость разработки методов расчета на прочность и устойчивость конструкции после превышения предела упругости материала.

GLASS A.

797.55:629.135.15

**Чемпионат Мира по Планерному Спорту 1968
I. Наиболее интересные конструкции
„открытого” класса**

На последний чемпионат мира по планерному спорту в городе Лешно многие страны заявили о новейших конструкциях планеров, которые представляют наиболее передовые направления развития в этой области. В чемпионате принимало участие 48 планеров открытого класса, в том числе 20 из стеклопластмассы, 16 деревянных, 11 металлических и 1 смешанной конструкции. В статье описаны конструкции наиболее интересных планеров открытого класса.

KORDZIŃSKI W.

797.55:629.135.15

**Условия подбора в испытаниях газотурбинных
двигателей.**

В статье обсуждаются факторы, которые делают невозможным применение стандартных приведенных формул для пересчетов измеренных на стенде параметров на любые условия полета. К этим факторам принадлежат: скорость полета, возмущения потока воздуха во входном устройстве, число Re, изменение полноты сгорания в камере сгорания, изменение теплоемкости, а также влияние обтекания двигателя воздухом на эффективное сечение тепла. Большинство из них делает также невозможным определение — на основе стендовых испытаний — таких существенных качеств двигателя, как например запас устойчивой работы двигателя. Указано методы симулирования на стенде влияния некоторых из перечисленных факторов.

KARDYMOWICZ A.

551:510.5

**Правила изготовления авиационной техники
и актуальные проблемы прочности планеров**

Статья представляет развитие доклада произнесенного на конференции „Актуальные проблемы польской авиации” в октябре прошлого года в Познани. Обращаясь к требованиям правил изготовления авиационной техники устанавливающим необходимую прочность самолетов, в статье рассмотрены способы определения внутренних сил и напряжений в конструкциях для выбранного случая нагрузки. Подчеркнуты затруднения возникающие при выборе случая нагрузки определяющего размеры конструкции и указаны проблемы существующие в этом отношении в правилах. По мнению автора правила должны более точно устанавливать исходные предположения.

PARCZEWSKI W.

551:510.5

Изотермические поверхности в тропосфере

Знание полей температуры в тропосфере имеет большое значение для авиации в связи с влиянием температуры на параметры воздушных кораблей и их двигателей, а также на появление обледенения, дождей и бурь. В статье представлены средние-экстремальные значения высоты изотермических поверхностей 0, —10 и —2°C над центральными районами Польши, а также рассмотрены отклонения, которым они подвергаются. Вспоминается также о явлении многоизотермичности.



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Prof. J. P. BRATUCHIN

378.962.913(47):629.13.001

Rozwój badań naukowych w Moskiewskim Instytucie Lotniczym

Tłumaczenie * jubileuszowego zeszytu czasopisma *Авиационная Техника* wydanego w roku 1967 w Kazaniu

Od początku swego istnienia Moskiewski Instytut Lotniczy (MAI) zajmował się obok działalności dydaktycznej również pracami w dziedzinie konstrukcji lotniczych. W instytucie tym został zaprojektowany i zbudowany jeden z pierwszych w ZSRR sterowców oraz pierwszy samolot ze stali nierdzewnej. Rozwiązano tam również problem konstrukcji samolotów z elektronu. Po drugiej wojnie światowej w MAI powstały pierwsze w ZSRR zdolne do lotu śmigłowce. Instytut prowadzi działalność naukowo-badawczą w dziedzinie aerodynamiki, wytrzymałości, silników lotniczych, elektroniki, ekonomii transportu lotniczego i technologii lotniczej. W artykule podkreślono współpracę Moskiewskiego Instytutu Lotniczego z przemysłem lotniczym oraz poważny udział studentów w pracach naukowo-badawczych i konstrukcyjnych.

Od czasu powstania Moskiewskiego Instytutu Lotniczego (MAI) w jego laboratoriach rozwinęły się zakrojone na szeroką skalę prace naukowo-badawcze, nieodłącznie związane z procesem nauczania. W badaniach tych i pracach doświadczalno-konstrukcyjnych katedr brali duży udział studenci.

Zespół młodej wówczas wyższej uczelni technicznej śmiało przystępował do rozwiązywania złożonych zagadnień gorąco popierając wszystko, co było przodujące i pistopowe w dziedzinie lotnictwa. Już pierwsze lata istnienia instytutu zaznaczyły się interesującymi pracami naukowymi i doświadczalno-konstrukcyjnymi. Znamienne pod tym względem było wykonanie jednego z pierwszych radzieckich sterowców „Komsomolskaja Prawda”, który odbył pierwszy lot w 1931 roku. Wszystkie prace projektowe były wykonywane przez biuro konstrukcyjne budowy samolotów istniejącego wtedy w MAI oddziału żeglugi powietrznej i organicznie wchodziły w zakres szkolenia. W pracy tej wyraźnie ujawniły się ważniejsze cechy naukowo-badawczej działalności instytutu: aktualność tematyki, ścisły związek zadań naukowych i szkolnych, doprowadzenie badań teoretycznych i doświadczalnych do praktycznych wyników.

W tymże czasie zespół instytutu wystąpił jako inicjator opracowania całkowicie metalowych samolotów. W 1934 r. w MAI w szybkim tempie rozwiązano kompleksowe zadanie konstrukcyjno-technologiczne: za-

projektowano i wykonano ze stali nierdzewnej samolot „Stal-MAI”. Zebrane w czasie budowy tego samolotu doświadczenie odegrało dużą rolę w rozwoju radzieckiej produkcji samolotów.

Następnym zadaniem była budowa jednego z pierwszych na świecie samolotów z elektronu. Zastosowanie tego stopu jako materiału konstrukcyjnego natrafiało na szereg trudności o charakterze technologicznym. Zespół instytutu nie tylko zrealizował budowę samolotu, lecz dał także odpowiedź na szereg zagadnień postawionych przez metalurgów i technologów.

Oprócz samolotu „Stal-MAI” w biurze konstrukcyjnym zaprojektowano lekki samolot „Oktiabrienok”, jeden z lepszych w ZSRR samolotów tego typu. Jego oryginalny układ, specjalny system sterowania i nieduży ciężar w locie zwróciły uwagę fachowców w ZSRR i za granicą.

W roku 1939 w biurze konstrukcyjnym zaprojektowano szybki samolot z trójkątowym podwoziem (z kołem przednim), co przy umieszczeniu silnika z przodu było znacznym osiągnięciem konstrukcyjnym.

W Moskiewskim Instytucie Lotniczym przeprowadzono również obszernie badania teoretyczne i doświadczalne w zakresie projektowania śmigłowców. Największy rozmach prace te osiągnęły po utworzeniu w styczniu 1940 r. doświadczalnego śmigłowcowego biura konstrukcyjnego, którym w pierwszym okresie kierował akademik B. N. Jurjew.

Śmigłowce opracowane w doświadczalnym biurze konstrukcyjnym w okresie lat 1940—1951 były pierwszymi śmigłowcami radzieckimi, które wykazywały wystarczające osiągi i nadawały się do praktycznego zastosowania. Twórcza działalność teoretyczna, doświadczalna i konstrukcyjna tego biura wywarła znaczny wpływ na dalszy rozwój budowy radzieckich śmigłowców.

W dziedzinie budowy silników lotniczych pod kierownictwem profesorów. N.W. Inozimciewa i A.W. Kwasnikowa były opracowane szczególnie metody obliczeniowe roboczych procesów silników lotniczych oraz przeprowadzono badania w zakresie dopalania mieszanek ubogich.

W trudnych latach II wojny światowej, często w warunkach ewakuacji, instytut przygotował dużą grupę wysoko kwalifikowanych inżynierów oraz wykonał powierzone mu prace naukowe i doświadczalno-konstrukcyjne. Dnia 16 września 1945 r. instytut został odznaczony orderem Lenina.

Powojenny okres charakteryzuje się ogromnym jakościowym postępem w lotnictwie. Zmieniła się konstrukcja samolotu, jego aerodynamika, zespół napędowy i wyposażenie. Pojawiły się nowe typy statków latających.

Postawiło to przed instytutem nowe i odpowiedzialne zadania zmuszając do przesunięcia środka ciężkości w działalności naukowo-badawczej z badań doświadczalno-konstrukcyjnych na badania teoretyczno-doświadczalne.

Jako przykład mogą służyć badania fizycznych własności plazmy, prowadzone w katedrze fizyki pod kierunkiem prof. M. P. Szirokowa. Wyniki teoretycznych badań potwierdzone doświadczalnie są wykorzystywane w różnych instytucjach i niejednokrotnie były przedstawiane na konferencjach naukowo-technicznych.

Szeroki krąg zagadnień obejmują badania teoretyczne wykonane w katedrze członka-korespondenta Akademii Nauk ZSRR, prof. J. F. Obrazcowa. Poważne miejsce wśród nich zajmują badania cienkościennych konstrukcji o przekroju otwartym i zamkniętym typu skrzydła i kadłuba. Zespół katedry opracował metody obliczania nowych typów konstrukcji statków latających. Prowadzone są intensywne badania w zakresie obliczania wytrzymałości przy wysokich temperaturach. Wyniki badań naukowych katedry są wykorzystywane w lotniczych biurach doświadczalno-konstrukcyjnych. W centrum uwagi katedry konstrukcji i projektowania samolotów znajdują się zagadnienia związane z opracowaniem komunikacyjnych samolotów poddźwiękowych i naddźwiękowych. Podlega analizie zagadnienie doboru optymalnych parametrów pasażerskiego samolotu naddźwiękowego i samolotów pasażerskich dla linii miejscowych. Wyniki wykonanych badań znalazły swe odbicie w książce prof. N. A. Fomina „Projektowanie samolotów”, a zagadnienia konstrukcji samolotów pasażerskich i transportowych szeroko zostały przedstawione w monografii M. N. Szulżenki „Konstrukcja samolotów”.

Poważne znaczenie przedstawiają prace wykonane w tej katedrze nad zagadnieniami projektowania samolotów pasażerskich z uwzględnieniem ekonomii ich eksploatacji. Należy zaznaczyć, że zalecone przez katedrę metody optymalizacji parametrów samolotów transportowych dają wyraźny skutek ekonomiczny.

Zagadnienia ekonomii produkcji i eksploatacji statków latających są również tematem prac zespołu wydziału ekonomii organizacji produkcji statków latających wiążąc się organicznie z badaniami naukowymi na pozostałych wydziałach.

Badania w zakresie kosztów wytwarzania sprzętu lotniczego przeprowadzone zostały na wydziale ekonomicznym pod kierownictwem prof. S. A. Sarkisjana. Zebrano, przeanalizowano i usystematyzowano dużą liczbę danych statystycznych na temat kosztów produkcji w krajowych wytwórniach lotniczych w okresie ostatnich 9 lat. Przy zastosowaniu nowoczesnych metod matematycznych badań udało się ustalić podstawowe zależności kosztów własnych produkcji. Na podstawie opracowanych materiałów metodycznych instytut naukowo-badawczy i biura konstrukcyjne mogą teraz przeprowadzać ekonomiczną ocenę nowego sprzętu jeszcze w stadium projekto-

wania i wydawać wnioski o celowości dalszego opracowania i produkcji tej lub innej z przedstawionych konstrukcji.

Wieloletnie badania teoretyczne i doświadczalne przeprowadzone w instytucie w zakresie aerodynamiki i mechaniki lotu statków latających zostały uogólnione w pracach przodujących uczonych. Najbardziej doniosłym wkładem były podstawowe badania stateczności ruchu i nieliniowych wahań układów materialnych prowadzone przez prof. E. W. Kamienkova oraz prace w zakresie mechaniki lotu kierowane przez prof. J. W. Ostosławskiego.

Od wielu lat pracują w dziedzinie elektroniki zespoły katedr, na których czele stoją profesorzy L. S. Gonorowski, M. S. Niejman i A. G. Sajbiel. Wyniki ich badań naukowych szeroko są wykorzystywane w instytutach naukowo-badawczych i w biurach konstrukcyjnych przemysłu elektronicznego.

Prace akademika J. J. Artobolewskiego w zakresie teorii mechanizmów i maszyn uzyskały światową sławę. Na początku 1967 roku angielskie stowarzyszenie inżynierów-mechaników przyznało mu międzynarodowy medal Jamesa Watta za wybitny wkład w rozwój nauki.

Szereg poważnych zagadnień w dziedzinie cybernetyki technicznej i układów samonaprowadzających automatycznego sterowania rozwiązano w katedrze, którą kieruje akademik B. N. Pietrow. Liczne wiodące placówki przemysłu lotniczego posługują się wskazaniami tej katedry przy opracowywaniu nowego sprzętu.

Pod kierownictwem prof. Koniewa opracowano nowe układy półprzewodnikowe, takie jak siłowe przełączniki przełączające, szybko wprowadzone do przemysłu. Podstawowe wyniki badań uogólnione zostały w jego monografii „Półprzewodnikowe triody w automatyce”.

Dla zespołu Moskiewskiego Instytutu Lotniczego charakterystyczny był zawsze ścisły związek z produkcją lotniczą. Większość prac naukowo-badawczych wykonywana jest na podstawie umów gospodarczych z przedsiębiorstwami lotniczymi, instytutami naukowo-badawczymi i biurami konstrukcyjnymi.

W roku 1959 w instytucie powstała nowa forma łączności z przedsiębiorstwami — praca na podstawie umowy o socjalistycznym współzawodnictwie bez wzajemnych rozliczeń pieniężnych. Najczęściej przedsiębiorstwa stawiają przed instytutem zagadnienia o charakterze produkcyjnym, nie wymagające przeprowadzania badań podstawowych, ale żywnie ważne dla przedsiębiorstwa. W przypadkach koniecznych przedsiębiorstwo zaopatruje wykonawców w materiały, przygotowuje stoiska itp. Tematyka badań obejmuje zazwyczaj zagadnienia zwiększenia trwałości i poprawy jakości sprzętu lotniczego, opracowania nowych procesów technologicznych lub modernizacji istniejących, zmniejszenia

braków produkcyjnych, zmniejszenia kosztów wytwarzania itp.

Przykładem takiej pracy były badania i wprowadzenie do przemysłu szybkich metod dokładnego odlewania w formach skorupowych bez wypełniacza. Wynikiem wprowadzenia nowych metod odlewania są oszczędności wynoszące 15—12 tysięcy rubli na każdą tonę odlewów. W chwili obecnej metody te wprowadzone zostały w licznych zakładach Moskwy, Leningradu, Kijowa, Rygi, Charkowa, Chabarowska, i innych miast.

W pracach naukowo-badawczych i doświadczalno-konstrukcyjnych studenci są aktywnymi pomocnikami wykładowców i bezpośrednio biorą udział w pracach wykonywanych w katedrach. W projektach studenci często dają cenne i oryginalne rozwiązania. Jeszcze w roku 1935 nagrodzono konstrukcję szybkiego samolotu pasażerskiego, opracowaną przez grupę studentów jako projekt dyplomowy. Medalami ministerstwa wyższych i średnich szkół specjalistycznych RSFSR „Za najlepszą studencką pracę naukową” nagrodzono w 1962 grupę studentów za opracowanie i zbudowanie szybowca MAI-60. Złoty i brązowe medale na krajowej wystawie przyznano w 1964 r. studentom, którzy zaprojektowali i zbudowali podwodny szybowiec MAI-2 z tworzywa sztucznego zbrojonego włóknem szklanym.

Szereg interesujących konstrukcji powstało w zespołach studenckich biur konstrukcyjnych, których największy rozwój nastąpił w ostatnim dziesięcioleciu. Chociaż skład studentów pracujących w studenckich biurach konstrukcyjnych stale zmienia się, nagromadzone przez nich doświadczenie i tradycja pozostają w zespole. Tak na przykład, ostatnio w oparciu o poprzednie opracowania lekkich samolotów zespół SBK wydziału budowy samolotów opracował doświadczalny samolot sportowo-szkolny „Kwant”. Oprócz dobrych osiągnięć ma on interesujące rozwiązania konstrukcyjne. Praktycznie w każdej katedrze instytutu istnieją naukowo-techniczne zespoły, gdzie studenci pod kierownictwem wykładowców i inżynierów katedry wykonują, badają i rozwijają różne zagadnienia. W czasie praktyk produkcyjnych studenci wykonują zadania o charakterze badawczym.

Instytut ma nowoczesne wyposażenie do szkolenia i przeprowadzania badań. Dla zapewnienia przebiegu szkolenia i wykonywania prac naukowo-badawczych w instytucie powstało centrum obliczeniowe, w którym znajdują się elektroniczne maszyny liczące różnych typów.

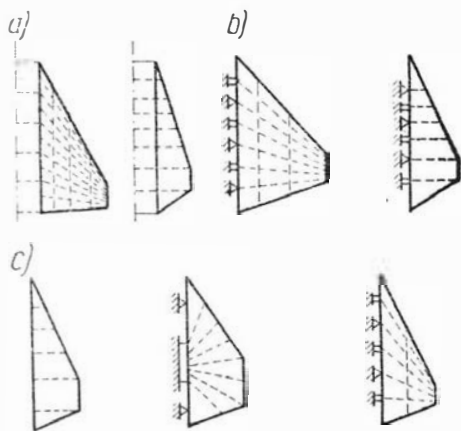
Szeroki zakres wykonywanych w instytucie badań naukowych wyraził się wzrostem naukowych kwalifikacji zespołu wykładowców oraz wytworzył korzystną sytuację dla przygotowania kadr naukowo-pedagogicznych. W ostatnich pięciu latach spośród liczby wykładowców i inżynierów w instytucie 37 osób uzyskało stopień doktora, a 160 osób — stopień kandydata nauk technicznych.

Niektóre problemy wytrzymałości konstrukcji samolotów

Tłumaczenie z jubileuszowego zeszytu czasopisma *Awiacjonnaja Technika* wydawanego w 1967 r. w Kazaniu

Stale zwiększające się prędkości lotu, różnorodność warunków i czasu eksploatacji samolotów stawia przed nauką o wytrzymałości samolotów nowe, bardziej złożone zadania.

Jednym z ważniejszych zespołów samolotu jest skrzydło. Konstrukcja skrzydła charakteryzuje się układem pracującym (przenoszącym obciążenia) — systemem wzajemnie związanych elementów (dźwigarów, po-



Rys. 1. Schematy skrzydeł samolotów: a) — skrzydła dźwigarowo-podłużnicowe z zamocowaniem obwodowym, b) — skrzydła dźwigarowo-podłużnicowe z zamocowaniem punktowym, c) — skrzydła z grubym pokryciem i skrzydła pełne

dłużnic, żeber i pokrycia). Niektóre typowe układy pracujące skrzydeł samolotów naddźwiękowych i hipersonicznych przedstawione są na rys. 1.

Obecnie przy obliczeniach wytrzymałościowych skrzydeł (i usterzeń) o różnych konstrukcjach stosuje się szeroko metody analityczne i numeryczne z zastosowaniem elektronicznych maszyn cyfrowych. Wybór metody jest dyktowany osobliwościami układu pracującego i zależy jest częściowo od wzajemnego położenia dźwigarów i żeber, od warunków zamocowania skrzydła i innych czynników konstrukcyjnych.

Przy obliczaniu skrzydeł dźwigarowo-podłużnicowych i integralnych z obwodowym zamocowaniem do kadłuba stosuje się metody wariacyjne, oparte na zasadach Lagrange'a i Castigliano. Metody te umożliwiają nie tylko wyznaczenie w przybliże-

niu rozkładu naprężeń w przykadłubowym przekroju skrzydła i wzdłuż jego rozpiętości, lecz również uwzględnienie pracy elementów mocujących. Dla szeregu układów skrzydeł skośnych i trójkątnych metody te pozwoliły na opracowanie krótkich wzorów obliczeniowych, dających niezawodne wyniki liczbowe, niejednokrotnie potwierdzone doświadczalnie. Metody wariacyjne umożliwiają przybliżone wyznaczenie naprężeń od aerodynamicznego nagrzewania w elementach skrzydła o cienkościennych konstrukcji.

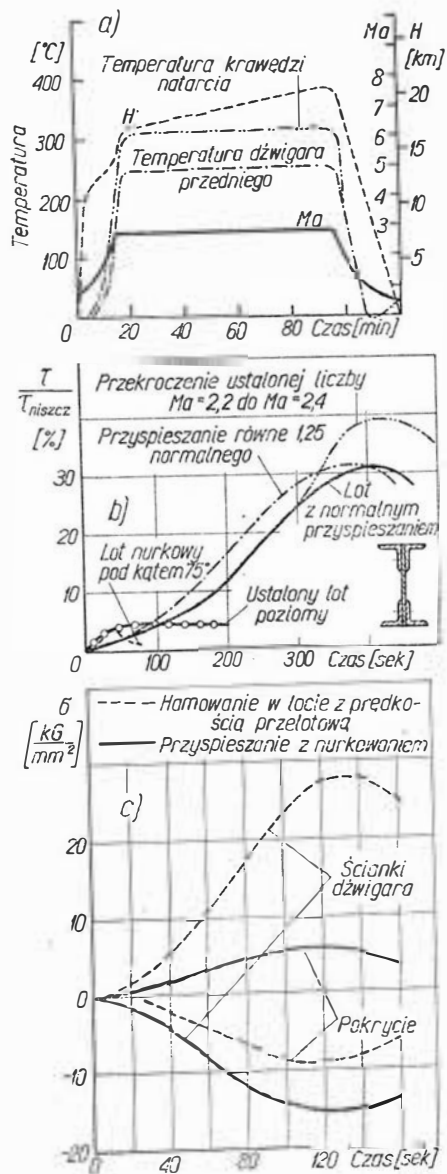
Jednym z ważniejszych zagadnień obliczeń wytrzymałościowych jest obliczanie nowych układów skrzydeł, na przykład ze zmiennym skosem. Istnienie połączeń ruchowych w układzie takiego skrzydła wymaga opracowania nowych rozwiązań konstrukcyjnych i metod obliczeń.

Wraz ze zwiększeniem prędkości lotu decydujący wpływ na wytrzymałość konstrukcji skrzydła wykazuje nagrzewanie aerodynamiczne. Temperatura i jej rozkład na elementach konstrukcji zależne są od warunków lotu oraz od fizycznych własności materiałów. Pod względem gradientów temperatur w konstrukcji najbardziej niebezpieczny jest stan lotu z szybkim zwiększeniem prędkości lotu z równoczesnym zmniejszeniem wysokości. W takim przypadku pokrycie skrzydła będzie nagrzewać się znacznie intensywniej od pozostałych elementów konstrukcji (na przykład ścian dźwigarów, półek podłużnic itp.).

Drugim przypadkiem obliczeniowym może okazać się długotrwały lot na dużej prędkości z następnym szybkim hamowaniem. W tym przypadku spadek temperatury pokrycia zachodzi znacznie szybciej niż wewnętrznych elementów konstrukcji. Oba wskazane przypadki lotu będą różnić się nie tylko polami rozkładu temperatur, lecz i naprężeniami cieplnymi w poszczególnych elementach konstrukcji (rys. 2).

Obecnie istnieją przybliżone metody obliczeń pozwalające określić naprężenia cieplne w różnych elementach skrzydła dla różnych stanów lotu. Konieczne jest jednak opracowanie bardziej dokładnych metod obliczania konstrukcji samolotów z uwzględnieniem zmian temperatury i parametrów sprężystości tak w kierunku rozpiętości i obrysu przekro-

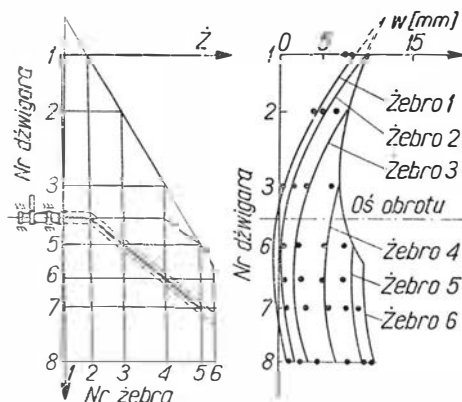
ju, jak i w kierunku grubości ścianki konstrukcji. Wymagane jest dalsze opracowanie metod obliczania granicznych obciążeń z uwzględnieniem nierównomiernego nagrzewania.



Rys. 2. a) — przyjęty profil lotu samolotu naddźwiękowego i krzywe zmiany temperatury w niektórych częściach skrzydła, b) — zmiana naprężeń cieplnych w środku ścianki dźwigara, c) — zmiana naprężeń w pokryciu i w ścianie dźwigara

Nagrzewanie aerodynamiczne może także mieć ujemny wpływ na sztywnościowe charakterystyki konstrukcji, szczególnie konstrukcji o małej względnej grubości.

Na rysunku 3 jako przykład przedstawiono rozkład pręgień płytowego steru samolotu naddźwiękowego przy nierównomiernym nagrzaniu. Punktami naniesiono wyniki doświadczeń. Obliczenia wykonano za pomocą wariacyjnej metody przesunięć. Obraz rozkładu pręgień daje pojęcie o zniekształceniu powierzchni steru wskutek nierównomiernego nagrzania cieplnego.



Rys. 3. Pręgień steru płytowego przy nierównomiernym nagrzaniu w czasie lotu przy liczbie $Ma = 3,7$

Duże znaczenie ma zagadnienie pełzania, związane z akumulacją plastycznych odkształceń w pracujących elementach skrzydła pod działaniem wysokich temperatur i dużych naprężeń, co może doprowadzić do niedopuszczalnej zmiany kształtu i pogorszenia aerodynamicznych charakterystyk konstrukcji. Przy rozwiązywaniu zadań wytrzymałości i stateczności z uwzględnieniem pełzania materiału konieczne są dane doświadczalne dla różnych materiałów oraz dane na temat zmniejszenia odkształceń pełzania w okresie relaksacji naprężeń.

Kadłuby współczesnych samolotów składają się zasadniczo z powłok o różnych kształtach geometrycznych, gładkich lub podpartych zespołem elementów pracujących. Wybór najbardziej racjonalnych układów kadłuba pod względem ciężarowym jest bezpośrednio związany z problemami obliczania wytrzymałości i stateczności cienkościennych układów przestrzennych i powłok. Chociaż zagadnieniom wytrzymałości i stateczności powłok poświęcona jest obszerna literatura i ilość publikacji wciąż zwiększa się, szereg ważnych zadań jest jeszcze mało zbadanych, a uzyskane rozwiązania analityczne często nie są wykorzystywane w praktyce obliczeń inżynierskich wskutek ich złożoności lub nieprzystosowania do obliczeń konstrukcji samolotów.

Ważnym zagadnieniem dotyczącym wytrzymałości kadłuba jest obliczanie cylindrycznych i stożkowych powłok podpartych w okolicy wycięć.

Obecnie opracowane zostały metody obliczeń, umożliwiające wyznaczenie naprężeń i odkształceń kadłuba w okolicy wycięcia przy zginaniu i skręcaniu. Zgodnie z jedną z metod zadanie sprowadza się do przyjęcia konstrukcji w okolicy wycięcia jako cienkościennego układu o profilu otwartym. Przy tym, równocześnie z odkształceniami giętno-skrętnymi uwzględnia się wpływ odkształceń ścinania. Wskazana metodyka obliczania umożliwia wyznaczenie koncentracji naprężeń normalnych na krawędziach wycięcia i dobranie geometrycznych charakterystyk elementów podpierających, zmniejszających koncentrację i usuwających miejscową utratę stateczności krawędzi.

W oparciu o inną metodę bada się stan naprężeń odcinków kadłuba, bezpośrednio przylegających do wycięcia. Metoda ta zbudowana jest w oparciu o różne warianty technicznej teorii cienkich powłok i stosuje się tylko do cienkościennych konstrukcji o przekroju kołowym.

Umożliwia ona określenie stanu naprężeń wręg ograniczających wycięcia oraz wykrycie pola nadmiernych naprężeń w zamkniętej części konstrukcji przylegającej do wycięcia. Metody obliczeń rozpatrujące zadanie w całości opracowane są zaledwie dla niektórych przypadków i mogą być stosowane tylko do określonych rodzajów konstrukcji.

W stopniu niedostatecznym zbadane są zagadnienia obliczania powłok usztywnionych z wycięciami o małej rozpiętości (pod drzwiami, okna, oszklenia kabin hermetycznych i tym podobne) — oraz obliczania powłok stożkowych z długimi wycięciami (pod kłapy ładunkowe). Niezbędne jest rozwinięcie metody obliczania cienkościennych konstrukcji z wycięciami poddanych nierównomiernemu nagrzewaniu, konstrukcji o zmiennych parametrach sprężystości i zmiennej grubości pokrycia, oraz metody wyznaczania granicznego obciążenia takich konstrukcji.

Jednym z ważnych zagadnień obliczeń wytrzymałości kadłubów jest zapewnienie miejscowej wytrzymałości konstrukcji. Zagadnienie to powstaje w związku z oddziaływaniem na konstrukcję obciążeń skupionych i lokalnych. Przeniesienie lokalnych obciążeń na powłokę uzyskuje się za pomocą elementów pracujących — wręgi i podłużnice.

Obecnie znane są rozwiązania szeregu praktycznie ważnych zadań miejscowej wytrzymałości usztywnionych powłok kadłuba, uzyskane tak metodami wariacyjnymi z zastosowaniem „półbezmomentowej” teorii powłok lub uproszczonego wariantu „momentowej” teorii, jak i metodami pojedynczych lub podwójnych szeregów trygonometrycznych.

Jednak w niektórych typach konstrukcji wprowadzenie układu elementów usztywniających często okazuje się niewskazane ze względu na wymagania zaprojektowania wne-

trza. W takich przypadkach należy zdecydować się na przekazanie obciążeń bezpośrednio na gładką powłokę, wzmocniwszy ją na ograniczonej części powierzchni za pomocą sztywnego elementu przyspawanego do powłoki (np. nakładki, pierścienia itp.). Jako przykłady takiego przyłożenia obciążeń mogą służyć okucia mocowania zbiorników paliwowych rakiet balistycznych.

Wspomniane metody obliczeń miejscowej wytrzymałości powłok podpartych i gładkich pod działaniem obciążeń lokalnych odnoszą się zasadniczo do powłok cylindrycznych i stożkowych. Mało jest prac, w których byłyby rozpatrywane powłoki innych kształtów: kuliste, toroidalne, elipsoidalne. Praktycznie brak badań zajmujących się analizą zdolności nośnej powłok obrotowych, w tej liczbie cylindrycznych i stożkowych, pod działaniem obciążeń lokalnych. Niewystarczająco opracowane są zagadnienia lokalnej wytrzymałości powłok wykonanych z materiałów złożonych. Dla tego typu konstrukcji zagadnienia lokalnej wytrzymałości mają specjalne znaczenie, ponieważ związane są ściśle ze specyfiką struktury materiału.

Aktualnym zagadnieniem, związanym z optymalizacją układów pracujących kadłuba, jest opracowanie metod obliczania wytrzymałości powłok podpartych i gładkich o różnych kształtach geometrycznych powyżej granicy sprężystości.

Teoretyczne prace odnoszące się do zagadnień statycznej i dynamicznej stateczności cienkich powłok sprężystych opierają się zasadniczo na dwu koncepcjach — liniowej i nieliniowej teorii powłok.

Wyniki uzyskane w oparciu o teorię liniową w większości przypadków nie potwierdzają się doświadczalnie na realnych konstrukcjach. Równocześnie teoria nieliniowa, wyjaśniająca jakościowo złożony mechanizm utraty stateczności cienkich powłok sprężystych, jest jeszcze niedoskonała i, jak to stwierdzono w wyniku późniejszych badań, wymaga dodatkowego specyzowania.

W teorii stateczności cienkich powłok sprężystych pojawiły się nowe kierunki — geometryczna i lokalna teoria stateczności. Na podstawie analizy licznych danych doświadczalnych ustalono, że krytyczne obciążenia dla cienkich powłok w znacznym stopniu zależne są od jakości ich wykonania — pierwotnych nieprawidłowości kształtu, różnicy grubości ścianek, istnienia pośrednich szwów spawalniczych itp., a dla powłok podpartych — także od rodzaju przekrojów poprzecznych elementów podpierających, ich sztywności giętnej i skrętnej oraz sposobu mocowania do powłoki. Ponieważ wymienione czynniki są natury statystycznej, należy uważać za celowe dalsze rozwinięcie badań doświadczalnych, które pozwolą wyjaśnić wpływ technologii wykonania cienkich powłok o różnych kształtach geometrycznych na wartość krytycznych obciążeń.

Do ważnych i niewystarczająco zbada-
nych zagadnień stateczności można
zaliczyć: stateczność powłoki
obrotowej zmiennej Gaussowskiej,
stateczność powłok elipsoidalnych
i toroidalnych pod działaniem ciśnie-
nia wewnętrznego, stateczność dwu-
warstwowych powłok stożkowych
pod działaniem osiowego ściskania
i zewnętrznego ciśnienia zmiennego
wzdłuż tworzącej i w kierunku ob-
wodowym, stateczność powłok stoż-
kowych i kulistych pod działaniem
lokalnego nagrzewania.

Interesująca i ważna jest dla prak-
tycznych zastosowań grupa zagad-
nień stateczności powyżej granicy
sprężystości. Publikacje, które uka-
zały się ostatnio, dają zaledwie ogól-
ny przegląd stanu badań w tym za-
kresie. Dlatego w praktyce inżynier-
skiej przy analizie stateczności nie-
których typów konstrukcji po prze-
kroczeniu granicy sprężystości sto-
suje się szeroko rozwiązania typu
półdoświadczalnego.

Zagadnienia wytrzymałościowe zwią-
zane z bojową trwałością samolotów
tworzą oddzielną grupę. Dla oceny
bojowej trwałości niezbędne jest
rozszerzenie teoretycznych i do-
świadczalnych badań, w których zo-
stałby przeanalizowany wpływ róż-
nego rodzaju uszkodzeń na zdolność
konstrukcji do przenoszenia obcią-
żeń. W związku z tym specjalnego
znaczenia nabierają zagadnienia
związane z charakterem pracy kon-
strukcji w okolicy wycięcia (prze-
strzelenia) i wzrostem koncentracji
naprężeń oraz zagadnienia związane
z prędkością rozprzestrzeniania się
pęknięć i zwiększeniem odkształceń
konstrukcji z uwzględnieniem jej
wstępnego obciążenia istniejącymi
naprężeniami.

W ostatnim czasie do wykonywania
elementów silników turbinowych
stosowane są tworzywa sztuczne
zbrojone włóknem szklanym. Zagad-
nienie wykonania optymalnej kon-
strukcji z takich materiałów jest
specjalnie ważne, ponieważ tworzy-
wa takie umożliwiają sterowanie
anizotropowością własności mecha-
nicznych. Znając obciążenia działa-
jące na przedmiot można skutecznie
budować konstrukcję, która będzie
optymalna pod względem wytrzy-
małości i racjonalnego przebiegu ob-
ciążeń. Na rysunku 4 przedstawiono
wpływ kierunku nawinięcia włókien
szklanych w konstrukcji korpusu
silnika na wartość niszczonego ci-
śnienia wewnętrznego.



Rys. 4. Zależność ciśnienia niszczonego
od kąta nawinięcia szklanych włókien
zbrojenia

Jednakże do tej pory nie jest roz-
wiązane zagadnienie zbudowania
optymalnej konstrukcji ze zbrojone-
go tworzywa sztucznego przy złożo-
nym stanie naprężeń, dowolnych
konstrukcyjnych kształtach przed-
miotu, ukształtowania węzłów łącze-
nia i miejsc przekazania oddziały-
wania obciążeń skupionych.

Określone trudności powstają także
przy wykonywaniu obliczeń kon-
strukcji z tworzywa sztucznego, po-
nieważ istnienie miękkiego materia-
łu wiążącego między włóknami zbro-
jenia uniemożliwia stosowanie kla-
sycznej teorii powłok, co utrudnia
badanie statyki, dynamiki i statecz-
ności takich powłok.

Jeden z ważniejszych kierunków
badań, których wyniki niezbędne są
dla zapewnienia założonej trwałości
konstrukcji, są badania wytrzymało-
ści zmęczeniowej. Z powodu swej
ważności oraz teoretycznej i do-
świadczałnej złożoności zagadnienie
to stanowi obecnie osobną dziedzinę
wytrzymałości. W artykule niniej-
szym należy jedynie zwrócić uwagę
na niektóre nowe problemy wytrzy-
małości zmęczeniowej, jak wpływ
na wytrzymałość zmęczeniową i
trwałość konstrukcji cyklicznego od-
działywania naprężeń cieplnych,
wpływ procesu pełzania materiałów

oraz wytrzymałość zmęczeniową kon-
strukcji wykonanej z orientowanych
(kierunkowych) tworzyw sztucznych
i konstrukcji przekładkowych.

Obecnie w nauce o wytrzymałości
konstrukcji samolotów z powodze-
niem stosowany jest cały bogaty i
różnorodny arsenał metod i rozwią-
zań opartych na teorii płyt, powłok
i cienkościennych konstrukcji. Jed-
nak w wielu przypadkach ściśle roz-
wiązania i metody opracowane dla
zadań klasycznych nie mogą być
stosowane do analiz stanu naprężeń
i odkształceń konstrukcji lotniczych.
Związane jest to z tym, że więk-
szość konstrukcji samolotów przed-
stawia się jako złożone układy prze-
strzenne, wykazujące konstrukcyjną
i fizyczną anizotropię, często osła-
bione wycięciami i istnieniem in-
nych elementów skupiających na-
prężenia.

Jedno z ważniejszych zadań specja-
listów i inżynierów pracujących w
dziedzinie wytrzymałości lotniczej
polega na tym, aby opierając się na
osiągnięciach współczesnej mecha-
niki, matematyki, techniki oblicze-
niowej i metodach doświadczalnych
podnosić teoretyczny poziom stoso-
wanych metod obliczeniowych czy-
niąc je w ten sposób bardziej nie-
zawodnymi.

Pod koniec bieżącego roku ukaże się XVII edycja

TERMINARZA TECHNIKA

na rok 1969

w 29 mutacjach branżowych

Szczególnie polecamy naszym Czytelnikom mutacje: Mechanika-
-Konstrukcje, Mechanika-Technologia, Ekonomika i Organizacja
Przemysłu, Odlewnictwo, Automatyka Przemysłowa.

W tegorocznej edycji ukaże się po raz pierwszy mutacja pt. Ekono-
mika i Organizacja Przemysłu. Przedstawione są w niej następu-
jące zagadnienia: wybrane zagadnienia efektywności i rentowności,
koszty własne produkcji, planowanie i kontrola przebiegu produk-
cji, techniczne przygotowanie produkcji, organizacja produkcji
rytmicznej. Stanowią one niezbędne informacje uzupełniające tech-
niczne wiadomości.

Cena terminarza w okładce igelitowej wraz z jedną wkładką bran-
żową i notatnikiem adresowym wynosi:

w przedpłacie — 20 zł

w sprzedaży — 25 zł

Sprzedaż po cenie normalnej (25 zł) odbywać się będzie:

- w księgarniach „Domu Książki”,
- w niektórych kioskach „Ruchu”,
- w biurach terenowych NOT.

AEROFLOT

Dr BOGUSŁAW KALESTYŃSKI

388.9:656.7(47)

Zazwyczaj zahipnotyzowani reklamą za prawdziwe giganty uważamy takie przedsiębiorstwa lotnicze jak SAS, KLM, Air France czy Swissair. Nie każdy zdaje sobie sprawę z tego, iż produkcja tych pseudogigantów w porównaniu z o wiele mniej reklamowanym Aeroflotem jest niewielka. Aeroflot przedsiębiorstwo lotnicze ZSRR przekracza znacznie przewozy wykonywane przez wszystkie kraje Europy zachodniej. W lutym 1923 roku w ZSRR została uruchomiona pierwsza pasażerska linia lotnicza. W tym samym roku w dniu 9 lutego zarządzeniem Rady Pracy i Obrony (Ministerstwa) zostało powołane lotnictwo cywilne ZSRR. Zarządzenie to powołało Radę Lotnictwa Cywilnego, której zadaniem było opracowanie planu rozwoju komunikacji lotniczej i koordynacja prac istniejących wówczas przedsiębiorstw lotniczych. Eksploa-

tacją linii lotniczych zajmowało się przedsiębiorstwo „Dobrolet” dokonujące głównie przewozów międzynarodowych, „Ukrwozduchput” oraz „Zakawia”. W roku 1932 nastąpiła centralizacja pracy lotnictwa cywilnego przez powołanie do życia Głównego Zarządu Komunikacji Lotniczej „Aeroflot” przy Radzie Ministrów ZSRR. W roku 1964 w miejsce Głównego Zarządu powstaje Ministerstwo Lotnictwa ZSRR. Pierwsza linia lotnicza ZSRR miała długość 420 kilometrów. W pierwszym roku jej eksploatacji przewieziono 229 pasażerów i 1900 kilogramów towarów i poczty. Przy braku własnej produkcji samolotów i trudnościach ekonomicznych rozwój przewozów lotniczych postępował bardzo wolno. Tym niemniej w roku 1928 długość linii lotniczych wynosiła 10 788 km, w 1932 roku 36 256 km, w 1937 — 93 300 km. W tym cza-

sie przedsiębiorstwa eksploatujące linie lotnicze wykorzystują jako samoloty komunikacyjne: PO-2, R-5, Stal-2, Ka-2, rodzinę samolotów ANT. W roku 1934 zbudowano 80-miejscowy 8-silnikowy samolot ANT-20 „Maksym Gorki”. Jak na ówczesne warunki był to największy samolot świata.

W roku 1940 długość linii lotniczych ZSRR wynosiła 146,3 tys. km. Przewieziono na nich w tym samym roku 409,6 tys. pasażerów oraz 62 tys. ton towarów i poczty. Druga wojna światowa przerywa rozwój lotnictwa cywilnego, chociaż w jej okresie na niezajętych terenach ZSRR utrzymywana była regularna komunikacja lotnicza. Pierwsze lata powojenne cechowała rekonstrukcja parku samolotowego Aeroflotu i wprowadzenie na linie samolotów Il-12 oraz Il-14 o ilości miejsc pasażerskich 24—32 oraz prędkości 280—350 km/godzinę. Pozwoliło to na dalszy wzrost przewozów. Jednakże dopiero lata 1956—1960, budowa samolotów odrzutowych, pozwoliły na бурлиwy wzrost przewozów lotniczych. O ile długość sieci lotniczej w roku 1945 wynosiła 142 000 km, to w 1950 już 300 tysięcy km, w 1958 — 349, w 1960 — 360, w 1962 — 400 oraz w 1964 — 431 tys. kilometrów. Wraz z rozwojem sieci lotniczej rosła wielkość przewozów.

W absolutnych wielkościach wzrost ten przedstawiony jest w tablicy 1. U podstaw rozwoju lotnictwa cywilnego w ZSRR leży stwierdzenie prostego faktu, iż w zakresie przewozów, szczególnie pasażerskich, lotnictwo w najlepszym stopniu zaspokaja potrzeby społeczne. Obliczono, że tylko w roku 1962 pasażerowie korzystający z naziemnych i wodnych środków transportu stracili na podróż około 6 miliardów godzin. Oznacza to, że statystycznie przebywa w podróży w czasie całego roku ogromna armia składająca się z 700 tysięcy ludzi oraz oderwanych jest od pracy produkcyjnej na przeciąg całego roku 4 miliony ludzi. Stąd też rozwój szybkich środków transportu w ZSRR jest problemem nie tylko społecznym ale i gospodarczym. Dziesięcio-piętnastokrotnie szybsza podróż samolotem zmniejsza straty społecznego czasu.

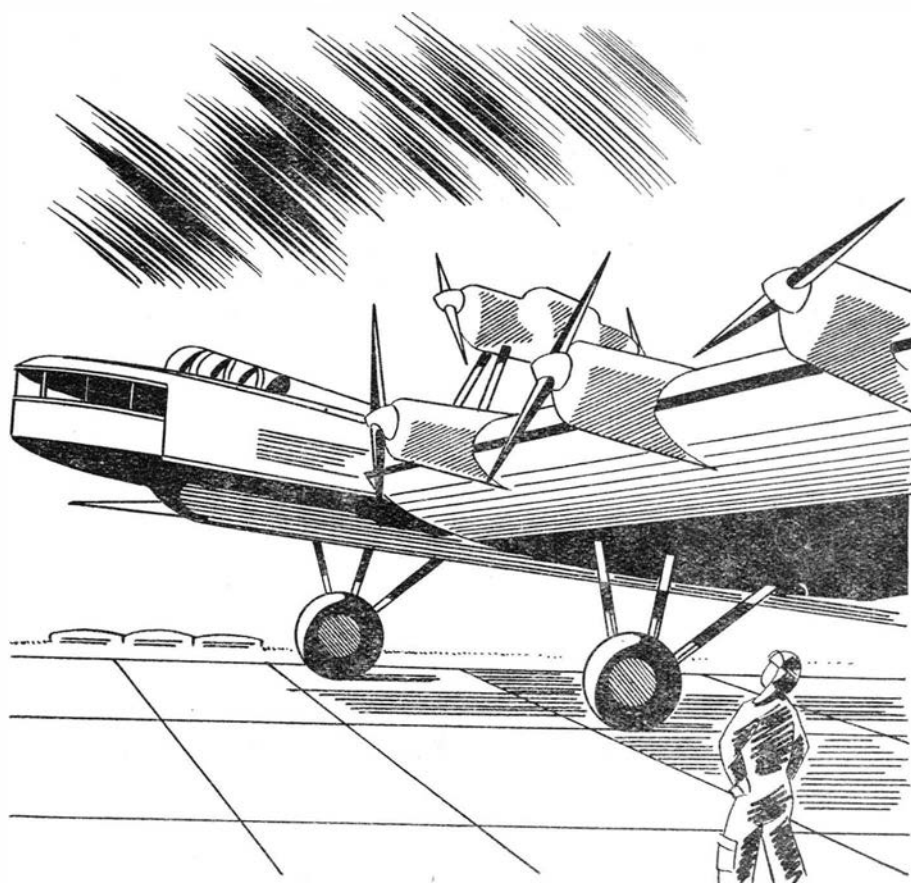
Samolot PO2 z 1923 r.



Rzecz prosta, przewozy pasażerskie odbywają się różnymi rodzajami transportu. Najstarszym i tradycyjnym był transport rzeczny, który jeszcze do dziś odgrywa rolę eksploatując sieć długości około 140 tysięcy kilometrów. Przewyższa on swoją długością transport kolejowy posiadający sieć blisko 130 tysięcy kilometrów i na niektórych odcinkach przejmując na siebie główny ciężar przewozów. Drogi o twardej nawierzchni mają sieć o łącznej długości 311 tysięcy kilometrów. Pomimo swej względnej młodości transport lotniczy, jeśli idzie o długość sieci, przewyższa wszystkie inne, eksploatując linie lotnicze na 400 tysiącach kilometrów tras.

Sens gospodarczy większego tempa wzrostu przewozów lotniczych niż innych środków transportowych jest głęboki. Obok wymienionej oszczędności czasu społecznego przejęcie przez samoloty przewozów pasażerskich od kolei ma na celu również odciążenie i danie jej możliwości skierowania swej zdolności przewozowej tam, gdzie w lepszym stopniu może spełniać swoje zadania, a więc na przewozy towarowe.

Jednocześnie uruchomienie linii lotniczych jest o wiele szybsze niż zbudowanie szlaków kolejowych czy też dróg bitych. Pozwała to na aktywizację rejonów nie zagospodarowanych. I w istocie w ZSRR istnieje kilka miast szczególnie na dalekiej północy, dla których lotnictwo jest jedynym środkiem transportu. Stąd też szybkie nie spotykane nigdzie indziej tempo rozwoju Aerofłotu, a w szczególności linii krajowych. Stanowią one dwie trzecie całej sieci lotniczej. Są to w większej części linie kontynentalne o dużej długości, nie spotykanej zresztą w świecie. Np. magistrala Leningrad—Władywostok — przebiegająca przez Moskwę, Swierdłowski, Omsk, Nowosybirsk, Krasnojarsk, Irkuck, Czitę, Chabarowsk — a więc przecinająca niemal cały Związek Radziecki, ma długość 6960 kilometrów. Inna linia Odessa—Władywostok ma 8730 kilometrów i łączy Morze Czarne z dalekowschodnim wybrzeżem Oceanu Spokojnego. W krajach zachodnich pierwsza pod względem długości linia kontynentalna w USA łącząca Nowy Jork z San Francisco ma 4565 kilometrów.



Samolot „Maksym Gorki” z 1936 r.

Wyliczenie wszystkich połączeń krajowych ZSRR nie byłoby możliwe w jednym artykule. Centralny rozkład lotów na liniach wewnętrznych jest bowiem książką zawierającą około 100 stron.

Wyłącznie samolotami odrzutowymi i turbinowo-śmigłowymi obsługiwane są wszystkie linie międzynarodowe. W roku 1922 została otwarta pierwsza międzynarodowa linia lotnicza Moskwa—Berlin obsługiwana przez radziecko-niemieckie przedsiębiorstwo Deruluft. Linia ta miała 1600 kilometrów długości.

W chwili obecnej długość międzynarodowych linii lotniczych Aerofłotu wynosi 150 tysięcy kilometrów. Państwami, które mają bezpośrednie połączenia lotnicze z ZSRR, są: Austria, Algieria, Anglia, Afganistan, Belgia, Birma, Bułgaria, Ghana, Gwinea, Holandia, Dania, Indonezja,

Irak, Iran, Japonia, Chiny, Cypr, Kanada, Korea, Kongo (Brazaville), Kuba, NRD, Maroko, Mali, Mongolia, Norwegia, Zjednoczona Republika Arabska, Pakistan, Polska, Rumunia, Syria, Tunezja, Finlandia, Francja, Cejlon, Czechosłowacja, Węgry, Szwecja, Jugosławia i USA. Liczba połączeń jak też i wielkość przewozów wzrasta w szybkim tempie ze względu na stałe zwiększanie się związków gospodarczych z całym światem, jak też i masowe wzrastanie ruchu turystycznego.

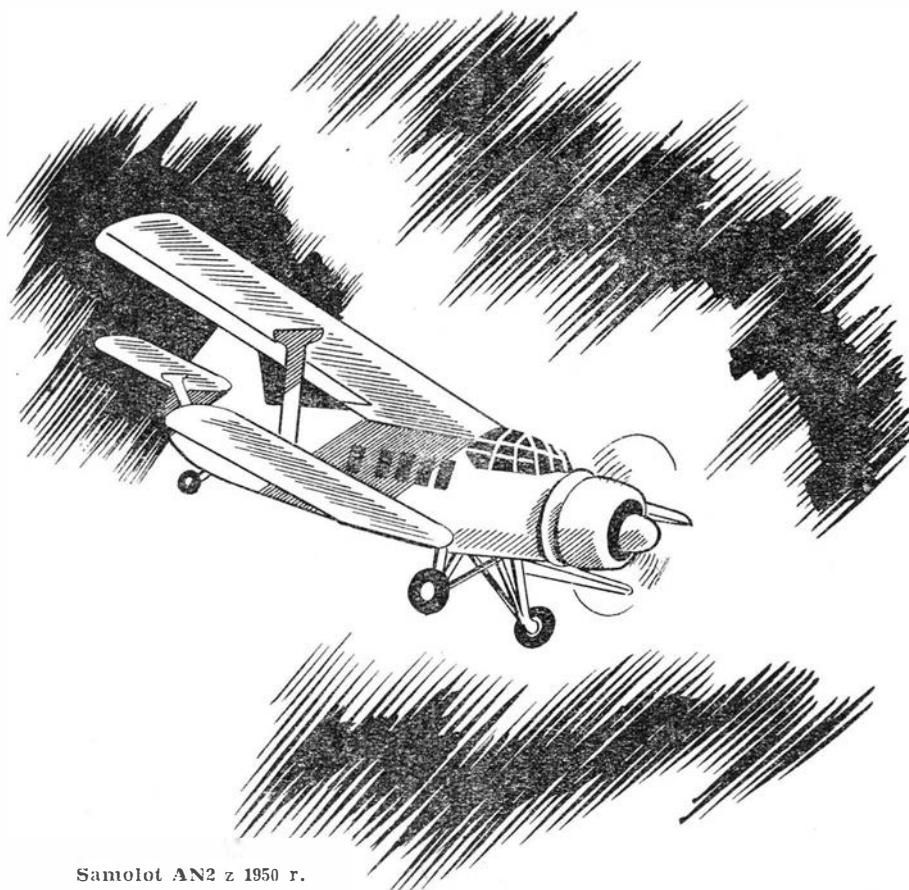
Do podróży samolotem zachęają niskie ceny biletów lotniczych jak też i ogromna oszczędność czasu podróży. W tablicy drugiej pokazane są niektóre trasy lotnicze, czas podróży na niej oraz wysokość opłat. Wskazuje ona, iż w niektórych przypadkach taryfa lotnicza jest niższa niż kolejowa.

Tablica 1

Praca przewozowa Aerofłotu w latach 1940—1965

Rok	Pasażerokm (miliardy)	Towary (miliony tkm)	Ogółem przewozy (mln-tkm)	Pasażerowie (mln)	Poczta (tys. ton)	Towary (tys. ton)
1940	0,2	23,2	38,0	0,4	14,6	47,5
1950	1,2	136,5	243,2	1,6	30,6	131,5
1955	2,8	252,3	502,4	8,2	63,8	195,0
1958	6,4	399,4	973,4	12,2	87,8	357,8
1959	9,1	438,6	1256,9	16,0	97,9	446,4
1960	12,1	562,8	1652,8	21,8	150,7	545,8
1961	16,4	801,8	2278,0	32,0	195,8	647,1
1962	20,3	889,9	2713,0	36,8	201,9	717,2
1963	25,3	912,3	3192,7	42,0	211,6	746,0
1964	30,9	1140,3	3925,2	42,0	233,4	854,7
1965	37,0	1270,0	4600,0	42,0	250,0	950,0

Należy zwrócić uwagę, iż Aerofłot zajmuje się nie tylko przewozem pasażerów i towarów, ale również wypełnia wszystkie inne usługi jakie może dać lotnictwo gospodarce narodowej. Do nich należą w głównej mierze usługi dla rolnictwa i leśnictwa, lotnictwo sanitarne, obsługa przemysłu rybnego, usługi meteorologiczne, fotogrametria i szereg innych. Największą część pracy bo aż 35% wypełnianej przez lotnictwo specjalnego przeznaczenia przypada na aerochemiczne rozsiewanie i rozpylanie chemikaliów zarówno dla rolnictwa, jak i dla leśnictwa. W dalszej kolejności idą zdjęcia lotnicze (13,1% całości pracy), lotnictwo sanitarne (5,5%), obsługa leśnictwa, a w tym służba przeciw-



Samolot AN2 z 1950 r.

pożarowa (4,3%). Łączna liczba godzin wylatanych przez samoloty lotnictwa specjalnego przeznaczenia wynosiła w roku 1965 około 2600 tysięcy.

Niewiele jest w świecie przedsiębiorstw lotniczych, które mogłyby się poszczycić stałą rentownością, pomimo, iż ponoszą one tylko w nieznacznej części koszty utrzymania portów oraz dróg lotniczych. Ale i w tych przedsiębiorstwach, w których dochody przewyższają wydatki, zysk ten wynosi od 1—3%. Natomiast Aeroflot ponoszący całkowicie wszystkie koszty związane z utrzymaniem transportu lotniczego, a więc zarówno utrzymania portów i dróg lotniczych, obsługi samolotów, obsługi pasażerów i eksploatacji linii, jest przedsiębiorstwem

rentownym. Sprzyja temu zarówno struktura kosztów, jak i ciągłe ich obniżki. I tak, koszt przewozu 10 tonokilometrów wynosił: w 1958 — 3,06 rb., 1959 — 2,86 rb., w 1960 — 2,67. W następnym roku, a więc w 1961, występuje dalsza obniżka do 2,47 rb., a w 1962 — 2,32 rb. W roku 1963 — masowego wprowadzania samolotów odrzutowych, wskutek większych odpisów amortyzacyjnych koszty wzrastają do 2,36 rb. za przewóz 10 tkm. W następnym jednak roku 1964 spadają znacznie do 2,02 rb. Wynosi to według kursu przeliczeniowego 1 dolar amerykański równy 3 rb. (bankowy 1 \$ = 90 kop.) około 70 centów za tkm przy prawie 2 \$ za tkm w przedsiębiorstwach amerykańskich. Z tego przypada na paliwo 23,3%, amortyzację

21,8%, remont bieżący 5,4%, koszty lotniskowe 16,8% oraz płacę roboczą 32,7%. Należy zwrócić uwagę, iż ceny paliwa jak i robocizna w ZSRR są bardzo niskie.

Wysoki wskaźnik wykorzystania samolotów powoduje, iż dochody za 1 tkm, choćby tylko nieznacznie przewyższające koszty, przynoszą zysk.

Wysokość tego zysku wskazuje tabela 3.

Rentowność wyrażona w procentach wynosiła w 1958 roku 9%, w 1959 — 7,6, w 1960 — 4,9, w 1961 tylko 1,4, aby w następnym roku osiągnąć poziom 5,5. W roku 1963, w którym wystąpiło zwiększenie kosztów, nastąpiła strata w wysokości 2,4%. W dalszych latach wystąpiła nadwyżka wpływów nad kosztami i w 1964 rentowność wynosiła 6,9, aby w 1965 r. osiągnąć rekordową wysokość 12,8%. Wydaje się, że skupienie wszystkich środków w jednych rękach ułatwia gospodarowanie i jest przyczyną wysokiej, nigdzie nie spotykanej rentowności, jak też ułatwia decyzje inwestowania w transport lotniczy.

Przyszły rozwój Aeroflotu obejmuje bliższą perspektywę — bieżącą pięcioletnią do 1970 roku oraz dalszą perspektywę do 1980 roku. Bliższa perspektywa objęta jest planem gospodarczym i zobowiązuje Aeroflot do podwojenia dotychczasowych przewozów, przy czym liczba pasażerów ma wzrosnąć do 75 mln w 1970 roku. Tym samym radzieckie lotnictwo komunikacyjne wysunie

Tabela 3

Rok	Miliony rubli	
	dochód	strata
1958	31,3	—
1959	32,2	—
1960	25,6	—
1961	8,9	—
1962	40,7	—
1963	—	27,0
1964	54,9	—
1965	130,0	—

Tabela 2

Trasa	Czas podróży (godziny)		Taryfa (ruble)	
	pociąg pośpieszny	samolot	pociąg pośpieszny	samolot
Moskwa-Chabarowsk	149	9	89,5	108
Irkuck	82	7	55,7	72
Nowosybirsk	48	4	37,4	49
Swierdłowski	28	2	25,1	27
Alma-Ata	68	5	44,6	54
Taszkient	57	5	37,4	48
Aszchabad	81	5	50,1	46
Baku	42	3,5	32,2	34
Tbilisi	41	2,3	30,1	31
Adler	31	2,5	28,0	26
Symferopol	21	2	23,6	23

się na pierwsze w świecie miejsce i będzie wykonywać około jednej trzeciej wszystkich światowych przewozów lotniczych (obecnie 17%). Wzrost sieci linii przewidziany jest głównie w nowo rozwijających się regionach kraju na północy i północno-wschodnich obszarach kraju, a więc w Jakucji oraz Tjumeńskim i Madagańskim regionie. Zasadniczy jednakże skok powinien nastąpić w dziesięciolecie 1970—1980. Liczba przewiezionych pasażerów w tym ostatnim roku powinna osiągnąć 200 mln. Oznacza to, iż biorąc pod uwagę średnie światowe tempo wzrostu przewozów, ZSRR będzie przewoził 50% wszystkich pasażerów korzystających z komunikacji lotniczej. W stosunku do roku 1960 wzrost ten będzie 15-krotny, a w stosunku do roku 1965 — 4-krotny.

Największy, bo prawie 20-krotny wzrost nastąpi na liniach o centralnym znaczeniu. Wzrost ten jest zupełnie zrozumiały z uwagi na to, iż na tych liniach przewozy dokonywane są na największe odległości, gdzie transport lotniczy osiąga największą efektywność.

W dziedzinie przewozów pasażerskich Aerofłot stanie się prawdziwym potentatem stając się przy odległościach większych niż 100 km największym przewoźnikiem.

Duże tempo rozwoju przemysłu i rolnictwa ZSRR określa wzrost przewozów towarowych. Jakkolwiek, w dalszym ciągu w tej dziedzinie przewozów, naziemne i nawodne rodzaje transportu pozostaną przodującymi, tym niemniej nastąpi przesunięcie znacznej ich części w kierunku transportu lotniczego. Dotyczyć to będzie głównie towarów szybko się psujących. Tempo wzrostu przewozów towarowych będzie wyższe niż przewozów pasażerskich. Udział przewozów towarowych w całości przewozów lotniczych wzrośnie z 27% w roku 1965 do 40% w roku 1980.

W zakresie przewozów pocztowych przewiduje się blisko dziesięciokrotny wzrost przewozów paczek. Natomiast przewozy listów, gazet itp. wzrosną tylko w nieznaczny sposób.

Absolutny, średnioroczny przyrost tonokilometrów za okres 1960—1980 będzie 7,2 raza większy niż za okres 1950—1960.

W ślad za rozwojem techniki lotniczej nastąpi również wymiana samolotów. Jeszcze w bieżącej pięcio-



Samolot Tu-104 z 1955 r.

latce przewiduje się wprowadzenie na linie Aerofłotu samolotów nadźwiękowych o prędkości 2500—

—3500 km/h. Przed rokiem 1980 na linie lotnicze powinny wejść samoloty hipernaddźwiękowe o prędkości powyżej 5000 km/h. W rezultacie podróż samolotem z Moskwy do najdalszych zakątków ZSRR trwać będzie nie więcej niż 2 do 3 godzin.

Na liniach lokalnych prędkość samolotów wzrośnie nieznacznie. Tym niemniej średnia prędkość wzrośnie z 325 km/h w roku 1960 do 650 km/h w roku 1980, a więc dwukrotnie. Wprowadzenie wielomiejscowych superliniowców spowoduje, iż ciężar handlowy na jeden samolot wynoszący 2,7 tony w roku 1960, wzrośnie do 8 ton w roku 1980. W rezultacie zdolność przewozowa na jeden statystyczny samolot wynosić będzie 5200 tkm/godzinę w porównaniu do 880 tkm na godzinę w 1960 roku.

Wykonanie tak obszernego programu przewozów wymagać będzie nie tylko zmian parku maszynowego, ale też i pełnej rekonstrukcji zaplecza zarówno technicznego, jak i handlowego. Tak więc nastąpi pełna lub częściowa automatyzacja procesu załadunku samolotów, obsługi pasażerów, a nawet systemu rezerwacyjnego. Naturalnie, w tym czasie wszystkie porty krajowe będą miały urządzenia zapewniające automatyczne kierowanie ruchem lotniczym, jak też i automatyczne lądowanie, co spowoduje uniezależnienie lotnictwa od warunków atmosferycznych i podniesie regularność lotów.

Dotychczasowe tempo rozwoju Aerofłotu wskazuje na pełną możliwość wykonania założonego planu.

Samolot Tu-154 z 1966 r.





Rys. 1. Szybowce SZD-31 „Zefir” 4

Fot. B. Koszewski

Na ostatnie Szybowcowe Mistrzostwa Świata w Lesznie szereg krajów zgłosiło najnowsze konstrukcje szybowców, które przedstawiają najbardziej postępowe kierunki rozwoju w tej dziedzinie. W mistrzostwach uczestniczyło 48 szybowców klasy otwartej, w tym 20 laminatowych, 16 drewnianych, 11 metalowych i 1 o konstrukcji mieszanej. W artykule opisano konstrukcje najciekawszych szybowców klasy otwartej.

SZYBOWCOWE MISTRZOSTWA ŚWIATA 1968

I. Najciekawsze konstrukcje klasy otwartej

Na Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Lesznie, jak na wszystkich lotniczych imprezach międzynarodowych, szczególnie bacznie były oglądane najnowsze konstrukcje. I słusznie. Choć część z nich stanie się po latach zapomnianymi prototypami, jednak większość toruje drogę nowym kierunkom i rozwiązaniom konstrukcyjnym. Najlepsze z nich wchodzi zazwyczaj do produkcji seryjnej.

W klasie otwartej wzięło udział w Mistrzostwach 48 szybowców — w tym — 20 laminatowych, 16 drewnianych, 11 metalowych i 1 o konstrukcji mieszanej. Reprezentowane było 19 typów, z czego 8 miało konstrukcję drewnianą, 6 — laminatową, 4 — metalową i 1 — mieszaną. Przeważały nowe typy, których było aż 13, starych — czyli występujących już na poprzednich Mistrzostwach Świata — tylko 6.

Większość szybowców klasy otwartej miała doskonałość powyżej 40 (42 do 45), część 38—39, a tylko trzy typy poniżej 38 (lecz nie mniej niż 35).

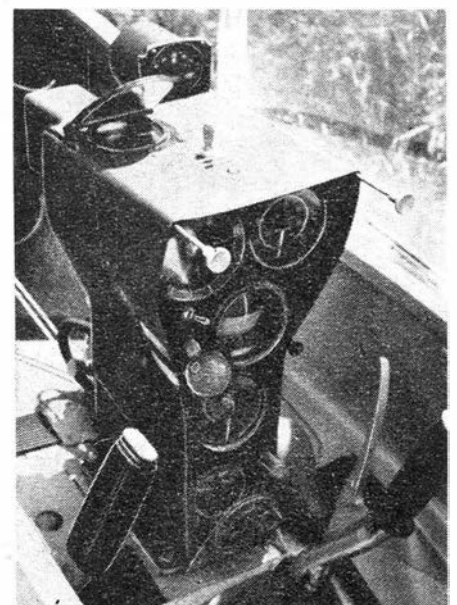
Wśród najciekawszych konstrukcji przeważały szybowce laminatowe: „Cirrus”, BS-1b, AS-W12, „Diamant” 18 i „Phoebus” C. Ponadto zwracały uwagę metalowe HP-14C i HP-13M. Zainteresowanie wzbudziły także szybowce drewniane: „Zefir” 4, AN-66, Wa-26 „Squale” i IKV-3 „Kotka”. Wyniki uzyskane na tych szybowcach podczas mistrzostw w Lesznie przedstawiają się następująco. Szybowce „Cirrus” zajęły miejsca 1, 9, 11; „Phoebus” C — miejsca 2, 6; „Diamant” 18 — miejsca 3, 4; AS-W12 — miejsce 5; HP-13M — miejsce 8; BS-1b — miejsca 13, 18; „Zefir” 4 — miejsca 14, 28; HP-14C — miejsce 16.

Najciekawsze konstrukcje i ich szczegóły konstrukcyjne zostały omówione poniżej.

SZD31 „Zefir”-4 — jest polskim wysokowyczynowym szybowcem klasy otwartej przeznaczonym do udziału w mistrzostwach świata. Powstał on jako rozwinięcie szybowca SZD-29 „Zefir” 3 z 1965 roku. U podstaw budowy obu tych szybowców leżały następujące założenia: doskonałość przekraczająca 42 przy prędkości nie mniejszej niż 100 km/h i płaska biegunowa zapewniająca opadanie rzędu 1,2 m/s przy prędkości lotu 140 km/h. Dla uzyskania dobrych własności w krążeniu zastosowano kłapy-poszerzacze (fowlery) na całej rozpiętości. Zostały zbudowane 3 egzemplarze szybowca „Zefir” 4; pierwszy był oblatany 7.12.1967 r., następne na początku 1968 r.

Dwudzielny, trapezowy płat tego szybowca ma profil NACA 66 (215) 416. Konstrukcja skrzydeł jest drewniana, półskorupowa. Składa się ona z połączonych z sobą: noska, kesonu i krawędzi spływu oraz elementów ruchowych: skrzeli, lotek i kłap. Nosek kryty jest sklejką podpartą żebrami. Keson ma górne i dolne pokrycie o postaci skorupy wykonanej z wielu warstw sklejki metodą podciśnieniową w negatywowej formie. Z przodu i z tyłu jest on zamknięty ścianką. Zajmuje on ponad połowę cięciwy skrzydła — przenosząc skrecanie i zginanie. Kłapy-poszerzacze typu Fowlera na całej rozpiętości skrzydeł, czwórdzielne. W części lotkowej kłapy kryte płótnem; pozostałe segmenty kłap kryte przekładkową płytą ze sklejki i balsy. Lotki dwudzielne, dwuszczelinowe, o oryginal-

nej konstrukcji: skrzele lotki zawieszono na skrzydle za pomocą zawiasów. Przy ruchach dźwigni sterowym wychyla się skrzele oraz tylna część lotki. Ta część przymocowana jest do skrzela na dwóch prowadnicach i stanowi kłapę-poszerzacz. Napęd lotek i kłap — popychaczami. Skrzydła połączone są ze sobą za pomocą okuć w postaci płyt wnitowanych w skorupowe pokrycie skrzydeł. Występy tych okuć są do siebie dociskane za pomocą dwóch zwor ściągniętych śrubą. Kadłub podwieszony jest do płata za pomocą dwóch par sworzni.



Rys. 2. „Znikające” przyrządy „Zefira” 4 — wariometr ze składanym lustrem i zakrętomierz chowany za tablicą

Fot. A. Glass

„Zefir” 4 ma piętrowe płytowe hamulce aerodynamiczne w skrzydłach oraz wstążkowy spadochron hamulcowy jednorazowego użytku umieszczony na końcu kadłuba. Kadłub konstrukcji półskorupowej z pokryciem ze sklejki. Pokrycie przodu kadłuba oraz przejść skrzydło—kadłub i kadłub—usterzenie z laminatu. Podwozie amortyzowane z wciągającym kołem o średnicy 35 cm. Zaczep do holu umieszczony w spodzie kadłuba, pod środkiem kabiny.

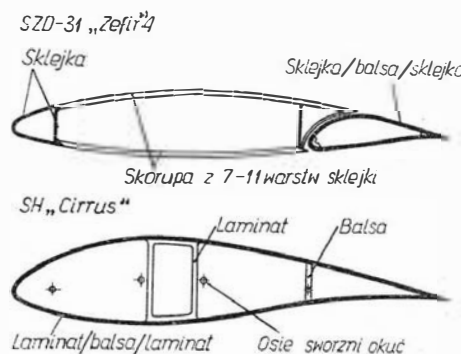
Usterzenie poziome o układzie normalnym. Ster kierunku ma na górze przeciwwagę wyważenia na długim wysięgniku. Usterzenie poziome płytowe, dwudzielne. Konstrukcja usterzenia jednodźwigarowa. Usterzenie zamocowane na rurze przechodzącej przez łożysko umieszczone w nasadzie usterzenia pionowego. Na końcach usterzenia przeciwwagi na wysięgnikach. Dzięki temu wyważeniu prędkość dopuszczalną nurkowania podwyższono do 240 km/h, odsuwając ku większym prędkościom granicę występowania flatteru. Usterzenie wyposażone jest w klapę wyważającą—dociążającą (sterującą).

W „Zefirze” 4 zwraca uwagę ciekawe rozmieszczenie przyrządów pokładowych, pozwalające na pomieszczenie dużej ilości przyrządów przy małej tablicy przyrządów. Zakrętomierz jest schowany w pozycji pionowej za tablicą przyrządów i jest wysuwany w razie potrzeby do pozycji poziomej, nad tablicę. Wariometr elektryczny umieszczony również pionowo, z tyłu tablicy, ma otwierane lustro skośne pozwalające na obserwację, gdy jest potrzebny.

„Zefir” 4 i AN-66 są to jedyne dwa szybowce konstrukcji drewnianej o doskonałości przekraczającej 42. W związku ze skomplikowaną konstrukcją ciężar własny „Zefira” 4 jest dość duży (435 kg) w porównaniu z ciężarem szybowców laminatowych i metalowych (średnio 260—300 kg), a stąd jego ciężar w locie, obciążenie powierzchni i minimalne opadanie jest większe niż dla pozostałych szybowców. W wyniku nadaje się on przede wszystkim do lotów w dobrych warunkach termicznych. Jest on jednym z kilku szybowców należących do światowej czołówki.

Schempp-Hirth „Cirrus” jest zachodnioniemieckim laminatowym szybowcem klasy otwartej. Został zaprojektowany przez absolwenta Politechniki Darmstadtzkiej Klausa Holighausa, współkonstruktora szybowca D-36. Prototyp „Cirrusa” oblatany w 1967 r. miał usterzenie motylkowe (Rudlickiego), szybowce pierwszej serii, wynoszącej 5 sztuk, zbudowanej na przełomie 1967 i 68 r., otrzymały usterzenie o układzie normalnym na życzenie klientów zagranicznych. Zamówienia opiewają podobno na 34 „Cirrusy”. Szybowiec został zaprojektowany na przeciętną termikę europejską 2 m/s. Otrzymał skrzydło bez klap o grubym profilu Wortmanna FX-S-196 mającym zakres laminarny od C_z 0,2 do 1,4 i dającym duży C_z na małych prędko-

ściach, czyli dobre własności w krążeniu. Skrzydło o grubym profilu ma lżejszą, mocniejszą i sztywniejszą konstrukcję niż o cieniłym profilu. Skrzydło ma konstrukcję przedkładkową z laminatu szklanego i spienionego PCV Conticell CC60. Ma ono duży skrzynkowy dźwigar z laminatu. Keson noskowy może służyć jako zbiornik balastu wodnego (2×50 kg). Keson zadźwigarowy zamknięty jest z tyłu (w 70% cięciwy) balsową ścianką. Dźwigarek przeciwlotkowy w postaci rury stalowej. Lotki bezszczelinowe z zawiasami przy górnej powierzchni, nie odciążone aerodynamicznie. Hamulce aerodynamiczne DFS (w 50% cięciwy) o oddzielnych skrzynkach dla płyty górnej i dolnej, aby uniknąć przepływu powietrza przez wnękę hamulcową. Łączenie skrzydeł widelcowe, typowe dla szybowców laminatowych: z jednego skrzydła wychodzi okucie rozwidlane, z drugiego pojedynczy język. Końce widelca klinują się czopami w drugim skrzydle, a przez nasadę widelca i koniec języka przechodzi jeden sworznię. Mocowanie płata w kadłubie polega na przetknięciu okuc skrzydłowych przez otwór w kadłubie; przy łączeniu skrzydeł samoczynnie po 2 sworznie stykowe z kadłuba wchodzi samoczynnie w gniazda w każdym skrzydle.



Rys. 3. Przekroje skrzydeł „Zefira” 4 i „Cirrusa”

Kadłub typu „jajko na kiju”, opracowany w wyniku badań aerodynamicznych Wortmanna, ma obszerną kabinę z siedzącą pozycją pilota i smukłą część tylną. Kadłub z samego laminatu grubości 1,5—2 mm, wy-

grzewanego przez 12 h w temperaturze +65 °C, wykonany jest z dwóch połówek. Środkowa część kadłuba ma szkielet spawany, do którego zamocowano okucia skrzydłowe i podwozie. W tylnej części kadłuba co 50 cm wręgi z twardej pianki. Najmniejsza szerokość kadłuba w pobliżu usterzenia wynosi 15 cm. Pedaly przestawialne o 12 cm (10 położen). Oparcie płócienne, przestawialne o 18 cm, zagłówek o 15 cm. Podwozie z amortyzacją gumową; zaczep do holu na podwoziu. Kółko ogonowe z pneumatykiem. Złącza napędów sterowania lotkami i hamulcami — kulowe, szybkozłączne.

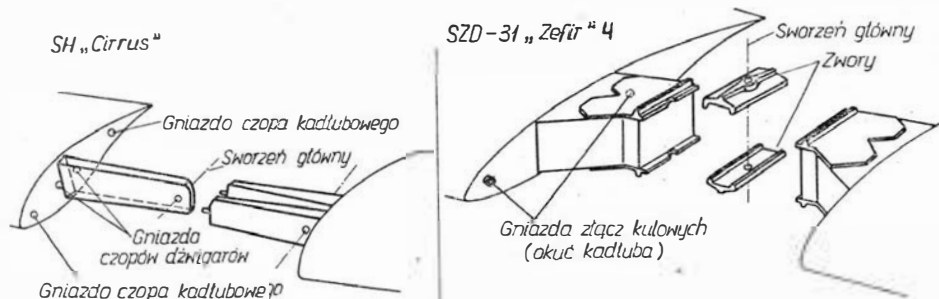
Statecznik pionowy o konstrukcji usztywnionej za pomocą pianki Conticell CC40. Ster kierunku z osią obrotu przy prawym pokryciu, z zaklejoną szczeliną. W wyniku — skuteczność steru kierunku w prawo jest większa niż w lewo. Na dole usterzenia pionowego — spadochron hamulcowy, który wolno otwierać na wysokości poniżej 5 m. Montaż usterzenia poziomego przez wsunięcie od przodu w szczelinę w stateczniku pionowym, wówczas następuje zablokowanie 3 sworzni; wskaźnikiem zablokowania jest pręt przesuwający się w szczelinie. Szerokość steru wysokości wynosi 30% cięciwy usterzenia (wg obliczeń wystarcza 20%). W „Cirrusie” włoskiego pilota Manzoni zamontowany był angielski tranzystorowy przelicznik do kalkulacji przeskoaku między kominami.

W „Cirrusie” wykorzystano z szybowca SHK: regulowane pedaly, mechanizm napędu hamulców aerodynamicznych, mechanizm wciągania podwozia i mechanizm wciągania spadochronu. Produkcja „Cirrusa” odbywa się w laminatowych formach negatywowych wykonanych za pomocą skrzydeł i kadłuba prototypu, który miał wypełniacz z balsy. Inne rozwiązanie problemu było niewykonalne bez specjalnego oprzyrządowania. Cena szybowca 28 655 DM (7250 dol.). Mimo prędkości minimalnej 62 km/h, prędkości ekonomicznej 75 km/h (przy opadaniu minimalnym 0,52 m/s) i prędkości optymalnej 85 km/h (przy doskonałości maksymalnej 44) — biegunowa szybowca jest dość płaska (1,34 m/s — przy 140 km/h, a z wodą 1,2 m/s). Obliczeniowa prędkość dopuszczalna

Rys. 4. Laminatowy Schempp-Hirth „Cirrus” — zwycięzca w klasie otwartej w Lesznie Fot. A. Glass



w spokojnej atmosferze 250 km/h, w burzliwej atmosferze (± 10 m/s) 205 km/h. Podczas mistrzostw w Lesznie na jednym z „Cirrusów” wystąpił flatter przy 220–230 km/h. Współczynnik obciążenia niszczącego przy ciężarze całkowitym 460 kG (ciężar własny bez wyposażenia — 260 kG) wynosi 15 przy temperaturze 60°. „Cirrus” ma opinię jednego z najlepszych szybowców na mistrzostwach w Lesznie.



Rys. 5. Okucia skrzydłowe „Cirrusa” i „Zefira” 4

Schleicher AS-W12 jest rozwinięciem zachodnioniemieckiego szybowca doświadczalnego D-36 zbudowanego przez studentów Politechniki Darmstadtzkiej. Konstruktorem AS-W12 jest G. Waibel, jeden z głównych konstruktorów D-36. Prototyp AS-W12 został oblatany w styczniu 1966 r. W 1966 r. zbudowano 3 szybowce serii informacyjnej. Przy budowie AS-W12 przyjęto założenie, że szybowiec o większym promieniu krążenia musi mieć mniejszą prędkość opadania, by dorównać innym szybowcom. Skrzydło laminatowe z dwiema warstwami balsy, co zwiększyło sztywność skrzydła względem D-36, który miał jedną warstwę. W próbie statycznej na zginanie przy $+54^\circ$ skrzydło wykazało współczynnik obciążenia niszczącego 12,5. Skrzydło ma cienki profil Wortmanna FX-62K o grubości 14,4%, rozpiętość 18,3 m (wydłużenie 25,8) i jest wyposażone w kłapy-poszerzacze i klapolotki (dla uzyskania ciągłości rozkładu siły nośnej wzdłuż rozpiętości). W odróżnieniu od D-36 szybowiec nie ma hamulców na skrzydłach (przy D-36 jeden z trzech konstruktorów projektował hamulce, pozostali resztę szybowca). Hamulcowy spadochron ogonowy nieodrzucający. Ciężar każdego skrzydła 84 kG. Nieamortyzowane duże koło podwozia, wciągane. Kadłub bardzo smukły — o małym oporze, z przepływem laminarnym aż za nasadą skrzydeł. Każde skrzydło mocowane jest na dwóch sworzniach wystających z kadłuba, a końce dźwigarów są łączone dwoma wzdłużnymi sworzniami.

Produkcja AS-W12 jest dość skomplikowana, wymaga długiego czasu, dużej powierzchni produkcyjnej i pochłania więcej robocizny niż budowa szybowca drewnianego. W wyniku tego wielkość produkcji jest dość ograniczona. Według doświadczeń wytwórni Schleicher nie jest prawdą, że posiadając formy można

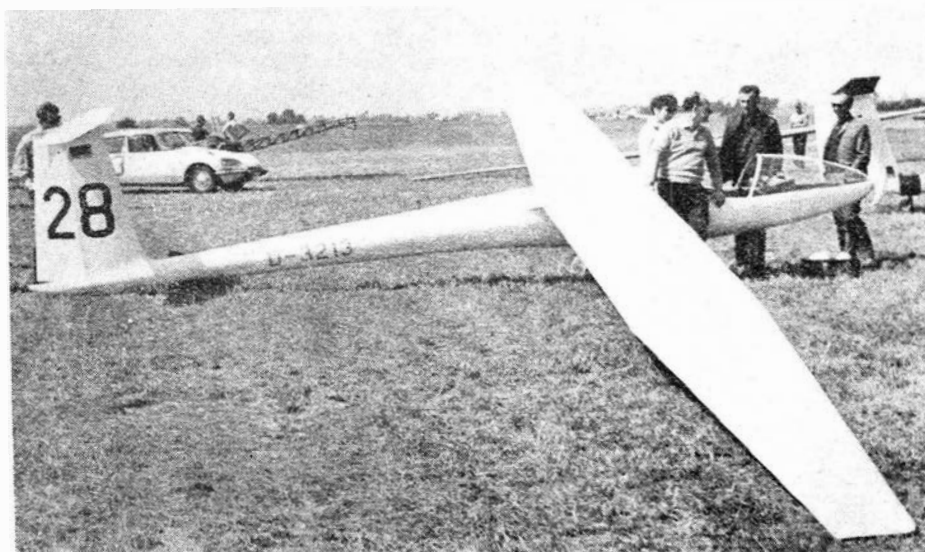
szybowce laminatowe „tłoczyć” w dużym tempie.

Ze względu na brak hamulców skrzydłowych podejście do lądowania na tym szybowcu przedstawia duży problem. Podczas prób fabrycznych starano się rozwiązać go różnymi sposobami. Zejście ślizgiem pozwala zmniejszyć doskonałość do 17, a użycie spadochronu — do 7. Stratę wysokości 60 m można uzyskać przez nagłe wychylenie kłap w górę i w

dół. Schodząc na kłapach wychylonych w dół, po wypuszczeniu spadochronika, kłapy należy wychylić w górę. Stosowanie takich ewolucji przy lądowaniu nie jest ani łatwe, ani bezpieczne i świadczy o trudnościach występujących przy lądowaniu na tym szybowcu.

Szybowiec ten należy do światowej czołówki w klasie otwartej. Doskonałość jego wynosi 45 przy prędkości 95 km/h. Minimalne opadanie — 0,53 m/s przy 72 km/h. Ma on bardzo płaską biegunową (opadanie 1,25 m/s przy 140 km/h). Przy prędkości 1,4 V_{min} prędkość przechyłu $45^\circ/45^\circ$ wynosi 3,8–5,5 sek. Rozpiętość 18,3 m, powierzchnia nośna 13 m², wydłużenie 25,8, ciężar własny 295 kG (z radiem), ciężar całkowity maksymalny 415 kG, (normalny 375–390 kG), obciążenie powierzchni 29–32 kG/m², prędkość minimalna 65 km/h, dopuszczalna prędkość nurkowania 200 km/h. Cena szybowca wynosi 8250 dol.

Rys. 6. Laminatowy Schleicher AS-W12



Glasflügel BS-1b jest zachodnioniemieckim szybowcem laminatowym. Prototyp BS-1 zaprojektował i zbudował Björn Stender. Pierwszy lot szybowca wykonano 23.12.1963 r. Po śmierci konstruktora prace nad BS-1 przerwano. Dopiero w 1966 r. szybowcem zajęła się wytwórnia Glasflügel, która zbudowała dwa nowe prototypy, zmieniając konstrukcję skrzydła na zbliżoną do konstrukcji „Libelle” produkowanej w tej wytwórni. Planowane zbudowanie na początku 1968 r. kilku szybowców BS-1b na Mistrzostwa Świata opóźniło się.

BS-1b ma skorupową konstrukcję laminatową przekładkową z wypełniaczem z balsy. Profil skrzydła Eppler 348 K. Szybowiec miał mieć kłapy automatycznie wychylające się w zależności od prędkości, lecz ze względu na małą sztywność kłap i skrzydeł mechanizm zastosowany na pierwszym prototypie nie funkcjonował przy większych prędkościach. Obecnie obok dźwigni kłap umieszczona jest podziałka wyskalowana w km/h. Kadłub BS-1 ma kształt laminarny. Usterzenie o układzie litery T. Podwozie wyposażone w duże koło (o dużej oponie), co pozwoliło na rezygnację z amortyzacji. BS-1b przy rozpiętości 18 m, powierzchni 14,1 m², ciężarze własnym 310 kG i całkowitym 410 kG — ma doskonałość 45 przy 95 km/h, opadanie minimalne 0,58 m/s przy 72 km/h, prędkość nominalną 64 km/h i opadanie 1,2 m/s przy 140 km/h. Przy prędkości 1,4 V_{min} prędkość przechyłu $45^\circ/45^\circ$ wynosi 3,5–5 sek. Biegunowe szybowców BS-1b i AS-W12 są prawie identyczne. Cena szybowca BS-1b wynosi 8250 dol. (32 000 DM).

FFA „Diamant” 18 — jest laminatowym szybowcem szwajcarskim. Powstał on w dość interesujący sposób. Niemieccy studenci T. Bircher i J. V. Voornveld studiujący w Zurychu zbudowali w 1962 r. prototyp laminatowego kadłuba, do którego początkowo zamontowano do prób drewniane skrzydła od szybowca Ka-6. Prototyp ten otrzymał nazwę „KaBiVo”. Po stwierdzeniu zalet ka-

Fot. A. Glass



Rys. 7. Laminatowy Glasflügel BS-1

Fot. E. Marganiński



Rys. 8. Laminatowy szwajcarski „Diamant” 18

Fot. A. Glass

kadłuba dostosowano go do laminatowych skrzydeł od niemieckiego szybowca „Libelle”. Tak powstał w 1964 r. prototyp szybowca „Diamant” (oznaczony później „Diamant” 15) o rozpiętości 15 m. Ze względu na chowane podwozie i kłapy nie zaliczał się on do klasy standard, a doskonałość jego wynosiła 39 przy 100 km/h, zaś opadanie minimalne 0,60 m/sek. „Diamant” 15 został wyprodukowany w liczbie 15 sztuk, przy czym kadłuby buduje wytwórnia FFA w Szwajcarii, a skrzydła wytwórnia Glasflügel w NRF. Ze względu na zbliżające się mistrzostwa świata wzrost zainteresowania szybowcami o większej doskonałości doprowadził do zbudowania w 1967 r. wersji o rozpiętości 16,5 m („Diamant” 16,5) oraz w 1968 r. — o rozpiętości 18 m („Diamant” 18). Kadłub z laminatu epoksydowego konstrukcji przekładowej z wypełniaczem z pianki Airex ma szerokość 0,60 m, wysokość 0,72 m, a przekrój 0,335 m². Pozycja pilota półleżąca z nastawną podpórką głowy. Tablica przyrządów łatwo odjmowalna — mocowana na czterech zamkach. Mechanizmy sterowania biegną wzdłuż prawej burty kabiny — dla obniżenia wysokości kadłuba. Wyważenie steru wysokości sprężynowe, w kadłubie. Zaczep do

holu chowany wraz z kołem podwozia. Płóza ogonowa w postaci sprężyny piórowej z tworzywa sztucznego. Odsuwana do przodu osłona kabiny o doskonałej przezroczystości. Przy lądowaniu widoczność ziemi na 5 m przed szybowcem jest dobra. Usterzenie o układzie T. Usterzenie poziome płytowe, o rozpiętości 2,8 m, zawieszone na jednym sworzniu. Skrzydło skorupowe laminatowo-

-balsowe, bezżebrowe, o konstrukcji jak u szybowca „Libelle”. Profil Wortmanna. Istnieje możliwość zabudowy zbiorników wodnych w skrzydłach. Kłapy mają wychylenia +15°, -12°. Skrzydło jest wyposażone w płytowe hamulce aerodynamiczne.

Obliczeniowa doskonałość szybowca „Diamant” 18 wynosi 45 przy 95 km/h, minimalne opadanie 0,52 m/s. Przy prędkości 140 km/h opadanie wynosi 1,2 m/s z balastem wodnym i 1,35 m/s bez wody. Biegunowa tego szybowca jest mniej płaska niż BS-1b i AS-W12. Obliczeniowa dopuszczalna prędkość nurkowania wynosi 270 km/h, lecz podczas mistrzostw w Lesznie na jednym z „Diamantów” wystąpił flatter kłap przy prędkości rzędu 250 km/h. Cena „Diamanta”-18 bez przyrządów pokładowych wynosi 32 000 Fr. Szw. (7500 dol.).

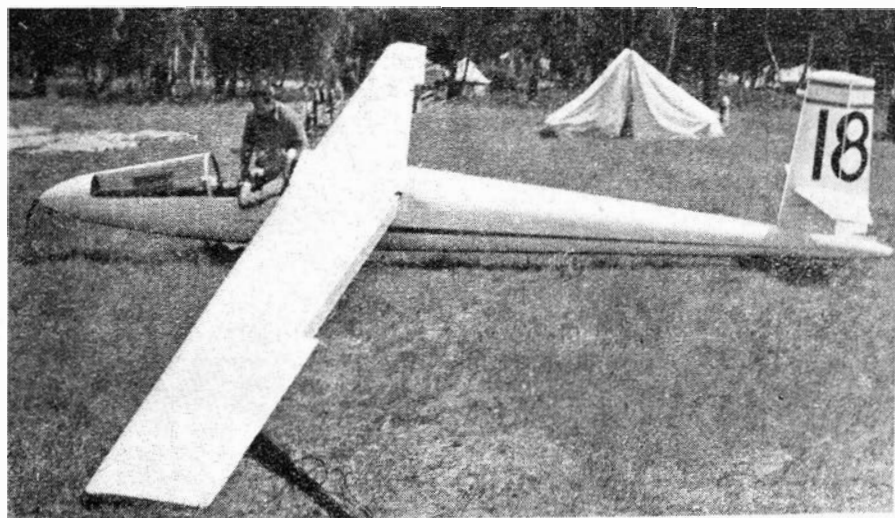
AN-66 — szwajcarski szybowiec klasy otwartej konstrukcji A. Neukoma, był na mistrzostwach w Lesznie w cieniu wyżej opisanych szybowców, do czego przyczyniła się nielaminatowa konstrukcja oraz zajmowanie przezeń dość odległych miejsc w poszczególnych konkurencjach; wycofano go z lotów z powodu zderzenia w powietrzu. Prototyp szybowca był oblatany pod koniec 1966 r.

AN-66 jest konstrukcji drewnianej. Skrzydło o obrysie podwójnotrapezowym, dwudzielne, wyposażone w kłapy. Profil Eppler E451. Dźwigar duralowy, pokrycie skorupowe, przekładowe. Usterzenie motylkowe, płytowe o konstrukcji laminatowej przekładowej. Hamulce aerodynamiczne płytowe oraz spadochronik. Przednia część kadłuba laminatowa, tylna skorupowa sklejkowa wzmocniona laminatem. Rozpiętość 18 m, powierzchnia nośna 14 m², ciężar własny 288 kG, ciężar całkowity 400 kG, doskonałość obliczeniowa 45 przy 95 km/h, opadanie minimalne 0,52 m/s przy 75 km/h, prędkość minimalna 51 km/h, opadanie 1,2 m/s przy 140 km/h.

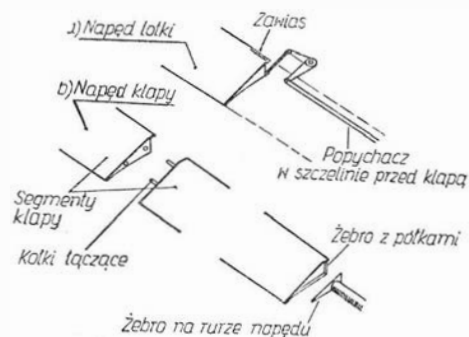
Slingsby HP-14C jest metalowym szybowcem produkcji angielskiej, lecz konstrukcji amerykańsko-angielskiej. Prototyp HP-14 o rozpię-

Rys. 9. Angielski metalowy Slingsby HP-14C

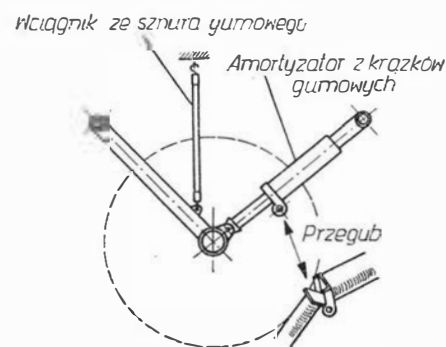
Fot. A. Glass



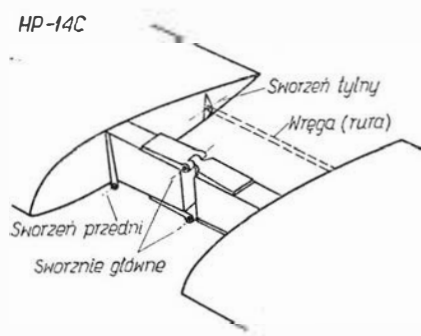
tości 16,6 m i z motylkowym usterzeniem zbudował w 1966 r. R. Schroeder w USA. Angielska wytwórnia Slingsby, która przestawiła się ostatnio z produkcji szybowców drewnianych na metalowe zakupiła licencję HP-14 i zbudowała dwa egzemplarze z usterzeniem motylkowym. W wyniku prób oraz w celu wykorzystania doświadczeń wytwórni szybowiec częściowo przekonstruowano. Ze względu na słabsze warunki termiczne w Anglii niż w USA zwiększono rozpiętość i powierzchnię płata przez dodanie końcówek na zewnątrz lotek. Usterzenie motylkowe zastąpiono normalnym, z płytowym sterem wysokości. Usterzenie motylkowe było skomplikowane w montażu i regulacji, a ponadto niekorzystny przebieg korkociągu na szybowcach Kendall K-1 (1964 r.) i „Standard Austria” (wypadek R. Johnsona w USA w 1966 r.) wywołały u pilotów fałę nieufności do tego układu usterzenia. Również wytwórnia Schempp-Hirth równocześnie przerobiła usterzenie w szybowcu „Cirrus” z motylkowego na normalne.



Rys. 10. Napęd lotek i klapy HP-14C



Rys. 11. Chowane podwozie główne HP-14C



Rys. 12. Okucia skrzydłowe HP-14C i „Edelweiss” IV



Rys. 13. Amerykański metalowy Schroeder HP-13M

Fot. A. Glass

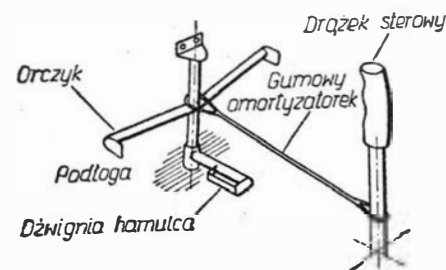
Płat HP-14C ma profil FX-61-163 (o grubości 16,3%). Dźwigar do połowy każdego skrzydła jest skrzynkowy (dalej — ceowy), uszczelniony i może służyć jako zbiornik na 50 l wody. Klapy mają wychylenia -5° , 0° , $+5^\circ$, $+10^\circ$, $+15^\circ$, $+90^\circ$. Spełniają one trzy funkcje: zmniejszają prędkość i promień krążenia, ułatwiają podejście do lądowania oraz przy pełnym wychyleniu ograniczają prędkość nurkowania, gdyż szybowiec nie ma hamulców ani spadochronika.

Kadłub szybowca konstrukcji skorupowej z blach o powierzchni rozwiądalnej, z wyjątkiem części kabiny, jest wciągany (wciąganie ze sznura gumowego), amortyzowane krążkami gumowymi. Kółko ogonowe zamocowane na wahaczu (z amortyzatorem z gumowego klocka) na rurze będącej przedłużeniem steru kierunku, sterowane. Wahacz ten ma bardzo prostą konstrukcję — jest wygięty z blachy.

Aby nie naruszać wzniesieniami powierzchni skrzydła, które składa się z dźwigara i żeber (bez listwy natarcia), popychacze napędu lotek biegną w szczelinie między klapy i skrzydłem. Napęd klapy jest ręczny (do pełnego wychylenia klapy, tj. do 90°) siłownikami pneumatycznymi umieszczonymi w kadłubie. Włączenie siłowników odbywa się przez na-

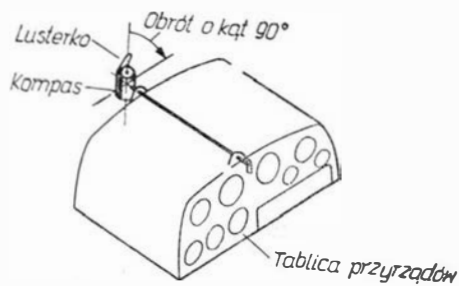
ciśnięcie guzika na dźwigni klapy. Klapy napędzane są tylko przy kadłubie, gdzie do żeberka (z półeczkami) przyłożone jest żeberko kończące rurę napędu. Dalej napęd przenosi sama kłapa, sztywna na skręcanie. Poszczególne segmenty klapy mają na swych końcach kołki i otwory łączące te segmenty. Klapy zawieszane są na krótkich odcinkach zawieszów fortepianowych umieszczonych przy dolnym pokryciu, zaś lotki — przy górnym pokryciu. Wyważenie i wytworzenie odpowiedniego gradientu sił na drążku sterowym odbywa się za pomocą sprzężonych z drążkiem dwóch sprzężen rozdzielonych tłoczkiem o regulowanym położeniu. Kilka rozwiązań HP-14 adaptowanych od poprzednich szybowców Slingsby omówimy przy opisie szybowca „Dart” 15W. Szybowiec HP-14C ma bardzo prostą konstrukcję, jest łatwy w produkcji i ma bardzo wysokie osiągi. Doskonałość obliczeniowa wynosi 44.

Schroeder HP-13M — to amerykański szybowiec metalowy zbudowany w jednym egzemplarzu. Jego konstrukcja jest zbliżona do HP-14. Wy-



Rys. 14. Sterownica HP-13M

różniała go mniejsza rozpiętość oraz małe usterzenie motylkowe. Szybowiec ten miał bardzo prostą konstrukcję pedałów. Na pionowej rurce zamocowanej końcami do kadłuba obracała się tuleja (rurka) z rurką poprzeczną stanowiącą pedały.



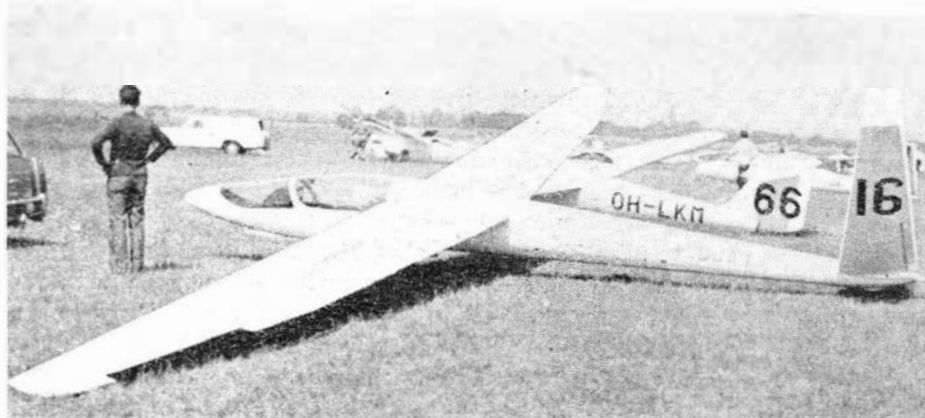
Rys. 15. Przekręcany kompas w HIP-13M

Poniżej pedałów zamocowana jest na tulei krótka rurka skierowana w stronę pilota — stanowiąca dźwignię hamulca. Również prosta jest regulacja wyważenia. O drążek sterowy zaczepiony jest amortyzator gumowy; przesuwanie go wzdłuż drążka zmienia siłę na drążku. Wśród przyrządów pokładowych zwraca uwagę mały kompas Cooka przekręcany na bok dla zablokowania podczas krążenia.



Rys. 16. Laminatowy Bolkow „Phoebus” C

Fot. A. Glass



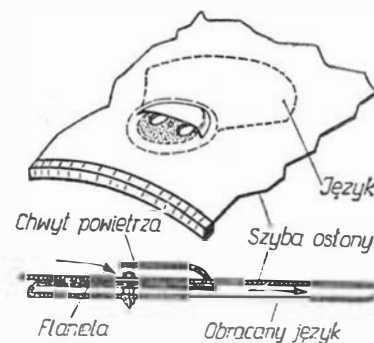
Rys. 17. Siren-Bertin C-34 „Edelweiss” IV o bardzo wysokim usterzeniu Fot. A. Glass

Rys. 18. Czechosłowacki VSB-62 „Vega”

Fot. A. Glass



IKV-3 „Kotka” — fiński szybowiec konstrukcji drewnianej wyróżniała ciekawa drewniana rękojeść drążka sterowego.



Rys. 19. Wywietrznik na osłonie kabiny „Vegi”

VSB-62 „Vega” — drewniany szybowiec czechosłowacki miał niebieską przeciwsloneczną osłonę kabiny oraz wywietrznik w przodzie osłony wyposażony w język rozplaszczający przepływ powietrza wzdłuż osłony, dla usuwania zapocenia szyby.

Siren-Bertin-C34 „Edelweiss” IV — to zbudowana w br. odmiana rozwojowa francuskiego „Edelweissa” klasy standard „Edelweiss” IV otrzymał większą rozpiętość skrzydeł, większe usterzenie (motylkowe) i zmieniony przód kadłuba wraz z nową osłoną kabiny.

Francuski **Wassmer Wa-26 „Squale”**, mimo że startował w klasie otwartej był szybowcem klasy standard. Niemiecki **„Phoebus” C** z laminatu jest 17-metrową wersją szybowca „Phoebus” A, który opiszemy wraz z innymi szybowcami klasy standard.

Literatura

1. Schmitt D. Test: „Schempp-Hirth/Hohlighaus Cirrus”. Flug Revue — Flugwelt, nr 5, 1968, s. 154—162.
2. Ince D.: „More about Cirrus”, Sailplane and Gliding, nr 4, 1967, s. 292—293.
3. Pennycuik C.: „Report on the „Schleicher” „AS-12”. Sailplane and Gliding, nr 3, 1966, s. 179—183.
4. Lasch H.: „The story of the BS-1”, Sailplane and Gliding, nr 6, 1967, s. 452—455.
5. Ritzi L. M.: „Flying the „Diamant” 18”, Sailplane and Gliding, nr 2, 1968, s. 117—119.
6. Ehrat E.: „Ein neuer Typ der Elfer-Serie: Die An-66”, Aero Revue, nr 12, 1966, s. 756—758.
7. Wilson M.: „The Slingsby HP-14C”, Flight 6. 6. 1968, s. 863—867.

W następnym numerze opublikujemy opis najciekawszych konstrukcji z laminatu klasy standard

Warunki podobieństwa w badaniach silników turbinowych

W artykule omówiono czynniki, które powodują, że standardowe wzory sprowadzające nie mogą być stosowane do przeliczania osiągnięć i parametrów silnika turbinowego zmierzonych na stoisku na dowolne warunki lotu. Do czynników tych należą: wpływ prędkości lotu, zaburzenia strumienia powietrza w kanale wlotowym, wpływ liczby Reynoldsa, zmiany sprawności spalania, zmiany ciepła właściwego i wpływ strumienia zewnętrznego na przekrój skuteczny dyszy wylotowej. Większość z nich uniemożliwia również określanie na podstawie badań stoiskowych tak istotnych własności silnika w warunkach lotu, jak np. zapas statecznej pracy silnika. Wspomniano o sposobach odwzorowywania na stoisku wpływu niektórych z wymienionych czynników.

W ramach cyklu rozwojowego lotniczego silnika turbinowego zachodzi często konieczność wyznaczania jego osiągnięć i zasadniczych parametrów gazodynamicznych odpowiadających warunkom lotu w oparciu o charakterystyki stoiskowe.

Jak wiadomo, podstawę przeliczania osiągnięć i parametrów silników turbinowych przy danych warunkach w przekroju wlotowym silnika na osiągi i parametry odpowiadające innym warunkom stanowią kryteria podobieństwa przepływów w maszynach wirnikowych i oparte na tych kryteriach wzory sprowadzające, powszechnie stosowane przy opracowywaniu wyników badań silników turbinowych.

Mając charakterystyki silnika — zależności osiągnięć i parametrów od prędkości obrotowej — wyznaczone na stoisku w dowolnych warunkach otoczenia można je przełiczyć za pomocą wzorów sprowadzających na inne warunki otoczenia lub na warunki lotu. Jednak taka metoda postępowania jest słuszna tylko w tym przypadku, gdy istnieje jednoznaczna zależność między prędkością obrotową a osiągnięciami i pozostałymi parametrami silnika, tj. gdy stałej sprowadzonej prędkości obrotowej odpowiadają stałe sprowadzone wartości osiągnięć, wydatku powietrza oraz temperatur, ciśnień i prędkości czynnika w poszczególnych przekrojach silnika niezależnie od warunków otoczenia czy warunków lotu. W rzeczywistości tego rodzaju jednoznaczność istnieje tylko w stosunkowo wąskim zakresie prędkości obrotowej silnika, warunków otoczenia i warunków lotu, gdyż szereg czynników powoduje, że wspomniane zależności nie są stałe. Do czynników tych należy zaliczyć:

- stosunek ciśnienia całkowitego w przekroju wlotowym silnika do ciśnienia otoczenia, czyli prędkość lotu,
- zaburzenia strumienia powietrza w kanale wlotowym silnika, tj. nierównomierności w rozkładzie ciśnień i prędkości w przekroju wlotowym sprężarki,
- wpływ liczby Reynoldsa,
- zmiany sprawności spalania,
- zmiany ciepła właściwego,
- wpływ strumienia opływającego silnik na przekrój skuteczny dyszy wylotowej.

Większość z wymienionych czynników wpływa również w sposób bezpośredni lub pośredni na zapas statecznej pracy silnika, a tym samym na możliwości jego przyspieszania, co utrudnia przewidywanie w oparciu o badania stoiskowe zachowania się pod tym względem silnika w warunkach lotu, w szczególności na większych wysokościach.

Wpływ prędkości lotu

Przy krytycznym stosunku ciśnień w dyszy wylotowej i w kierownicy turbiny jednowałowego silnika odrzutowego z nieregulowaną dyszą oraz przy krytycznym stosunku ciśnień w kierownicy turbiny napędowej i w kierownicy turbiny sprężarki silnika śmigłowego (śmigłowcowego) z oddzielną turbiną napędową, a także przy krytycznym stosunku ciśnień w dyszy wylotowej i w kierownicach obu turbin dwuwałowego silnika odrzutowego istnieje pojedyncza linia współpracy sprężarki z turbiną (sprężarek z turbinami w przypadku dwuwałowego silnika odrzutowego) i w związku z tym — jednoznaczne zależności między poszczególnymi parametrami silnika a sprowadzoną prędkością obrotową bez względu na prędkość wlotu, jeżeli oczywiście pominie się wpływ poszczególnych czynników wymienionych we wstępie. Zagadnienie pracy jednowałowego silnika odrzutowego o nieregulowanej dyszy wylotowej przy krytycznym stosunku ciśnień w dyszy i w kierownicy turbiny bardziej szczegółowo rozpatrzono w [1]. Przepływ krytyczny w dyszy i w kierownicach turbin rozpoczyna się w pobliżu punktu obliczeniowego pracy silnika, rozciągając się na mniejsze rzeczywiste prędkości obrotowe przy większych prędkościach i na większych wysokościach lotu. W zakresach pracy, w których nie występują krytyczne stosunki ciśnień w odpowiednich zespołach silnika, jego osiągi i parametry zależą od stosunku ciśnienia całkowitego w przekroju wlotowym do ciśnienia otoczenia, tj. od prędkości lotu.

W odpowiadającym temu zakresowi obszarze charakterystyki sprężarki istnieje szereg linii współpracy, tzw. „miotłka”, które łączą się ze sobą przy większych prędkościach obrotowych. W przypadku jedno-

wałowego silnika odrzutowego i silnika śmigłowego z oddzielną turbiną napędową wzrost prędkości lotu powoduje oddalanie się linii współpracy od granicy pracy statecznej (oznacza to równocześnie zwiększenie zapasu statecznej pracy sprężarki), natomiast w przypadku dwuwałowego silnika odrzutowego większym prędkościom lotu odpowiadają na charakterystyce sprężarki niskiego ciśnienia linie współpracy leżące bliżej granicy statecznej pracy [2].

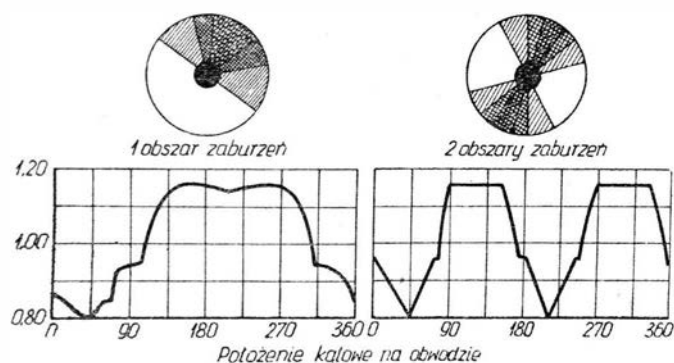
W czasie badań silnika na stoisku wpływ prędkości lotu może być odwzorowywany przez odpowiednie umiejscowienie punktu pracy silnika na charakterystyce sprężarki.

Wpływ zaburzeń strumienia w kanale wlotowym

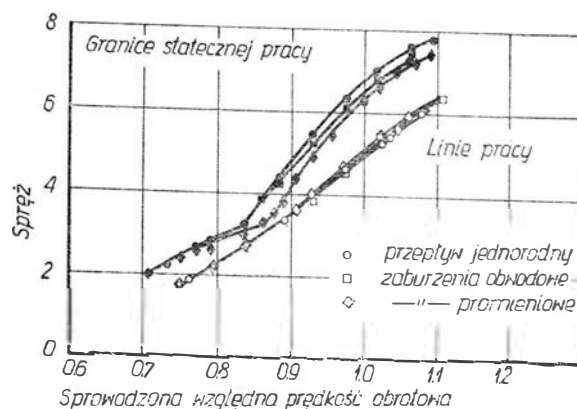
Mimo wysiłków zaprojektowania do silników odrzutowych dyfuzorów wlotowych zapewniających równomierny rozkład prędkości (ciśnienia) w przekroju wlotowym sprężarki występuje na ogół duża obwodowa nierównomierność tego rozkładu. Szczególnie silnie zaznacza się to w przypadku dyfuzorów naddźwiękowych o ostrych krawędziach, gdyż zewnętrzne i wewnętrzne fale uderzeniowe powodują zwiększenie grubości warstwy przyściennej lub nawet jej oderwanie, oraz na dużych kątach natarcia. Nierównomierności w rozkładzie prędkości wyrażone jako $Ma/2Ma_{sr}$ wynoszą od 15% przy prędkości lotu $Ma = 0,6$ do 30% przy prędkości lotu $Ma = 2,0$. Przy prędkości w kanale wlotowym $Ma = 0,45$ nierównomierności w rozkładzie prędkości wynoszącej 30% odpowiada nierównomierność w rozkładzie ciśnienia całkowitego 16% [3]. W pozaobliczeniowych warunkach pracy silnika zaburzenia w rozkładzie prędkości mogą przekraczać przytoczone powyżej wartości. Rozkład zaburzeń może być jedno- lub wielosektorowy. Bardziej niekorzystne są zaburzenia jednosektorowe, ponieważ łopatki wirnikowe sprężarki są wówczas wystawione przez dłuższy okres czasu na działanie zaburzenia, wskutek czego może nastąpić zmiana warunków ich pracy. Rysunek 1 przedstawia rozkład prędkości na wlocie do sprężarki dla tych dwóch rodzajów zaburzeń, odtworzonych na stoisku za pomocą specjalnego układu przesłon siatkowych.

Zaburzenia na wlocie wywierają największy wpływ na zapas statecznej pracy sprężarki, i to w dwojaki sposób: przesuwając w dół granicę statecznej pracy oraz w górę — linię współpracy. Zmniejszanie się zapasu statecznej pracy wskutek istnienia zaburzeń na wlocie ilustrują rysunki 2 i 3. Z rysunku 3 widać, że wpływ zaburzeń na zapas statecznej pracy zwiększa się, w szczególności w zakresie dużych prędkości obrotowych.

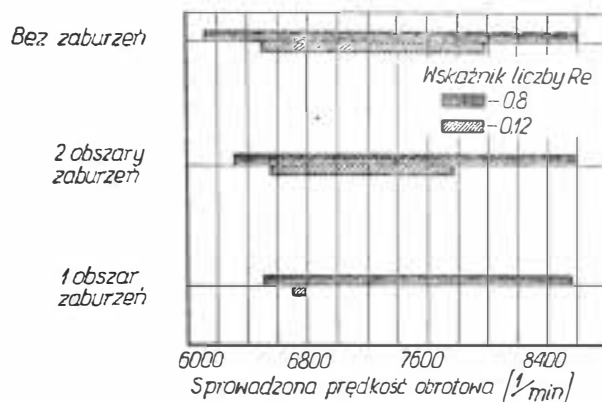
Rys. 1



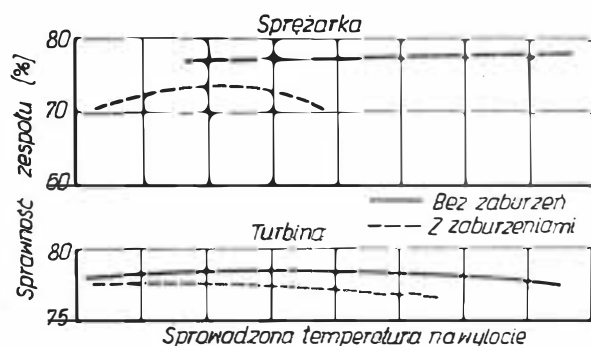
wych, ze spadkiem liczby Reynoldsa, tj. ze wzrostem wysokości lotu. Poza tym wpływ ten jest większy w przypadku sprężarek o dużych obciążeniach stopni. Ponieważ zaburzenia przemieszczają się wzdłuż całego silnika, wpływają one na sprawność poszczególnych zespołów silnika, a tym samym na jego parametry gazodynamiczne, zwiększają nierównomierność rozkładu temperatur w poszczególnych przekrojach silnika, a często powodują również niestateczność spalania. Rysunek 4 przedstawia w sposób orientacyjny wpływ



Rys. 2



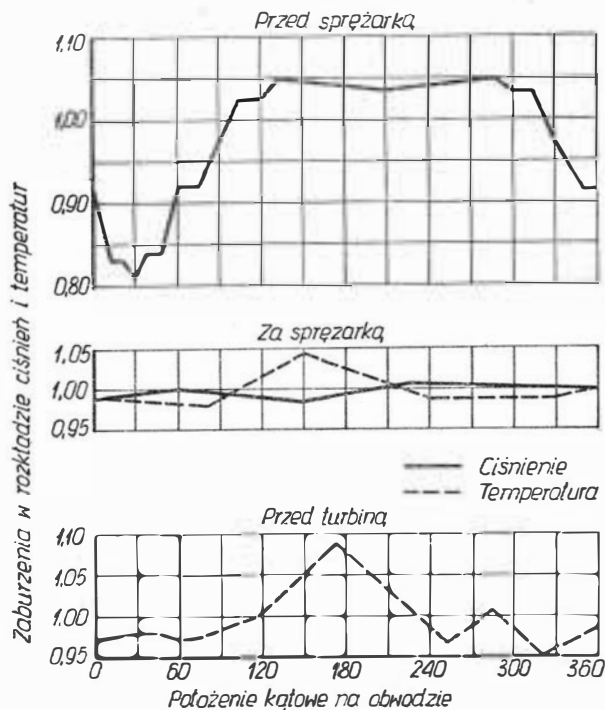
Rys. 3



Rys. 4

zaburzeń na sprawność sprężarki i turbiny. Według [3] sprawności tych zespołów w warunkach lotu mogą różnić się od 5 do 50% w stosunku do sprawności osiągniętych na stoiskach do badania zespołów przy idealnie równomiernym rozkładzie parametrów na wlocie. Na rysunku 5 pokazano nierównomierności rozkładu ciśnienia i temperatury za sprężarką oraz temperatury za turbiną przy jednosektorowym zaburzeniu ciśnienia na wlocie wynoszącym 25% wartości średniej. Z rysunku tego widać, że rozkład ciśnienia całkowitego za sprężarką jest prawie zupełnie wyrównany (fakt

b. istotny w badaniach silników). Dzieje się tak dzięki samoczynnemu wyrównywaniu przez stopnie sprężarki różnic w ciśnieniach poszczególnych linii prądu, przy czym zjawisko to występuje silniej w przypadku sprężarek o umiarkowanym obciążeniu stopni. Natomiast rozkład temperatury na wylocie ze sprężarki jest silnie zaburzony mimo równomiernego rozkładu temperatury w przekroju wlotowym sprężarki. Nierównomierność rozkładu temperatury za sprężarką jest wzmacniana w komorze spalania, co odbija się niekorzystnie na rozkładzie temperatury przed i za turbiną.



Rys. 5

Najbardziej wierne odtworzenie warunków przepływu w przekroju wlotowym sprężarki zapewniają tunele aerodynamiczne i stoiska ze swobodnym strumieniem, które pozwalają na doprowadzanie powietrza z prędkością odpowiadającą warunkom w locie, a tym samym na odwzorowywanie powstawania fal uderzeniowych oraz rozwoju warstwy przyściennej i jej oderwania. Badania takie są jednak b. kosztowne i pracochłonne oraz wymagają dużych i kosztownych urządzeń. Z tego powodu stosuje się często prostsze urządzenia podłączając silnik bezpośrednio do kanału o kształcie zapewniającym podobny przebieg procesu sprężania co w dyfuzorze samolotowym w warunkach lotu. Najprostszy sposób odtwarzania na stoisku zaburzeń w przekroju wlotowym polega na umieszczeniu we wlocie silnika wspomnianych już przesłon siatkowych. Składają się one z siatki nośnej, na której można mocować wycinki siatek o różnych gęstościach. Dobierając odpowiednio gęstość siatek wycinków i ich rozmieszczenie na obwodzie można zmieniać rozkład prędkości przed sprężarką.

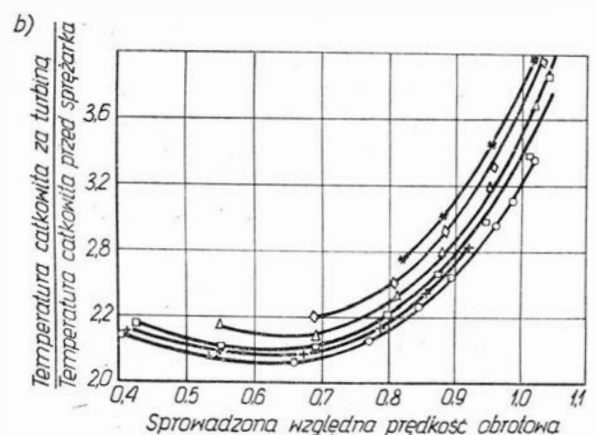
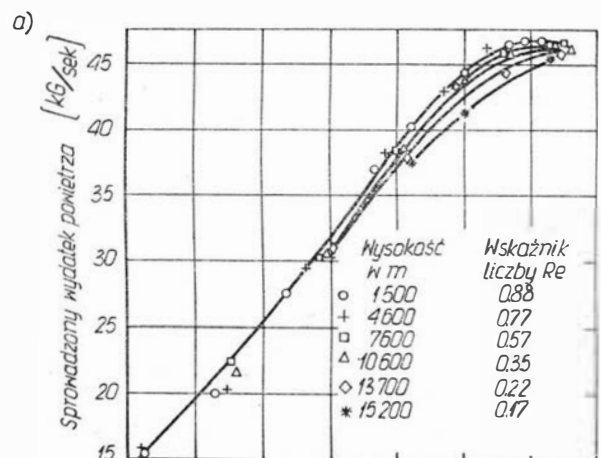
Wpływ liczby Reynoldsa

Zagadnienie wpływu liczby Reynoldsa omówiono dosyć szczegółowo w [4], w związku z czym w niniejszym rozdziale wystarczy ograniczyć się do przypomnienia

istoty zagadnienia, skutków spadku liczby Re i sposobów ich uwzględnienia w obliczeniach osiągow silników.

Wpływ liczby Re zaczyna ujawniać się dopiero wówczas, gdy spadnie ona poniżej pewnej wartości krytycznej, co ma miejsce na określonej wysokości lotu zależnej głównie od wymiarów geometrycznych silnika. Następuje wówczas spadek sprawności sprężarki i turbiny, spowodowany odrywaniem się strumienia od łopatek. Pociąga to za sobą również zmniejszenie wydatku powietrza. Wpływ liczby Re przyjęto uzależniać od tzw. skutecznej średnicy silnika, będącej iloczynem średnicy wlotu sprężarki, sprowadzonej względnej prędkości obrotowej i wskaźnika liczby Reynoldsa.

Wpływ zmian skutecznej średnicy silnika na jego osiągi i parametry jest uwarunkowany rodzajem silnika i sposobem jego sterowania. W najprostszym przypadku jednowałowego turbinowego silnika odrzutowego o nieregulowanej dyszy wylotowej i sterowanego przy stałej prędkości obrotowej spadek skutecznej średnicy powoduje wzrost temperatury przed turbiną, wzrost sprężu (wskutek przesunięcia w górę linii współpracy), spadek wydatku powietrza, na ogół wzrost ciągu i wzrost jednostkowego zużycia paliwa. Podobnie zachowuje się pod tym względem turbinowy silnik śmigłowy z oddzielną turbiną napędową. Poza tym spadek skutecznej średnicy silnika wpływa niekorzystnie na przebieg granicy statecznej pracy.



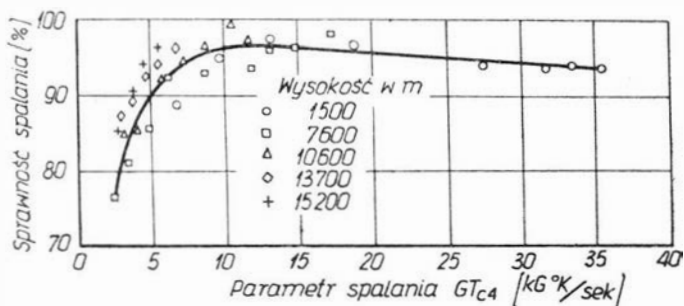
Rys. 6

Ponieważ na zwykłych stoiskach niewysokościowych nie jest możliwe odwzorowywanie wpływu liczby Reynoldsa, konieczne jest posługiwanie się przy wyznaczaniu osiągow i parametrów silników doświadczalnymi współczynnikami poprawkowymi będącymi sto-

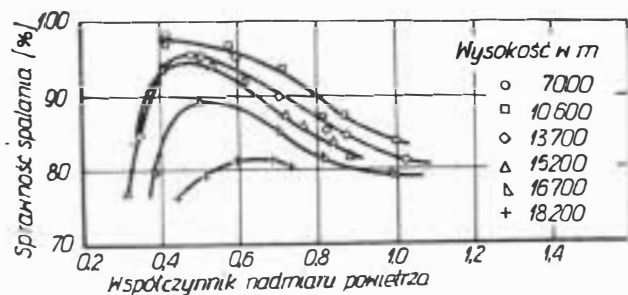
sunkiem wartości danego parametru z uwzględnieniem wpływu liczby Re do wartości tego parametru bez uwzględnienia wpływu liczby Re i przedstawionymi w zależności od skutecznej średnicy silnika [4]. Wpływ liczby Re można również określać w oparciu o dane opracowane dla podobnych, konkretnych silników (rys. 6).

Wpływ zmian sprawności spalania

Sprawność spalania silnika turbinowego jest funkcją iloczynu wydatku powietrza i temperatury przed (za) turbiną. Iloczyn ten jest odpowiednikiem powiązania prędkości, temperatury i ciśnienia w równaniach kinetyki spalania. Pokazana na rys. 7 zależność sprawności spalania od wspomnianego iloczynu jest zależnością dosyć uniwersalną i może być wykorzystywana do uwzględniania zmian sprawności spalania występujących w warunkach lotu, w szczególności na dużych wysokościach, w stosunku do warunków stoiskowych. Wpływ tych zmian może być wyznaczony np. za pomocą metody małych przyrostów. Na rysunku 8 podano przykładowo zmiany sprawności spalania w dopalaczu spowodowane wzrostem wysokości lotu.



Rys. 7



Rys. 8

Wpływ zmian ciepła właściwego

Związane ze zmianą temperatury całkowitej w przekroju wlotowym silnika w różnych warunkach lotu (a także na stoisku) zmiany ciepła właściwego powietrza i gazów wpływają na sprowadzone parametry i osiągi silnika, ponieważ stosowane wzory sprowadzające nie uwzględniają tego czynnika. W przypadku szerszego zakresu zmian temperatury zmiany sprowadzonego ciągu i sprowadzonego zużycia paliwa mogą dochodzić do 4%. Wpływ zmian ciepła właściwego można uwzględniać w sposób obliczeniowy lub za pomocą doświadczalnych współczynników poprawkowych. G. Beckmann i G. Bork [5] proponują sprowadzanie godzinowego zużycia paliwa za pomocą zmody-

fikowanego wzoru sprowadzającego o następującej postaci:

$$C_{spr} = C \frac{p_{c10}}{p_{c1}} \left(\frac{T_{c10}}{T_{c1}} \right)^{\frac{2}{3}}$$

Wpływ strumienia zewnętrznego na strumień wylotowy

Według B. Jakobssona [6] strumień zewnętrzny opływający gondolę silnikową w warunkach lotu wywiera istotny wpływ na parametry, a tym samym osiągi silnika. Zmiana stosunku prędkości strumienia zewnętrznego do prędkości strumienia wylotowego, tj. zmiana prędkości lotu, powoduje zmianę kontrakcji strumienia wylotowego, czyli zmianę przekroju skutecznego dyszy wylotowej (wzrost przekroju ze wzrostem prędkości lotu). Stwierdzono to przeprowadzając pomiary ciśnienia statycznego w geometrycznym przekroju wylotowym dyszy. Stopień oddziaływania strumienia zewnętrznego zależy od rodzaju zabudowy silnika i kształtu gondoli silnikowej — w przypadku krótkiej i grubej gondoli wpływ ten może być dość znaczny, natomiast w przypadku smukłej gondoli można go pominać.

Według innych badaczy w zakresie prędkości lotu do $Ma = 0,8$ nie obserwuje się zmian skutecznego przekroju wylotowego dyszy.

Odwzorowania w warunkach stoiskowych ewentualnego oddziaływania strumienia zewnętrznego na strumień wylotowy można dokonywać tylko w tunelach aerodynamicznych. Do obliczeniowego uwzględnienia tego wpływu brak jest danych doświadczalnych.

*

Bezpośrednie przeliczanie charakterystyk stoiskowych silnika turbinowego na charakterystyki w locie za pomocą standardowych wzorów sprowadzających daje duże błędy, ponieważ w czasie badań na stoisku nie są zachowane warunki zapewniające podobieństwo zachowania się silnika pod względem gazodynamicznym na stoisku i w locie. W celu zwiększenia dokładności wyznaczania charakterystyk w locie w oparciu o charakterystyki stoiskowe należałoby odwzorowywać na stoisku — w zakresie, w jakim to jest możliwe na stoisku niewysokościowym — czynniki wpływające na pracę silnika w locie oraz uwzględniać w sposób obliczeniowy lub za pomocą współczynników poprawkowych czynniki, których nie można odtworzyć na stoisku. Rozwiązanie tego zagadnienia pozwoliłoby na ograniczenie kosztownych badań w locie nowego typu lub nowej wersji silnika i zastąpienie ich w znacznym stopniu przez badania stoiskowe.

Literatura

1. Kordziński W.: „Zależności parametrów turbinowego silnika odrzutowego od sprowadzonej prędkości obrotowej”, Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 9, 1967.
2. Kordziński W.: „O podstawowych właściwościach dwuspołowych sprężarek lotniczych silników turbinowych”, Technika Lotnicza, nr 10, 1967.
3. Morley A. W., Fabri J.: „Advanced aero engine testing”, Pergamon Press, 1959.
4. Kordziński W.: „Wpływ liczby Reynoldsa na parametry turbinowego silnika odrzutowego”, Technika Lotnicza i Astronautyczna, nr 11, 1967.
5. Beckmann G., Bork G.: „Ähnlichkeitsbetrachtungen zum thermodynamischen Betriebsverhalten von Strahltriebwerken”, Wissenschaftliche Zeitschrift der Technischen Universität Dresden, Heft 1, 1962.
6. Jakobsson B.: „Definition and measurement of jet engine thrust”, The Journal of the Royal Aeronautical Society”, April 1951.

Przepisy dotyczące obciążeń samolotów a aktualne problemy obliczeniowe w tej dziedzinie

Dostateczna wytrzymałość samolotu jest podstawowym warunkiem jego bezpiecznego użytkowania, ponieważ zaś wymaganie lekkości konstrukcji uniemożliwia stosowanie dużych przekrojów, powstaje konieczność wykonania dokładnych obliczeń, a więc również możliwie dokładnego określenia obciążeń samolotu.

Dążenie do ujednolicenia wartości obciążeń przyjmowanych przez różnych konstruktorów, a także do usunięcia dowolności, która mogłaby sprzyjać budowaniu samolotów zbyt słabych, doprowadziło do opracowania przepisów określających wymaganą wytrzymałość samolotu. Przepisy te stanowią jedną z części przepisów budowy sprzętu lotniczego, które obejmują obecnie wszystkie zagadnienia związane z budową i eksploatacją samolotów. Artykuł jest próbą przedstawienia aktualnej sytuacji w dziedzinie obliczeń wytrzymałościowych samolotu i wpływu rozwoju przepisów budowy samolotów na tę sytuację.

Wymagania w zakresie wytrzymałości samolotu zmieniały się z upływem czasu. Pierwotny warunek dostatecznego zapasu wytrzymałości w stosunku do obciążeń wynikających z prostoliniowego lotu poziomego został dość szybko zastąpiony analizą lotu po linii krzywej, a także obciążeń pochodzących od podmuchów. Ponieważ liczba przypadków obciążeń stała się dzięki temu większa od jedności, powstało zagadnienie wyboru przypadku „wymiarującego” konstrukcję, tj. reprezentującego najgroźniejszy dla niej stan obciążenia. Po dokonaniu takiego wyboru zostaje tylko rozwiązać określone zadanie z dziedziny statyki, by znać wartość sił wewnętrznych i naprężeń w elementach konstrukcji.

Trudność polega na tym, że konstrukcja zazwyczaj składa się z więcej niż jednego elementu, zaś siła w każdym z tych elementów zależy na ogół w inny sposób od każdej z sił stanowiących obciążenie zewnętrzne. Dlatego niesposób określić jakiegokolwiek przypadku jako wymiarujący konstrukcję — trzeba rozważać przypadki wymiarujące poszczególne elementy tej konstrukcji.

Tylko dla bardzo prostych konstrukcji udaje się z góry, bez liczenia, określić przypadki wymiarujące poszczególne jej części, to też taka sytuacja należy w praktyce do rzadkich.

Za typowe należy uznać zadanie sprawdzenia w co najmniej kilkudziesięciu miejscach wytrzymałości konstrukcji obciążonej układem kilkunastu, czasem kilkunastu sił. Przy tym należy wziąć pod uwagę kilkadziesiąt wariantów tego układu sił, gdyż taką ilość przypadków narzucają obecnie przepisy. Zazwyczaj konstrukcja jest na tyle złożona, że niesposób bez przeprowadzenia rachunku określić zależności między siłami wewnętrznymi w poszczególnych punktach a siłami obciążającymi. Taka sytuacja jest charakterystyczna dla obliczeń np. kadłuba samolotu, przy czym ilości ważnych wytrzymałościowo elementów i sił obciążających zawarte w granicach do kilkudziesięciu odpowiadają niewielkim samolotom o prostej konstrukcji.

Najprostszym — choć nie zawsze najmniej pracochłonnym — sposobem postępowania jest określenie sił wewnętrznych i naprężeń konstrukcji kolejno dla każdego przypadku obciążenia. Jeżeli jednak ilość sił układu obciążającego lub ilość parametrów, od których te siły zależą jest mniejsza od ilości przypadków obciążenia, lepszy jest sposób inny. Polega on na rozwiązaniu konstrukcji dla jednostkowej wartości każdej z sił lub każdego z parametrów (a więc tyle razy, ile jest tych wielkości), a następnie obliczeniu wartości naprężeń dla każdego z przypadków metodą superpozycji przy użyciu uzyskanej w ten sposób tabeli współczynników wpływu. Pewne trudności użycia tego sposobu występują w przypadkach, gdy obciążenie tworzy układ sił zewnętrznych równoważonych przez siły masowe, bowiem trudno wtedy określić siły równoważące jednostkową siłą obciążającą; ściśle biorąc, są nimi wszystkie pozostałe siły układu. Wtedy celowe jest zrobienie założenia o fikcyjnym podparciu konstrukcji, czyli o istnieniu punktów, w których działają reakcje równoważące jednostkową wartość

Artykuł stanowi rozwinięcie referatu „Przepisy budowy sprzętu lotniczego a aktualne problemy konstrukcyjno-obliczeniowe w budowie płatowców”, wygłoszonego na konferencji „Aktualne problemy polskiego lotnictwa” w październiku ub. roku w Poznaniu.

Nawiązując do wymagań przepisów określających wytrzymałość samolotów w artykule omówiono sposoby określania sił wewnętrznych i naprężeń w konstrukcjach dla wybranego przypadku obciążenia. Podkreślono trudności powstające przy wyborze przypadku obciążenia wymiarującego konstrukcję i wskazano na luki istniejące pod tym względem w przepisach. Zdaniem autora przepisy powinny ściślej ustalać założenia wyjściowe.

siły obciążającej. Nietrudno zauważyć, że sumaryczna wartość tych reakcji, obliczona dla rzeczywistych wartości całego — zrównoważonego przecież — układu sił stanowiącego przypadek obciążenia, tożsamościowo równa jest zeru, podobnie jak sumaryczne wartości pochodzących od tych reakcji sił we wszystkich elementach konstrukcji, toteż założenie takie nie wpływa na ostateczne wartości naprężeń konstrukcji.

Powyższy sposób ma w zastosowaniu do konstrukcji obciążonych siłami masowymi jeszcze tę zaletę, że umożliwia — po obliczeniu tabeli współczynników wpływu — przeprowadzanie obliczenia sił masowych i naprężeń w konstrukcji na maszynie cyfrowej. Samo zaś obliczenie tabeli współczynników jest o tyle łatwe, że dla każdej siły jednostkowej wymaga rozwiązania konstrukcji obciążonej tylko tą jedną siłą.

Podane wyżej sposoby są użyteczne, gdy zagadnienie polega na określeniu największych naprężeń lub sił wewnętrznych w elementach konstrukcji złożonej, zaś ilość przypadków obciążeń jest wprawdzie duża, lecz skończona. Tak jest, gdy przepisy obejmują pewne kombinacje parametrów określających obciążenie samolotu, przy czym podane są albo bezpośrednio wartości tych parametrów, albo sposoby ich wyznaczenia dla danego samolotu.

W przeciwnym przypadku konieczne jest przeprowadzenie dokładnej analizy ruchu samolotu, wywołanego przez określone czynniki zewnętrzne. Przykładem może być wejście samolotu w podmuch lub tak dobrane wychylenie steru wysokości, by zostało osiągnięte założone z góry przeciążenie.

Wynikiem takiej analizy są wykresy przedstawiające przebieg poszczególnych parametrów obciążenia w czasie całego zjawiska. Powstaje wówczas problem doboru wymiarujących przypadków obciążenia.

Dla omówionego poprzednio typowego zagadnienia konstrukcji złożonej sprowadza się to do znalezienia punktów, dla których wystę-

puje ekstremum poszczególnych sił wewnętrznych lub naprężeń w konstrukcji. Rozwiązanie tradycyjne polegające na uznaniu za wymiarujący punkt odpowiadającego maksymalnej wartości przeciążenia bądź prędkości kątowej czy siły na usterzeniu jest — formalnie rzecz biorąc — niezgodne z punktem przepisów, stanowiącym wymaganie uwzględnienia „krytycznego obciążenia”, tj. takiego, które daje największe obciążenie konstrukcji. Gdyby bowiem wykonać wykresy naprężeń w poszczególnych punktach konstrukcji, np. w czasie wejścia w strefę podmuchu pionowego, okazałoby się, że każda z krzywych ma ekstrema w innych punktach. Wynika to z faktu, że współczynniki wpływu poszczególnych parametrów stanu obciążenia dla każdego punktu konstrukcji są różne. Natomiast wykonanie analizy przebiegu naprężeń we wszystkich punktach w ciągu całego zjawiska jest praktycznie niezwykle pracochłonne i kosztowne — oczywiście nawet przy zastosowaniu maszyny cyfrowej, gdyż bez niej obliczenia wspomnianego typu nie są do pomyślenia. Pozostaje więc szukanie możliwości użycia wspomnianego sposobu tradycyjnego.

Pomocne tu jest stwierdzenie, że gdy przebieg parametrów stanu obciążenia nie wykazuje nieciągłości czy załamań, wykresy naprężeń w konstrukcji — gdyby zostały wykonane — miałyby także charakter krzywych o płynnym przebiegu. Wynika stąd, że niewielkie odchylenie na osi odciętych od punktu, któremu odpowiada ekstremum nie powoduje jeszcze poważniejszych różnic w wartościach rzędnych tej krzywej.

Uwzględniając fakt, że w konstrukcji istnieją zazwyczaj pewne zespoły elementów, których obciążenie zależy głównie od jakiegoś jednego parametru, dochodzi się do przekonania, że z dość dobrą dokładnością za przypadki wymiarujące można uznać punkty, gdzie poszczególne

parametry stanu obciążenia wykazują ekstrema.

Niekiedy należy uwzględnić ponadto ekstremum liniowej kombinacji kilku parametrów (np. dla obciążenia łoża silnika — wartość przeciążenia w środku ciężkości silnika zależna od przeciążenia w środku ciężkości samolotu i przyspieszenia kątowego wokół osi poprzecznej). Wprawdzie prowadzi to do nieco mniejszych niż rzeczywiste wartości największych naprężeń, ale ta niedokładność — przy prawidłowo przeprowadzonym rachunku — jest rzędu kilku procent i wydaje się pokryta z nadmiarem przez założenia wyjściowe. Niestety aktualne — znane autorowi — wydania przepisów budowy sprzętu lotniczego nie normują powyższych zagadnień, toteż założenia na temat przypadków wymiarujących można robić tylko na własne ryzyko.

Użycie maszyn cyfrowych pozwoliło na wykonywanie „na co dzień” rachunków dawniej praktycznie niewykonalnych z powodu pracochłonności. Im dokładniejsze mogą być te rachunki, tym ściślej trzeba sprecyzować założenia wyjściowe. Tymczasem większości tych założeń w przepisach znaleźć nie sposób i dochodzi do paradoksalnej sytuacji, że użytkownik przepisów musi uzupełniać zalecenia przepisów własnymi hipotezami. Hipotezy te mają często wpływ na otrzymane wartości obciążeń samolotu wcale nie mniejszy niż wartości danych wyjściowych do obciążeń, tak ściśle — bądź co bądź — precyzowane przez przepisy. Przykładem może tu być zagadnienie zachowania się pilota podczas wejścia samolotu w podmuch; założenie, że trzyma on ster wysokości „sztywno” nie ma zbyt mocnych podstaw, jednak wobec braku danych na ten temat utrzymuje się nadal, zaś jakiegokolwiek zmiany w tym założeniu spowodowałyby znaczne zmiany w obciążeniu usterzeń i całego samolotu.

Można sądzić, że rozwój przepisów nie będzie odbywał się w kierunku

powiększenia ilości zawartych w nich wzorów, „które nie są dłuższe niż cal”, lecz raczej w kierunku ustalenia wyjściowych wartości i przebiegu, np. podmuchów, nierówności na lotnisku czy innych czynników wyznaczających obciążenia samolotu, a także w kierunku precyzowania hipotez na temat przebiegu określonych zjawisk związanych z obciążeniami. Byłoby to bardzo korzystne m.in. chociażby ze względu na porównywalność przepisów różnych krajów i dokładniejsze uwzględnienie indywidualnych cech każdego samolotu, wymaga jednak prowadzenia badań w pewnych dziedzinach. Dziedziny te w odniesieniu do samolotów lekkich to — zdaniem autora — przede wszystkim zagadnienia profilu podmuchów rotorowych, obciążeń związanych z holowaniem szybowców oraz kołowaniu po nierównym terenie.

Wydaje się, że użycie elektronicznych maszyn cyfrowych stworzyło określone możliwości dla rozwoju przepisów budowy samolotów, zarówno w części dotyczącej wytrzymałości, jak i innych własności samolotu, jednak równocześnie stawia tym przepisom pewne wymagania, od których spełnienia zależy ich przydatność i znaczenie.

Literatura

1. Janik F.: „Rozwój przepisów budowy samolotów”, *Technika Lotnicza* nr 5 1952.
2. Janik F.: „Wymagana wytrzymałość samolotów”, Kraków 1948.
3. Bauvorschriften für Segelflugzeuge — Heft 1, 3, 4, Ausgabe August 1939, Berlin 1939.
4. Provisional International Civil Aviation Organization, „Recommendation for standards, practices and procedures of airworthiness” Montreal 1964.
5. „Przepisy budowy sprzętu lotniczego”, część G, Szybowce, Dział 1, 2, 3, Warszawa 1959.
6. Air Registration Board, „British civil airworthiness requirements”, part D, (wyd. 1959 i 1964): part K, (wyd. 1966 i 1967).

BIBLIOTECZKA ASTRONAUTYCZNA

F. Janik

LOT W KOSMOSIE

powstała ze wspólnej inicjatywy Wydawnictw Naukowo-Technicznych, Towarzystwa Przyjaźni Polsko-Radzieckiej i Agencji Prasowej „Nowosti”. Ta nowa seria wydawnicza obejmuje ok. 10 książek popularyzujących zagadnienia i osiągnięcia astronautyki. Będą to prace oryginalne autorów polskich oraz tłumaczenia z języka rosyjskiego. Książki te mają b. ładną szatę graficzną, są bogato ilustrowane rysunkami i fotografiami źródłowymi. Ukazały się już trzy następujące pozycje.

WNT Warszawa 1968 wydanie I, ark. wyd. 6,6, cena zł 7.

Książka ta stanowi cenną pozycję dla tych, których interesują wydarzenia w Kosmosie. Wyjaśnione tu zostały prawa ruchu bezwładnego pojazdów kosmicznych, które za pomocą rakiety zostały już umieszczone na orbicie i nie wymagają dalszego napędu. Zrozumienie tych zagadnień ułatwiają przytoczone wzory matematyczne oraz rysunki. Następnie omówione zostały warunki, w jakich możliwy jest ruch trwały i opisane ruchy sztucznych satelitów. Oddzielny rozdział poświęcony jest zagadnieniu umieszczenia sztucznego satelity na orbicie, omawia trzy metody wyprowadzania satelity na orbitę kołową oraz czynniki decydujące o wybraniu jednej z nich. Na zakończenie rozdziału opisany jest przykład wyniesienia na orbitę satelity za pomocą rakiety trzystopniowej i podane ważniejsze osiągnięcia w Kosmosie, ujęte w tablicę. W następnym rozdziale autor omawia loty międzyplanetarne i międzygwiazdowe, wyjaśnia co to jest pojazd kosmiczny, omawia orbity w układzie słonecznym i orbity międzyplanetarne oraz problem spotkania w przestrzeni kosmicznej i zasady przejścia z jednej orbity na drugą. Na zakończenie książki omówione zostały loty na Księżyc, loty na Wenus i loty międzygwiazdowe.

Przydatność przewozowa transportu lotniczego w relacjach handlu zagranicznego

Zmiany technologiczne, jakie mają miejsce w lotnictwie powodują, że samolot jako narzędzie produkcji w usługach transportowych budzi coraz większe zainteresowanie szerokich kół gospodarczych i handlowych. Jednakże ograniczenie przestrzenne samolotu, wynikające z jego powierzchni użytkowej, określa jego przydatność przewozową dla wybranych grup towarowych. Zainteresowania i relacje handlu zagranicznego powodują, że samolot staje się bardzo korzystnym środkiem przewozowym. Pomijając całkowicie problem kosztów, należy stwierdzić, że przewozy lotnicze uzyskują coraz wyższą rangę, co potwierdza tempo ich rozwoju.

Zagadnienie podziału przewozów w relacjach krajowych wynika zazwyczaj z rachunku, korzystnego dla gospodarki narodowej i potwierdzonego świadomym i racjonalnym podziałem środków między poszczególne środki transportowe. Odmienne przedstawia się sytuacja w relacjach międzynarodowych, a ściślej (w nomenklaturze lotnictwa transportowego) — w relacjach długodystansowych czy nawet międzykontynentalnych. W ocenę sytuacji wchodzi tu bowiem dwa decydujące elementy, a mianowicie:

- prędkość, która w przypadku lotnictwa jest bezkonkurencyjna, a w badaniach techniczno-ekonomicznych odgrywa rolę zasadniczą;
- odległości, które w układzie przestrzennym limitowane są jedynie łukami loksodromicznymi.

Te dwa elementy powodują odmienność w badaniach ekonomicznych w zakresie funkcjonalności transportu lotniczego.

Współczesny transport lotniczy spełnia zasadnicze zadanie w przewozach pasażerskich, gdzie jego wartość użytkowa jest widoczna nawet na małych odległościach, jak to ma miejsce w połączeniach wewnętrznych naszego kraju.

W przewozach towarowych należy uwzględnić szereg dodatkowych elementów, a przede wszystkim przydatność przewozową ładunków. Brzmi to może paradoksalnie, ale np. trudno przewozić samolotem żyrafy. Podobnie wygląda sytuacja z ładunkami masowymi, np. surowcami pochodzenia mineralnego przedstawiającymi niską wartość nominalną (węgiel, ruda żelaza itp.), chociaż i w tym przypadku historia dostarczyła nam licznych przykładów. W okresie konfliktu berlińskiego w 1948 r. drogą lotniczą (tzw. mosty powietrzne) dokonywano tego rodzaju przrzutów ładunków towarowych, które były niezbędne dla funkcjonowania wielkiego organizmu miejskiego.

W badaniach ekonomicznych transportu lotniczego argumentem wyjściowym, jak już wyżej wspomniano, jest prędkość. Zwiększenie prędkości przewozu skraca znacznie czas przewozu ładunku, co z kolei powoduje zmniejszenie środków obrotowych. „Zamrożone” środki obrotowe mogą być wykorzystywane w innej działalności produkcyjnej.

W uproszczonej formie powyższe fakty można by przedstawić w oparciu o konfrontację wybranych środków transportu. W naszym przykładzie dokonamy konfrontacji transportu lotniczego i morskiego. Występującą różnicę wartości ładunków, znajdujących się stale w procesie transportowym, przy mniejszej prędkości przewozu drogą morską można by przedstawić za pośrednictwem wzoru:

$$W_m - W_l = \frac{Q \cdot W \cdot L_k}{8760} \cdot \frac{1}{V_m} - \frac{1}{V_l}$$

gdzie:

W_m — wartość masy towarowej znajdująca się stale w procesie transportowym na badanej (substytucyjnej) linii morskiej (w przyjętych jednostkach wartościowych, np. w złotych),

W_l — wartość masy towarowej znajdująca się stale w procesie transportowym przy zastępczym transporcie lotniczym,

Q — roczna masa ładunkowa przewożona badaną linią morską w tonach,

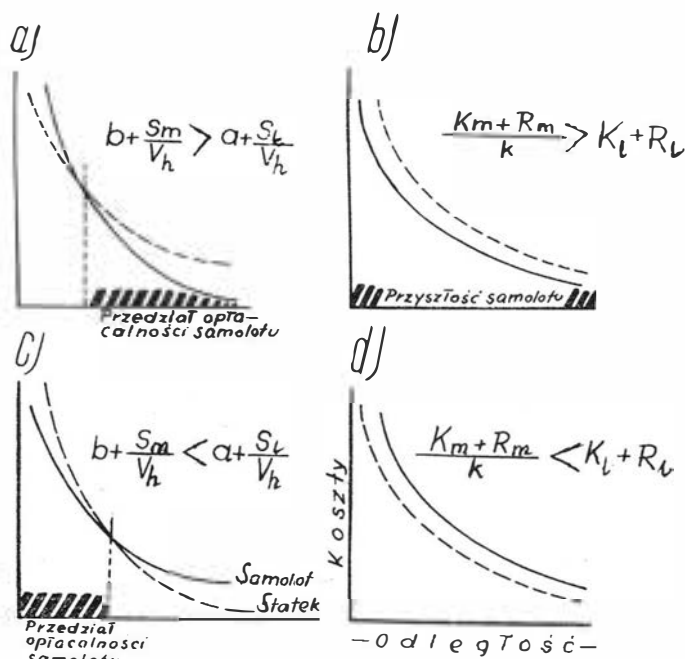
W — średnia wartość 1 tony ładunków, których wcześniejsza dostawa gwarantuje założone efekty ekonomiczne,

L — porównywalna odległość przewozu drogą morską i lotniczą w km, k — współczynnik wydłużenia odległości w transporcie morskim względem lotniczego (transport morski = 1),

V_m — średnia prędkość przewozu ładunków na badanej linii morskiej w km/godz,

V_l — średnia prędkość przewozu ładunków transportem lotniczym w km/godz.

Przytoczony powyżej wzór oraz przeprowadzenie w oparciu o niego rachunku ekonomicznego ma znaczenie czysto teoretyczne. W konkretnych warunkach należałoby bowiem uwzględnić szereg elementów wyni-



Charakterystyka opłacalności transportu lotniczego i morskiego z uwzględnieniem przedziału odległości

a — samolot staje się opłacalny od określonej odległości przewozu

b — dalszy rozwój techniki lotniczej pozwoli na wykorzystanie samolotu do przewozów masowych

c — przy spełnieniu powyższego warunku samolot staje się opłacalny na krótkich dystansach

d — koszty w transporcie lotniczym zawsze kształtują się powyżej kosztów w transporcie morskim

Oznaczenia:

a — stawka przewozowa za tonokm w transporcie lotniczym

b — stawka przewozowa za tonokm w transporcie morskim

S_m — koszty zmienne w transporcie morskim za tonodzień

S_l — koszty zmienne w transporcie lotniczym za tonodzień

K_m i K_l — koszty stałe w transporcie morskim i lotniczym na tonę

R_m i R_l — straty mechaniczne wartościowo na tonę ładunku

k — współczynnik wydłużenia odległości w transporcie morskim względem lotniczego

V_h — prędkość handlowa

kających z właściwości określonych szlaków. Na przykład w przypadku naszego kraju odmienne cechy i właściwości będą miały szlaki: Warszawa — porty lotnicze i morskie Ameryki Północnej, lub Warszawa — porty lotnicze i morskie Dalekiego Wschodu (szczególnie zaś po zamknięciu Kanału Sueskiego). Ocena ekonomiczna danych linii dokonana w oparciu o gruntowną analizę i znajomość cech fizycznych i geopolitycznych ma niejednokrotnie większe znaczenie aniżeli ocena dokonana w oparciu o czynniki wartościowe.

Na kolejnych rysunkach (a—d) przedstawiono charakterystyki opłacalności transportu lotniczego i morskiego z uwzględnieniem przedziałów odległości i stawek przewozowych. Rozważania te mają również charakter teoretyczny i nie uwzględniają dodatkowych elementów, wynikających chociażby z właściwości ładunków towarowych. Rozważania te przedtawiają przyszłość samolotu jako środka masowych przewozów i przedziały jego wykorzystania w kontekście transportu morskiego.

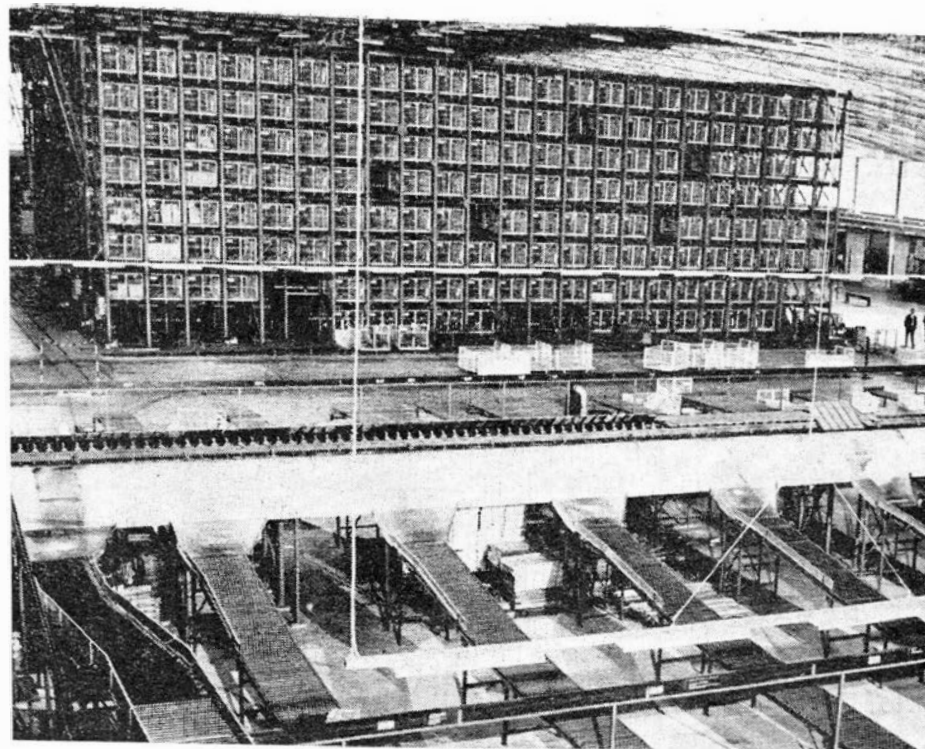
W badaniach szczegółowych można by sporządzić np. kilkadziesiąt rachunków ekonomicznych dotyczących przydatności samolotu i statku lub też innego środka transportu na relatywnych trasach przy jednorodnych ładunkach towarowych. Na tej podstawie można by dopiero określić efekty ekonomiczne uzyskiwane przez gospodarkę narodową w zastosowaniu wybranego środka transportu — szczególnie w relacjach długodystansowych.

W dalszym ciągu wielu autorów twierdzi, że transport lotniczy odznacza się małą elastycznością dostępu, bowiem sieć lotnisk jest jeszcze bardzo rzadka, co powoduje konieczność dodatkowego dowozu i przeładunków. Z tego też powodu przewozy lotnicze kompensują większy koszt transportu lotniczego, większą prędkością, ale dopiero na dużych odległościach. Twierdzenie powyższe ma uzasadnienie, lecz tylko w odniesieniu do przewozów lokalnych oraz tam gdzie istnieje dowolność wyboru środka transportu. O wyższości i dogodności drogi lotniczej generalnie decydują następujące czynniki:

- wyjątkowo mała pracochłonność załadunku i rozładunku większości grup towarowych z uwagi na automatyzację tych czynności na lotniskach międzynarodowych (na zdjęciu przedstawiono automatyczny system rozdziału ładunków towarowych na lotnisku Amsterdam-Schiphol. Komputer nieomylnie kieruje przesyłkę do określonego samolotu),

- największa prędkość dostaw, co ma istotne znaczenie dla szeregu grup towarowych podlegających szybkiemu procesowi uszkodzeń mechanicznych i naturalnych;

- lokalne właściwości fizyczne, co przy poważnych zmianach klimatycznych różnicujących odległe rynki lotnicze, wymaga dla szeregu



grup towarowych specjalnej konserwacji i gruntownego opakowania zabezpieczającego ładunek w czasie transportu.

W aktualnym stanie rozwoju środków transportu i stabilizacji taryf przewozowych zaczynają kształtować się granice podziału między komparatywnymi grupami ładunków towarowych dla przewozów różnymi środkami transportu.

Wprowadzenie do eksploatacji nowych typów samolotów powoduje systematyczną obniżkę taryf przewozowych, a przede wszystkim znacznie zwiększa ich zdolność przewozową.

Na podstawie opracowanej przez ICAO nomenklatury ładunków towarowych przeznaczonych do transportu lotniczego, jako wyjątkowo korzystne, wydzielić można następujące grupy:

- Artykuły szybko psujące się oraz ulegające łatwo uszkodzeniom mechanicznym. Wyroby precyzyjne a jednocześnie lekkie. Wyroby przemysłu farmaceutycznego i aparatury medycznej.

- Artykuły szybko tracące swoją wartość początkową z uwagi na czas trwania transportu, jak na przykład owoce (truskawki w przypadku naszego kraju), kwiaty, żywe zwierzęta, substancje radioaktywne, materiały szybko dezaktualizujące się, jak gazety, serwisy filmowe, dokumenty handlowe, dyplomatyczne czy techniczne. Tak jest np. w przypadku Związku Radzieckiego, gdzie dziennik „Prawda” czy inne centralne wydawnictwa jednocześnie ukazują się prawie na całym obszarze kraju. W ciągu nocy drogą lotniczą dostarcza się matryce do 60 miast, gdzie lokalne drukarnie przygotowują własne nakłady. W ten sposób mieszkańcy np. Rygi i Irkucka otrzymują ten sam serwis in-

formacyjny (nie uwzględniając stref czasowych).

- Wyroby przemysłu elektrotechnicznego, optycznego i dzieła sztuki.

- Osobisty bagaż pasażerów, przekraczający dopuszczalny ciężar normatywny jak: rekwizyty teatralne, eksponaty handlowe, zwierzęta domowe itp.

- Artykuły przedstawiające wysoką wartość nominalną oraz wymagające ograniczonego czasu transportu (np. przewozy koni sportowych, których wartość nominalna jest bardzo wysoka). W tym ostatnim przypadku wyspecjalizowały się holenderskie linie lotnicze KLM.

W wielu instytucjach lotniczych prowadzi się systematyczne badania w zakresie efektywności przewozów towarowych w transporcie lotniczym w kontekście innych gałęzi transportu, w odniesieniu do jednakowych grup towarowych na równorzędnych trasach. Badania takie prowadzi się w szczególności w radzieckich instytucjach, głównie zaś w Instytucie Kompleksowych Problemów Transportu oraz w Pańskim Instytucie Transportu Lotniczego (ITA). Badania tego typu potwierdzają, że samolot staje się coraz bardziej opłacalnym i przydatnym środkiem transportu dla coraz to nowych grup towarowych. Fakt ten wynika przede wszystkim z wysokich kosztów stałych głównie takich, jak opakowania czy magazynowanie. W transporcie lotniczym z uwagi na ograniczony czas przewozu, minimalne wstrząsy oraz małą zmienność warunków klimatycznych ciężar opakowania ograniczony jest do niezbędnego minimum warunkującego zachowanie jednorodności ładunku. Ponadto opakowania w transporcie lotniczym nie muszą być dostosowane do ochrony ładunku przed działaniem niektórych czynników atmosferycznych, jak na

Kalkulacja kosztów przewozu urządzeń elektrycznych w transporcie morskim i lotniczym na trasie: Londyn-Teheran (w dolarach)¹⁾

l.p.	Czynniki kalkulacyjne	Rodzaj transportu	
		lotniczy	morski
		20 kartonów tygodniowo	80 kartonów miesięcznie
1.	Bezpośrednie koszty transportu	170,0	45,0
2.	Pośrednie koszty transportu:		
	— dokumenty komisowe	2,0	7,0
	— ubezpieczenie	2,0	90,0
	— transport wewnętrzny w Anglii	10,0	40,0
	— transport wewnętrzny w Iranie	10,0	120,0
	— opłaty celne	10,0	140,0
	— opakowania	15,0	220,0
3.	Całkowite koszty transportu	355,0	962,0
4.	Łączne koszty całego transportu	1420,0	962,0
5.	Koszt transportu jednego kartonu	17,7	12,3
6.	Koszty dodatkowe przypadające na karton:		
	— uszkodzenia mechaniczne	0,2	1,0
	— straty w wyniku procesu starzenia	0,3	4,0
	— oprocentowanie zamrożonego kapitału	0,03	0,2
7.	Koszty różne na jeden karton	0,53	5,2
8.	Koszty całkowite przypadające na karton	18,23	17,50
9.	Czas trwania podróży	1—2 dni	20—30 dni.

²⁾ Fret aerien tendencies et evolution de l'industrie du fret aerien dans le monde. ICAO Montreal — 1962 r. Doc. 8235.

przykład wilgotność czy zmiany temperatury.

Wszystkie powszechnie stosowane środki transportu podlegają znacznie większym wstrząsom czy uderzeniom mechanicznym aniżeli samolot. Np. w oparciu o długotrwałe obserwacje stwierdzono, że koszty opakowania łącznie z ubytkami w transporcie lotniczym są pięciokrotnie niższe aniżeli w transporcie morskim. Rozbieżności te oczywiście uzależnione będą od odległości przewozów i właściwości tras. Obserwacje takie przeprowadzono w Insty-

tucie Transportu Lotniczego w Paryżu w odniesieniu do urządzeń precyzyjnych w relacji morskiej i lotniczej³⁾. Otóż na trasie Paryż-Bruksela-Londyn w transporcie lotniczym stopień uszkodzeń wynosił 0,10%, natomiast w morskim, a właściwie kombinowanym, aż 0,50%. W ostatnim przypadku w grę wchodzi przeładunki. Na trasie Paryż-Nowy Jork stosunek uszkodzeń przedstawia się jak 0,20% do 0,50%.

³⁾ Paul Bourrier: „L'economie des transports dans les Programmes de Developpement”, Paris 1961 r. ITA.

Opierając się na praktycznych doświadczeniach specjalistów transportu, reprezentujących duże przedsiębiorstwa lotnicze, potwierdzić można szczególnie wysoką rangę samolotu dla przewozów długodystansowych. Szczególne korzyści wynikają z wydłużonych odległości transportowych w relacjach np. drogi morskiej i lotniczej.

Przeprowadzone obliczenia współzależności parametrów warunkujących opłacalność transportu lotniczego i morskiego potwierdzają, że dla określonych grup towarowych samolot staje się już środkiem korzystniejszym. W tablicy zamieszczono przykładową kalkulację kosztów przewozu urządzeń elektrycznych na trasie Londyn—Teheran. Kalkulacja sporządzona została w 1962 roku, tymczasem od tej pory zaszły istotne zmiany na korzyść samolotu.

W przypadku zastosowania samolotów specjalizowanych, przeznaczonych wyłącznie do przewozu ładunków towarowych, należy spodziewać się dalszego spadku kosztów w transporcie lotniczym. Gdybyśmy zamieszczony w tablicy przykład zastosowali w relacji Warszawa—Kabul, gdzie w grę wchodzi dodatkowo koszty za zwiększony transport wewnętrzny, to różnice dla samolotu będą tym bardziej korzystne.

Zagadnienie powyższe ma fundamentalne znaczenie dla naszych central handlu zagranicznego. Znajomość konkretnych przypadków opłacalności transportu lotniczego w relacjach: Polska — rynki pozaeuropejskie staje się problemem palącym. Zainteresowanie naszymi wyrobami przemysłowymi (stosowanymi dla drogi lotniczej) systematycznie rośnie, tymczasem w wielu przypadkach korzystać musimy z usług obcych przedsiębiorstw lotniczych.

Do bardziej szczegółowych rozważań w tym względzie opartych na praktyce życia gospodarczego powrócimy w następnych numerach TLiA.

BIBLIOTECZKA ASTRONAUTYCZNA

Z. Brodzki

POWRÓT Z KOSMOSU

B. Kozłowski, W. Potapow

NAD NAMI SPUTNIK

WNT Warszawa 1968, ark. wyd. 4, cena zł 7. Jest to opracowany przez zespół dziennikarzy reportaż z zakładów, w których montuje się sztuczne satelity przeznaczone do celów łącznościowych, oraz reportaż z kosmodromu, z którego startują zmontowane sztuczne satelity. Książka ilustrowana jest zdjęciami dokumentalnymi wykonanymi w czasie montażu i startu statków kosmicznych oraz prób przekazywania programu telewizyjnego za pośrednictwem satelity przekaznikowego „Mołnia” 1.

WNT Warszawa 1968, ark. wyd. 7,1 cena zł 7.

W trzeciej kolejnej książce z serii Biblioteczka Astronautyczna omówione zostały zagadnienia związane z powrotem statku kosmicznego i jego przelotu przez atmosferę.

W rozdziale pierwszym autor omawia najbardziej zasadnicze prawa i zjawiska wyjaśniające zagadnienia ochrony statków kosmicznych przed nagraniem w czasie ich lotu przez atmosferę i ograniczeń tego lotu (a więc siły aerodynamiczne, dynamika gazów, prędkość dźwięku — fale uderzeniowe, kula ognista — opływ statku kosmicznego, warstwy atmosfery, aerotermochemia, magnetogazodynamika).

W drugim rozdziale autor rozważa przyczyny ograniczenia lotów kosmicznych („korytarz” przelotu przez atmosferę Ziemi, wykres Sängera, ograniczenia napędowe, linie ucieczki, napędy rakietowe, granice biologiczne).

W rozdziale trzecim autor omawia sposoby ochrony przed grzaniem (ochrony termodynamiczne, warstwy izolacyjne, zagadnienie wytrzymałości tworzyw w wysokich temperaturach, ceramiki, konstrukcja i technologia skorup, spadochrony konwencjonalne, kotwy i klapy).

Czwarty rozdział poświęcony jest omówieniu kierowania i sterowania statkiem kosmicznym (zasadnicze pojęcia z astronautyki, równowaga sił i momentów, stateczność, stabilność, manewr, systemy kierowania, pojemność pamięci człowieka i mózgu elektronowego, zadania astronauty-operatora, wpływy zewnętrzne).

Pozostałe cztery rozdziały omawiają urządzenia ratunkowe, sposoby odzyskiwania statków kosmicznych, pierwsze statki powrotu, sondy badawcze oraz podróże na Marsa i Wenus.

Znajomość rozkładu temperatury w troposferze ma w lotnictwie duże znaczenie ze względu na wpływ temperatury na osiągi statków powietrznych i napędzających je silników oraz na występowanie oblodzenia, deszczów i burz. W artykule przedstawiono średnie i średnie ekstremalne wysokości powierzchni izotermicznych 0, -10, i -20 °C nad Polską środkową oraz omówiono wahania, którym one podlegają. Wspomniano również o zjawisku wieloizotermiczności.

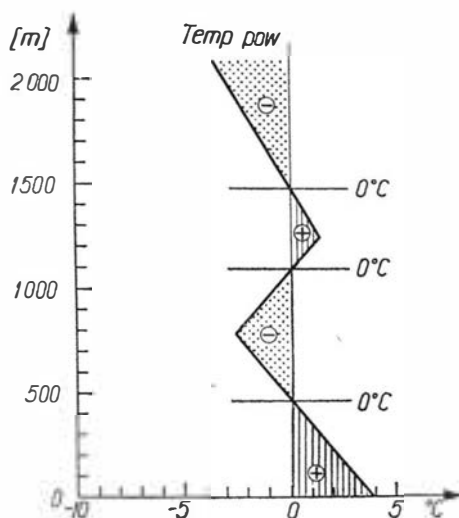
Powierzchnie izotermiczne w troposferze

Temperatura w troposferze wpływa na osiągi statków powietrznych i napędzających je silników. Jeżeli przy tym występują w atmosferze chmury, to od temperatury zależy występowanie zjawiska oblodzenia. Poza tym, jeśli wierzchołki chmur przekroczą poziom izotermi -10°, to nieomal z reguły występują w nich opady. Wiadomo także, że wierzchołki chmur burzowych powinny mieć temperaturę niższą od -20 °C. Znajomość położenia poszczególnych poziomów izotermicznych można też wykorzystywać do innych celów praktycznych pamiętając, że w naszych warunkach klimatycznych burze występują najczęściej, gdy izoterma 0 °C zalega między 2,5 a 4 km ponad podłożem, o ile są spełnione i pozostałe warunki niezbędne do sformowania się burz. Podczas opadów przelotnych położenie izotermi 0 °C jest natomiast na ogół znacznie niższe.

Opracowanie poziomów izotermicznych 0 °C, -10 °C i -20 °C oparto na wynikach sondowania atmosfery w rejonie Warszawy w godzinach nocnych. W pracy nie uwzględniano lokalnych nocnych obniżen temperatury w przyziemnej warstwie powietrza jako stanu nietrwałego zanikającego rankiem pod wpływem nasłonecznienia.

W przypadku wieloizotermiczności, to jest występowania danej wartości temperatury powietrza na kilku poziomach jednocześnie, do zestawień statystycznych jako główną izotermę brano izotermę położoną najbliżej

powierzchni ziemi, gdyż powyżej niej występują na przykład warstwy sprzyjające oblodzeniu (rys. 1). Gdy w całej troposferze nie występowała temperatura 0 °C, -10 °C lub



Rys. 1. Przykład występowania jednocześnie trzech powierzchni izotermicznych w troposferze

-20 °C, to jest jeżeli w całej troposferze temperatura powietrza była niższa od podanych wyżej wartości, wówczas przyjmowano umownie, że rozpatrywana izoterma zalega poniżej poziomu gruntu, to jest ma ujemną wysokość.

Dla całości pracy wykonano zestawienia dekadowe, przy opracowywa-

niu których uwzględniono to, że poszczególne „dekady” w miesiącu składają się z niejednakowej ilości dni (od 8 w lutym do 11 w miesiącach 31-dniowych), wskutek czego konieczne było wykonanie redukcji do jednolitego okresu.

Główne poziomy izotermiczne

Średnia wysokość izotermi 0 °C począwszy od III dekady grudnia ma wartości ujemne (tabl.). Począwszy od końca lutego średnia wysokość izotermi 0 °C szybko podnosi się, aby od czerwca na okres trzech miesięcy i pierwszej dekady września ustalić się na poziomie 3—3,5 km (rys. 2). W drugiej dekadzie września rozpoczyna się obniżanie średniej wysokości izotermi 0 °C wolniejsze niż wiosną, aczkolwiek dość szybkie. W styczniu i lutym średnia wartość izotermi 0 °C ustala się na poziomie kilkuset metrów poniżej poziomu gruntu (rys. 2). Zwraca uwagę, że położenie izotermi 0 °C ulega zimą dużo większym wahaniom aniżeli w lecie. Absolutne minimum położenia izotermi 0 °C wyniosło 5360 metrów poniżej poziomu gruntu (I dekada stycznia), zaś absolutne maksimum równe 5260 metrów zaobserwowano w II dekadzie lipca.

Średnia wysokość izotermi -10 °C nie schodziła poniżej poziomu gruntu, aczkolwiek absolutne minimum położenia tej izotermi wynosiło minus 3360 metrów (III dekada stycznia). Absolutne maksimum izotermi -10 °C wystąpiło w II dekadzie lipca, wynosząc 7300 m. Przebieg rocz-

Średnia wysokość powierzchni izotermicznych 0 °C, -10 °C i -20 °C nad Polską środkową w metrach w latach 1948-1957

Izoterma	miesiąc												
	dekada	I	II	III	IV	V	VI	VII	VIII	IX	X	XI	XII
0 °C	I	-101	-508	-21	1277	2350	3098	3341	3453	3391	1936	1293	703
	II	-209	-419	184	1192	2246	3210	3497	3009	2749	2379	1007	377
	III	-517	-444	810	1702	2531	3092	3294	3302	2597	2010	706	-36
-10 °C	I	2588	1925	2381	3269	4193	4907	5255	5312	5194	4185	3617	3312
	II	2126	1988	2657	3269	4056	5196	5320	5167	4657	4487	3436	3098
	III	2251	1983	3186	3630	4331	5028	5295	5153	4448	4204	3155	2533
-20 °C	I	4569	4028	4372	4902	5758	6477	6857	6910	6708	5892	5314	5097
	II	4113	4061	4489	5016	5685	6706	6865	6751	6397	6035	5209	4943
	III	4161	4195	4842	5255	5952	6575	6886	6751	6045	5912	4879	4507

ny izotermi -10°C jest bardziej wyrównany niż przebieg izotermi 0°C (rys. 3). Od ostatniej dekady lutego rozpoczyna się zdecydowane podnoszenie się poziomu izotermi -10°C , które trwa nieprzerwanie do drugiej dekady czerwca. Następnie izoterma -10°C ustala się na wysokości nieco większej od 5 km i stan ten trwa do pierwszej dekady września, od kiedy rozpoczyna się jej obniżanie, trwające do drugiej dekady stycznia, przy czym średnia najniższa wysokość izotermi -10°C ustala się w drugiej po-

łowie stycznia i w lutym na wysokości około 2 km.

Najmniejsze wahania wysokości w przebiegu rocznym wykazuje izoterma -20°C (rys. 4), który to fakt tłumaczy się tym, że troposfera nagrzewa się w dużej mierze wskutek przenoszenia ciepła ku górze razem z ruchami pionowymi, wskutek czego im wyższy poziom izotermiczny, w tym mniejszym stopniu docierają do niego zmiany ciepłne idące od podłoża. Średni poziom izotermi -20°C w lecie sięga niemal do 7 km, zaś w zimie nie schodzi poniżej 4 km. Abso-

lutne minimum wysokości izotermi -20°C o wartości minus 1360 m wystąpiło w III dekadzie stycznia, zaś absolutne maksimum równe 9070 metrów, pojawiło się w II dekadzie lipca.

Porównując przebieg roczny średnich wysokości izoterm 0°C , -10°C i -20°C (rys. 5) okazuje się, że różnica wysokości między średnim położeniem izotermi 0°C a położeniem izotermi -10°C , jest większa niż analogiczna różnica wysokości dla izoterm -10°C i -20°C . Okazuje się także, że wiosenne podwyższanie się wszystkich omawianych poziomów izotermicznych następuje szybciej aniżeli jesienne obniżenie się wysokości izoterm, ponieważ wiosną prądy pionowe przenoszą ciepło ku górze szybciej, niż jesienią przy osłabionych ruchach pionowych.

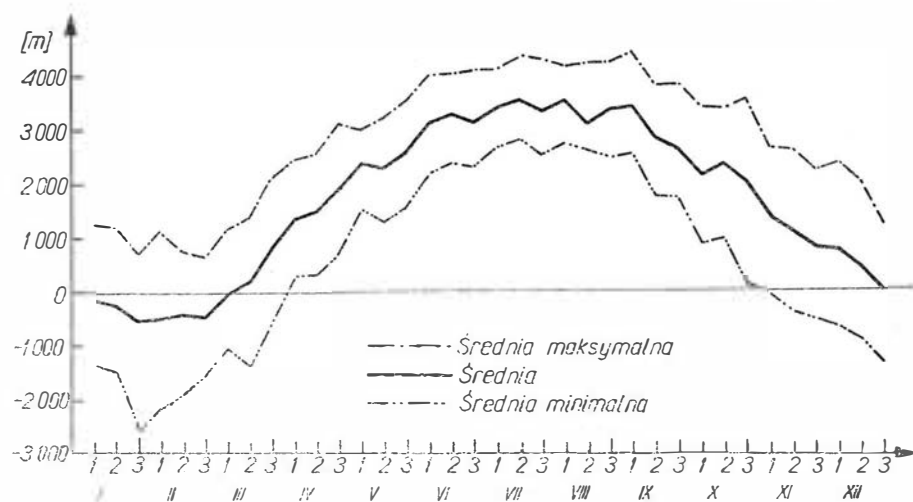
Położenie izotermi 0°C w różnych przedziałach wysokości

Ze względu na szczególnie ważną rolę, jaką odgrywa w lotnictwie położenie izotermi 0°C (warunki sprzyjające oblodzeniu) rozpatrzy się dodatkowo jej umiejscowienie w różnych przedziałach wysokości. Okazuje się, że w lecie skrajne położenia izotermi 0°C zawierają się w warstwie o różnicy wysokości wynoszącej 3—3,5 km, natomiast w zimie rozrzut ten dochodzi do 8,5 km. Przypadki niewystępowania izotermi 0°C w troposferze zdarzały się jedynie od III dekady października do II dekady kwietnia.

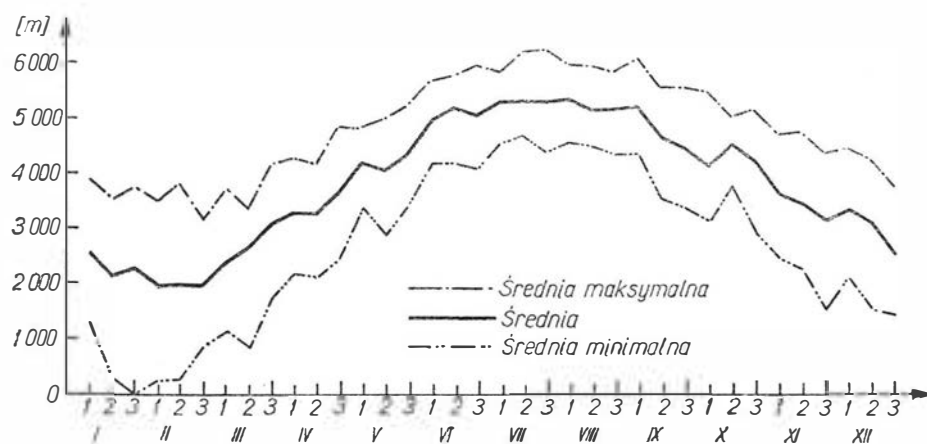
W celu uzyskania najbardziej zbliżonego do rzeczywistości obrazu rocznego przebiegu izotermi 0°C , odpowiadającego jej najczęstszemu położeniu w troposferze, opracowano graficznie przebieg roczny maksymalnej częstości jej występowania. Aby wykres w miarę możliwości był wolny od przypadkowości, jako wysokość poziomu maksimum częstości brano pod uwagę wysokość pośrednią z trzech sąsiadujących przedziałów wysokości mających w sumie największy procent częstości występowania izotermi 0°C (rys. 6), co w lecie dawało około 80% przypadków, a w pozostałych porach roku około 50% ogółu dni. Z analizy rys. 6 wynika, że zima, a w jeszcze większym stopniu lato, charakteryzuje się znaczną stabilnością termiczną dolnej połowy troposfery, w której załaga właśnie izoterma 0°C . Wiosna i jesień wyróżniają się natomiast silnymi wahaniami termicznymi, ponieważ są to okresy silnego wiosennego wzrostu i jesiennego zmniejszania się zasięgu termicznych prądów pionowych oraz okresy o wzmożonej aktywności napływu na przemian mas ciepłego i chłodnego powietrza (duża zmienność pogody z dnia na dzień).

Wielozotermiczność

Dana powierzchnia izotermiczna występuje w troposferze na jednym poziomie, jednocześnie na kilku poziomach lub przy bardzo niskiej temperaturze powietrza w ogóle nie występuje. Kilkakrotne występowanie

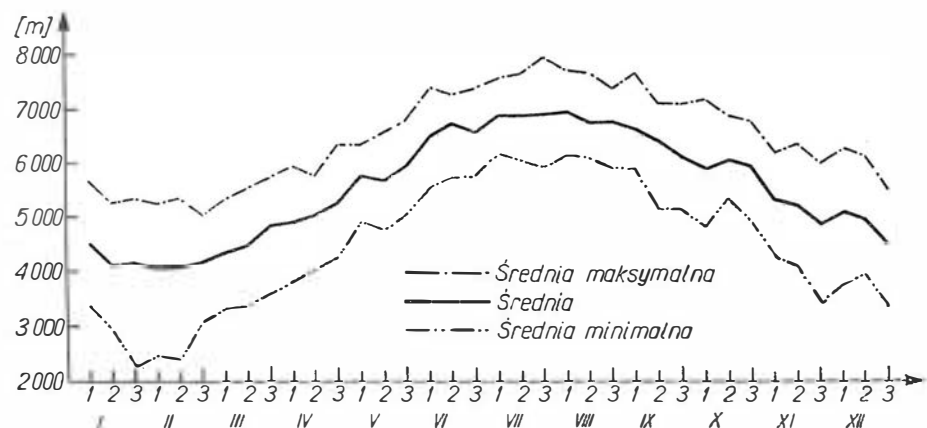


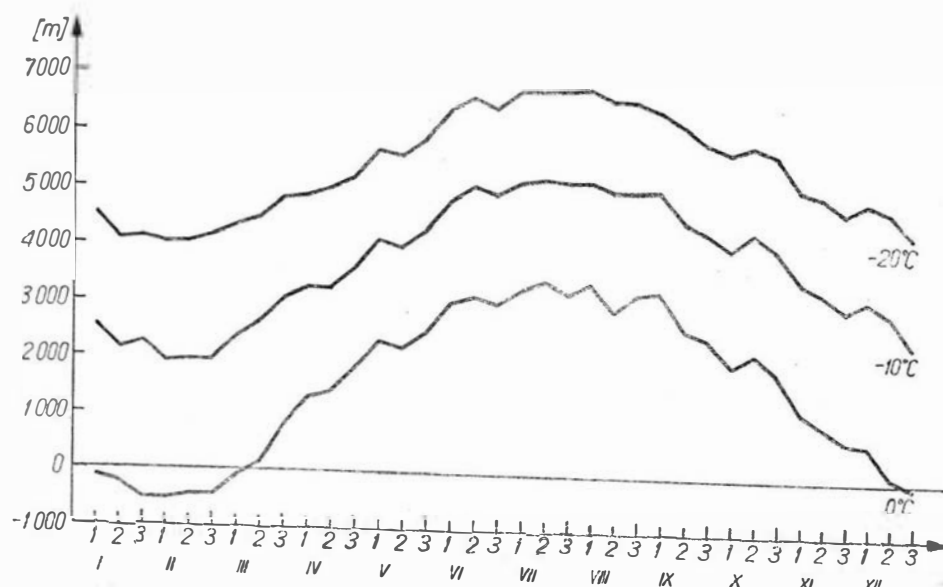
Rys. 2. Średnia wysokość i średnie ekstremalne wysokości powierzchni izotermicznej 0°C nad Polską środkową



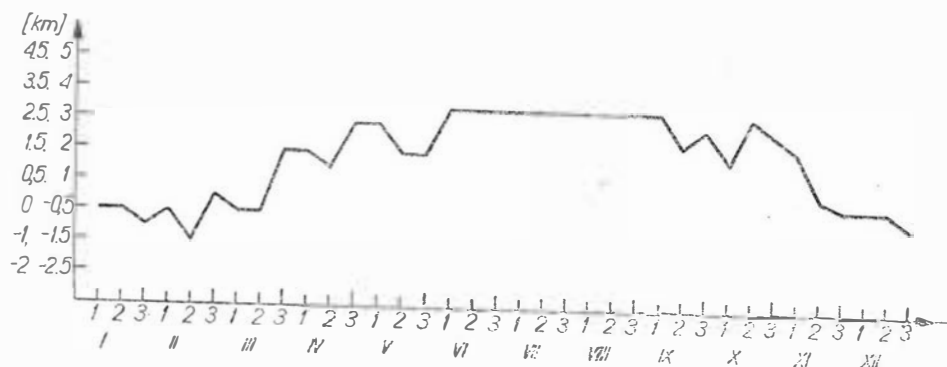
Rys. 3. Średnia wysokość i średnie ekstremalne wysokości powierzchni izotermicznej -10°C nad Polską środkową

Rys. 4. Średnia wysokość i średnie ekstremalne wysokości powierzchni izotermicznej -20°C nad Polską środkową





Rys. 5. Średnie wysokości powierzchni izotermicznych 0°C, -10°C, -20°C nad Polską środkową



Rys. 6. Wysokości najczęstszego położenia powierzchni izotermicznej 0°C nad Polską środkową

jednocześnie danych powierzchni izotermicznych na różnych wysokościach zdarza się, gdy w warstwie powietrza o temperaturze zbliżonej do temperatury 0°C, -10°C lub -20°C występują warstwy inwersyjne, to jest takie warstwy powietrza, w których temperatura wzrasta

wraz ze wzrostem wysokości (rys. 1). Występowanie wieloizotermiczności wskazuje na istnienie na przemian warstw powietrza o potencjalnym zagrożeniu oblodzeniem samolotów oraz warstw, w których niebezpieczeństwo to nie istnieje. Analiza materiałów źródłowych wykazała, że w

cieplej porze roku od kwietnia do października nieomal wyłącznie istnieją pojedyncze izotermie 0°C.

Wieloizotermiczność izotermie 0°C nie przekracza 20% ogółu dni, przy czym początkową izotermie 0°C notuje się już w zupełnie wyjątkowych sytuacjach atmosferycznych. Wieloizotermiczność izotermie -10°C zdarza się jedynie w 10% ogółu dni, zaś wieloizotermiczność izotermie -20°C występuje w kilku procentach i to jedynie w styczniu i lutym.

Wnioski

Analiza głównych powierzchni izotermicznych w troposferze zalegających nad rejonem Polski środkowej wykazała, że:

- największe wahania wysokości w ciągu roku wykazuje izoterma 0°C, najmniejsze izoterma -20°C, co potwierdza fakt nagrzewania się troposfery przede wszystkim wskutek przenoszenia ciepła ku górze przez pionowe ruchy powietrza,
- położenie izoterm 0°C, -10°C i -20°C ulega zimą dużo większym wahanom niż latem,
- wiosenne stopniowe podwyższanie się poszczególnych poziomów izotermicznych wskutek nagrzewania się troposfery następuje szybciej niż w jesienne obniżanie się ich wskutek ochłodzenia się troposfery,
- przebieg położenia maksimum częstości występowania izotermie 0°C wskazuje wyraźnie na pojawianie się w pewnych dłuższych okresach roku izoterm o danej wartości jednocześnie na kilku poziomach. Zjawisko to występuje prawie wyłącznie w chłodnej porze roku i jest spowodowane przepływem górą mas chłodnego powietrza, a w innych okresach — mas ciepłego powietrza. Obserwuje się to głównie na wiosnę i w jesieni.

NOTATKI ZE ŚWIATA

■ III międzynarodowa konferencja szefów stewardess odbyła się w dn. 7—9. X. br. w Genewie. Zaproszenia otrzymali wszyscy przewoźnicy, członkowie IATA, a także niektóre większe towarzystwa spoza tej organizacji, np. „Aeroflot”.

■ Największy pasażerski poduszkowiec świata — angielski SRN IV — przebył pomyślnie próby z 800 pasażerami na pokładzie. Podczas prób poduszkowiec przepłynął trzykrotnie kanał La Manche na trasie Dover—Boulogne—Dover. Czas trwania jednego przejazdu 36 min., to jest o 54 min. mniej niż najszybsze dotychczas przejazdy. Prędkość poduszkowca na wodzie wynosi 120 km/godz.

■ Popularno-naukowe czasopismo angielskie „Geographical Magazine” organizuje wyprawę naukową przy użyciu poduszkowca. Trasa — długości ok. 3,5 tys. km — prowadzi z biegiem rzeki Amazonki i jej dopływów przez terytoria Brazylii i Wenezueli. W ekspedycji wezmą udział geografowie Uniwersytetu Londyńskiego oraz dwa zespoły telewizyjne radia brytyjskiego.

■ Angielska firma Vosper-Thornycroft, specjalizująca się w budowie małych jednostek dla floty wojennej, przystąpiła na wkrótce do budowy poduszkowca o długości 30 m, zdolnego osiągnąć prędkość 40 węzłów przy fali o wyso-

kości 90 centymetrów. Nowy poduszkowiec zamiast napędu śmigłowego, stosowanego w innych poduszkowcach, napędzany jest zwykłymi śrubami wodnymi podwieszonymi pod kadłubem pojazdu. Napęd śrubowy zmniejsza wymaganą moc do połowy, a koszt pojazdu jest o jedną trzecią niższy od kosztu porównywalnego poduszkowca konwencjonalnego. Pojazd jest amfibią, może startować (i lądować) z otwartej plaży. Zabierać może na pokład 10 samolotów i 162 pasażerów. Koszt przejazdu przez Kanał La Manche będzie czterokrotnie niższy niż na statkach zwykłych.

■ Przy wykorzystaniu sztucznych satelitów telekomunikacyjnych typu „Mołnia”-1 Związek Radziecki realizuje obecnie dwustronną wymianę programów telewizyjnych z Polską, Bułgarią, Węgrami, NRD, Rumunią i Czechosłowacją oraz krajami „Eurowizji”.

■ Wprowadzony został na orbitę kolejny radziecki sztuczny satelita telekomunikacyjny „Mołnia”-II. Głównym zadaniem satelity jest zapewnienie łączności telekomunikacyjnej za pośrednictwem telefonów, telegrafu i radia oraz przekazywanie programów centralnej telewizji ZSRR do punktów sieci „Orbita” znajdujących się na Dalekiej Północy, na Syberii, na Dalekim Wschodzie i w Azji środkowej.

■ Satelita europejski „Esro” 2 wystrzelony z bazy w Vandenberg odpowiedział na wszystkie rozkazy — w sumie ponad 100 — wysłane z Ziemi. Instrumenty jego przekazały już pierwsze wyniki badań. Satelita nazwany „Iris” okrąży Ziemię w czasie 98,9 minut.

■ Transmisja telewizyjna z Igrzysk Olimpijskich w Meksyku była przekazywana do Europy za pośrednictwem satelity INTELSAT-III, który został umieszczony na orbicie na miesiąc przed rozpoczęciem Igrzysk. Satelita odbierał program ze specjalnie wybudowanej naziemnej stacji teletransmisyjnej w miejscowości Tula w Meksyku. Stąd przekazywał go do stacji odbiorczej Eurowizji w NRF lub Francji, a następnie do Centrum telewizyjnego Eurowizji w Belgii.

■ Japoński program badań kosmicznych, na realizację którego przeznaczono 181 mld jenów, przewiduje wystrzelenie do 1974 r. 25 sztucznych satelitów Ziemi, w tym 13 naukowych. Wystrzelenie pierwszego japońskiego satelity Ziemi, Instytut Badań Kosmicznych Uniwersytetu Tokijskiego przewiduje na wrzesień br. Drugi satelita japoński będzie wystrzelony w 1969 r. Do eksperymentów tych zastosuje się czterostopniową rakietę na paliwie stałym „Miu”.

Autobus powietrzny McDonnell Douglas

Wspominany już w „Nowościach” projekt autobusu powietrznego firmy McDonnell Douglas Corp. uzyskał obecnie swój ostateczny kształt. Zdecydowano się na wariant trzysilnikowy, przy czym dwa silniki są zabudowane pod skrzydłem, a trzeci — u nasady usterzenia kierunku. Maksymalny ciężar całkowity samolotu — noszącego oznaczenie DC-10 — wynosi 175 500 kG, prędkość przelotowa 960 km/h, zasięg od 500

jest podzielona garderobami na poszczególne przedziały. Na bagaż pasażerów i ładunek są przeznaczone pojemniki w pomieszczeniu pod kabiną o objętości 83 m³. Również kuchnia znajduje się pod kabiną pasa-

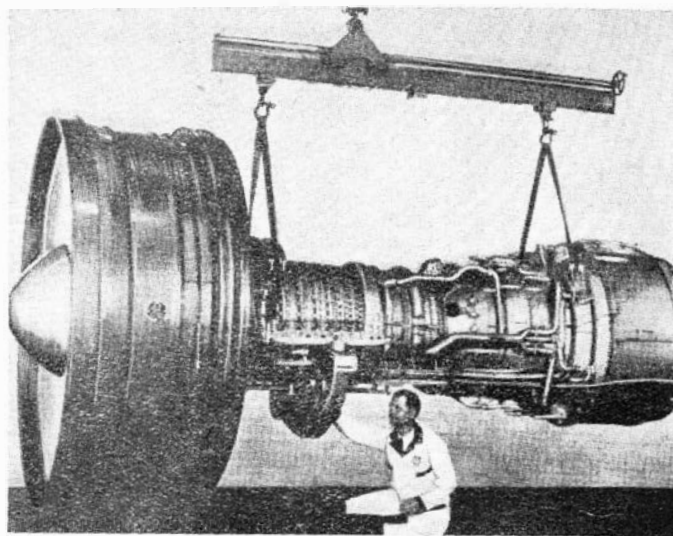
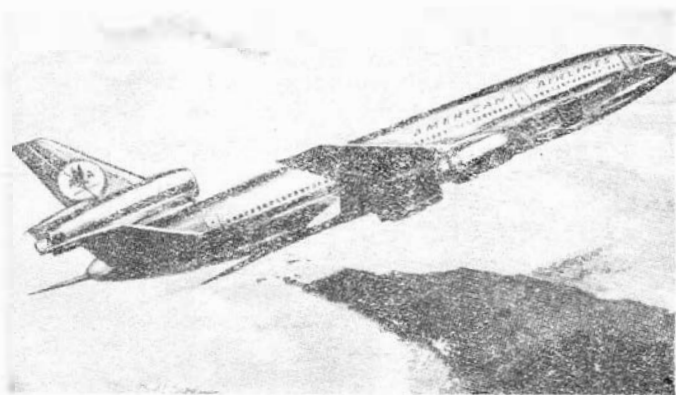
datków 6,3:1, spręż ogólny 26,7:1, ciężar 3330 kG, średnicę 2,33 m i długość 4,38 m.

Dane samolotu

Długość	54,76 m
Rozpiętość	47,34 m
Wysokość	17,42 m
Szerokość kabiny	5,69 m

Rys. 2

Rys. 1



do 5000 km. Ma przewozić 252 pasażerów na trasie o długości 4600 km. Kadłub autobusu DC-10 jest o ponad 2 m szerszy od kadłubów obecnie używanych samolotów pasażerskich. Wzdłuż kabiny przebiegają dwa przejścia o szerokości 65 cm w pierwszej klasie i 51 cm w klasie turystycznej. Fotele są ustawione parami w czterech szeregach. Okna mają wymiary 28×40 cm, a odstęp między nimi wynosi 50 cm. Kabina

żerską, tylko bufet umieszczono w środku głównej kabiny. Kabina załogi mieści trzech pilotów i dwóch obserwatorów.

Zapadła już decyzja zastosowania do napędu samolotu DC-10 silników General Electric CF6 o ciągu startowym 17 900 kG. Silnik ten różni się cokolwiek od silnika CF6/34 opisywanego w TLiA nr 9, 1968 r. Ma on dwustopniowy wentylator, wydatek ogólny 664 kG/sek, stosunek wy-

Długość kabiny	39,11 m
Maks. ciężar startowy	175 350 kG
Maks. ciężar przy lądowaniu	157 780 kG

Linie American Airlines zamówiły już 25 autobusów powietrznych DC-10, których dostawy mają się rozpocząć w 1971 r. Przewiduje się zamówienie dalszych 25 samolotów.

W.K.

Samolot dostawczy Beech „Airliner” 99

Najnowszy i największy z samolotów firmy Beech Aircraft — „Airliner” 99 z dwoma silnikami turbiniowymi UACL PT6A-20 o mocy 550 KM — jest dostarczany liniom lotniczym, amerykańskim i zagranicznym (meksykańskim, australijskim i kanadyjskim), jako samolot dostawczy i taksówka powietrzna. „Airliner” 99 jest pierwszym samolotem napędzanym turbinowymi silnikami śmigłowymi i wyposażonym w chowane podwozie, który został zaprojektowany zgodnie z amerykańskimi przepisami dla samolotów dostawczych (na linie lokalne). Samolot zabiera na pokład 16 pasażerów, ma długość 13,6 m, rozpiętość 14 m, ciężar całkowity 4625 kG i prędkość przelotową 400 km/h.

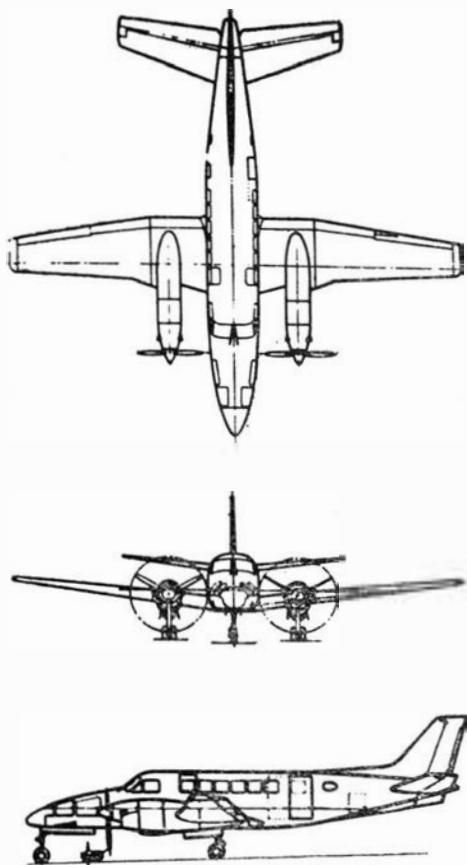
Przy współczynniku wykorzystania miejsc 0,62 bezpośrednie koszty eks-

ploatacyjne samolotu „Airliner” kształtują się na poziomie 20÷28 centów na kilometr. Biorąc pod uwagę, że w amerykańskim lotnictwie dostawczym cena lotu wyno-

si 7,5 do 9,3 centów na pasażera i kilometr, rentowność samolotu „Airliner” będzie się uzyskiwać przy przewożeniu najmniej trzech pasażerów.



Rys. 1



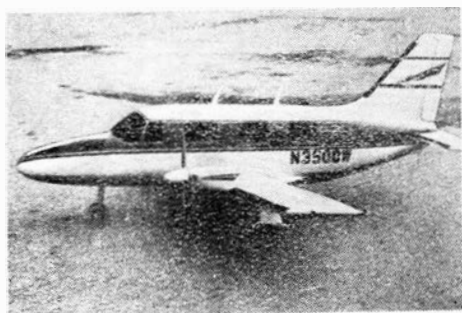
Rys. 2

Firma Beech ma produkować rocznie 100 samolotów „Airliner” 99. Samoloty te zostały już zamówione przez 15 linii amerykańskich i 10 linii zagranicznych z 9 krajów. Ma być opracowany specjalny program kontroli i obsługi samolotów oraz zorganizowany magazyn części zamiennych, który będzie w stanie dostarczyć liniom lotniczym każdą potrzebną część w ciągu 24 godzin.

W.K.

Samolot wielozadaniowy Piper PA-35

W ostatnich latach zbudowano szereg samolotów wielozadaniowych, które można szybko przystosować do chwilowych potrzeb. Odnaczają się one stosunkowo pojemną kabiną, dającą się w krótkim czasie przestawić z wersji pasażerskiej na towarową i odwrotnie, oraz możliwością startu z małych lotnisk lub z pomocniczych pasów startowych. Do samo-



lotów takich należy Piper PA-35, którego prototyp miał rozpocząć loty na początku 1968 r. Jest on napędzany dwoma silnikami tłokowymi z turbosprężarką Lycoming TIO-720 o mocy 470 KM. Samolot może zabrać na pokład 18 osób. Podwozie jest trójkołowe, chowane.

Dane samolotu: długość 12,00 m, rozpiętość 15,55 m, wysokość 4,80 m, powierzchnia skrzydła 29,30 m², ciężar własny z pasażerskim wyposażeniem kabiny 2220 kG, ciężar użyteczny 1860 kG, ciężar całkowity 4080 kG, zapas paliwa 760 l, prędkość maksymalna na wysokości 300 m 390 km/h, prędkość przelotowa na 75% mocy nominalnej na wysokości 3000 m 347 km/h, a na wysokości 5200 — 370 km/h, prędkość wznoszenia 8,1 m/sek, pułap praktyczny na jednym silniku 4270 m, zasięg z pozostawieniem rezerwy paliwa na 45 min lotu na 75% mocy nominalnej 1050 km, a na 55% mocy nominalnej — 1300 km.

Przypuszcza się, że na dalszym etapie rozwoju samolotu zostaną zastosowane do napędu turbinowe silniki śmigłowe, przy czym kadłub zostanie przedłużony.

W.K.

Samolot krótkiego startu „Twin Stallion”

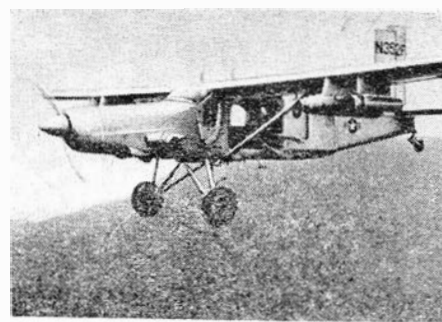


Od października 1968 r. rozpoczyna się dostawy nowego samolotu o skróconym starcie Helio „Twin Stallion”, napędzanego dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi Allison T63 o mocy 317 KM, zabudowanymi po bokach nosowej części kadłuba. Prędkość maksymalna samolotu wynosi 340 km/h, a prędkość minimalna, z zachowaniem dobrej sterowności, 57 km/h. W czasie startu bez przeciwnego wiatru i z maksymalnym obciążeniem (2315 kG) oderwanie od ziemi następuje po 100 m rozbiegu.

W.K.

Wersja COIN samolotu „Turbo-Porter”

Firma Fairchild/Hiller przerobiła budowany z licencji samolot Pilatus „Turbo-Porter” na uzbrojony samolot do zadań COIN i fotograficznego rozpoznania nazwany „Armed Porter”. Pod lewym skrzydłem umieszczono zasobnik z karabinem maszynowym oraz zasobnik z pociskami rakietowymi. Drugi karabin maszynowy, ze specjalnym celownikiem, za-



instalowano na obrotnicy w kabinie. W pojemniku pod prawym skrzydłem znajdują się trzy 70 mm kamery. Inny pojemnik zawiera rakiety oświetlające o czasie palenia 3,5 min. „Armed-Porter” może również zabrać 225 kG bomb napalmowych. Gdy samolot jest stosowany do zadań psychologicznych montuje się na nim głośnik o mocy 1400 W. Możliwe jest poza tym podwieszenie dodatkowych zbiorników paliwa.

W.K.

Argentyński samolot COIN



Argentyńska wytwórnia płatowców DINFIA zaprojektowała samolot typu COIN A-X2, do napędu którego są przewidziane dwa turbinowe silniki śmigłowe Turbomeca „Bastan” 6C o mocy ok. 1000 KM lub dwa silniki Garrett AiResearch TPE331.

W.K.

Samoloty rolnicze z silnikami turbinowymi

Nowozelandzki samolot rolniczy Fletcher FU-24 został wyposażony w turbinowy silnik śmigłowy Garrett AiResearch TPE331. Jeszcze wcześniej na innym samolocie FU-24 zabudowano turbinowy silnik śmigłowy UACL PT6A. Nowozelandzkie i australijskie przedsiębiorstwa lotniczych usług rolniczych śledzą z wielkim zainteresowaniem próbną eksploatację tych samolotów, aby stwierdzić, który z obu silników będzie się bardziej nadawał do zadań rolniczych.

W.K.

Mały śmigłowiec Del Mar

Firma Del Mar w Los Angeles zbudowała lekki dwuwirnikowy śmigłowiec w układzie tandem DH-20. Wirniki o średnicy 4,9 m są napę-



dzane dwoma silnikami turbinowymi Garrett AiResearch GTP30-100 o mocy 100 KM. Śmigłowiec jest dwumiejscowy.

W.K.

Plany budowy dużego śmigłowca w USA

Armia amerykańska opracowuje obecnie plany rozwoju dużego śmigłowca-dźwigu HLH (Heavy Lift Helicopter) mogącego przewozić ładunki o ciężarze 20 do 30 T. Prace nad rozwojem śmigłowca trwałyby ok. 8 lat i kosztowałyby ok. 325 milionów dolarów. Nie wyklucza się, że program HLH doprowadzi do budowy śmigłowca o udźwigu 35 do 40 T. Specjaliści uważają, że obecny poziom techniki umożliwia budowę śmigłowca o udźwigu nawet 50 T. Konieczne jest jednak przeprowadzenie analizy zagadnień ekonomicznych eksploatacji śmigłowców o tak dużym udźwigu z uwzględnieniem wymagań co do zasięgu i problemów tankowania paliwa. Armia zamierza stosować śmigłowce HLH na odległościach do 40 km.

Oprócz armii udział w opracowaniu programu HLH biorą również siły powietrzne, piechota morska i marynarka. Armii duży śmigłowiec-dźwig jest potrzebny do transportu artylerii, siłom powietrznym — do transportu w strefie przyfrontowej zaopatrzenia dowożonego przez samoloty C-5A, a marynarce — do rozładowywania okrętów.

Obecnie armia zakończyła studia nad pośrednim typem śmigłowca (Interim Heavy Lift Helicopter) o udźwigu 12 do 20 T. Opracowano przy tym następujące zagadnienia: koszty, ciśnieniowy napęd wirnika, różnorodne problemy związane z silnikami i układami przeniesienia mocy oraz z wirnikami, problem napędu wielosilnikowego z pojedynczym układem doprowadzenia gazów, urządzenie do transportu ładunków zewnętrznych. Pod względem układu śmigłowiec IHLH będzie prawdopodobnie przypominał obecnie stosowane śmigłowce-dźwigi.

W dziedzinie dużych śmigłowców największe doświadczenie ma firma Sikorsky. Budowany przez nią śmigłowiec CH-54A może transportować ładunki o ciężarze 9 T. Obecnie jest

opracowywana trzysilnikowa wersja tego śmigłowca, CH-54B, która będzie mogła przewozić 11 T.

Nad projektem śmigłowca-dźwigu HLH pracuje również firma Boeing-Vertol. W.K.

„Symphonie” — niemiecko-francuski program satelitów łącznościowych

Jako jeden z najważniejszych europejskich przedsięwzięć z dziedziny astronautyki zapowiada się wspólny niemiecko-francuski projekt doświadczalnych satelitów łącznościowych „Symphonie”. Do 1971 r. oba rządy chcą przeznaczyć na ten cel 250 do 300 milionów franków, nie wliczając w to środków na rozwój rakiet nośnych. Będzie to początek rozwoju w Europie techniki łączności satelitarnej i późniejszych wspólnych projektów w tej dziedzinie.

Porozumienie zawarte 6 czerwca 1967 r. przewiduje opracowanie projektu i budowę dwóch doświadczalnych satelitów łącznościowych, umieszczenie ich na orbicie i praktyczne wykorzystywanie w łączności. Porozumienie uzgadnia równocześnie sposoby realizacji programu przez przemysł lotniczo-astronautyczny i elektroniczny obu krajów. Będą opracowane dwa oddzielne projekty — przez dwa międzynarodowe zespoły — z których zostanie wybrany projekt do realizacji.

Satelity „Symphonie” będą mieć za zadanie przekazywanie fonii i wizji, rozmów, pism i różnego rodzaju danych. Mają być zbudowane i przebadane liczne modele próbne, prototyp satelity i dwa satelity użytkowe. Start obu satelitów ma się odbyć w

1971 r. z ośrodka kosmicznego CNES we francuskiej Guitanie przy użyciu udoskonalonych rakiet ELDO z dodatkowym stopniem PAS. Przygotowanie rakiet i urządzeń startowych będzie uregulowane oddzielnym porozumieniem. Do projektu „Symphonie” ma być włączone opracowanie naziemnych urządzeń radiowych.

Do opracowania projektów powołano dwa wspomniane zespoły. Pierwszy z nich składa się z następujących firm: Matra, ERNO, Telefunken, Siemens oraz belgijskiej firmy MBLE. Do drugiego zespołu należą: Nord-Aviation, Sud-Aviation, Bölkow, Junkers, Thomson Houston — Hotchkiss Brandt, CSF, SAT oraz belgijska firma ACEC. Projekty miały być opracowane do 30 kwietnia 1968 r.

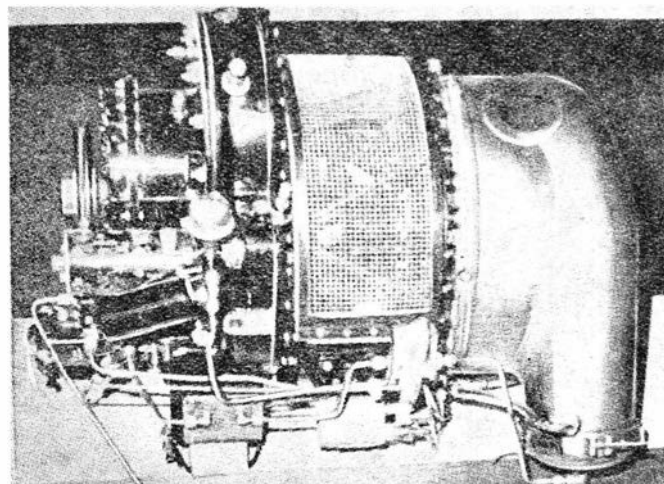
Poważny problem stanowi rakietą nośna. Rakietą ELDO — „Europa”2 — z dodatkowym stopniem PAS umożliwiłaby umieszczenie na orbicie stacjonarnej satelity o ciężarze tylko 170 do 185 kg. Jest więc prawdopodobne, że francuski ośrodek kosmiczny CNES zleci opracowanie udoskonalonego stopnia „szczytowego”, który przeniósłby satelitę z niskiej orbity na orbitę stacjonarną.

W.K.

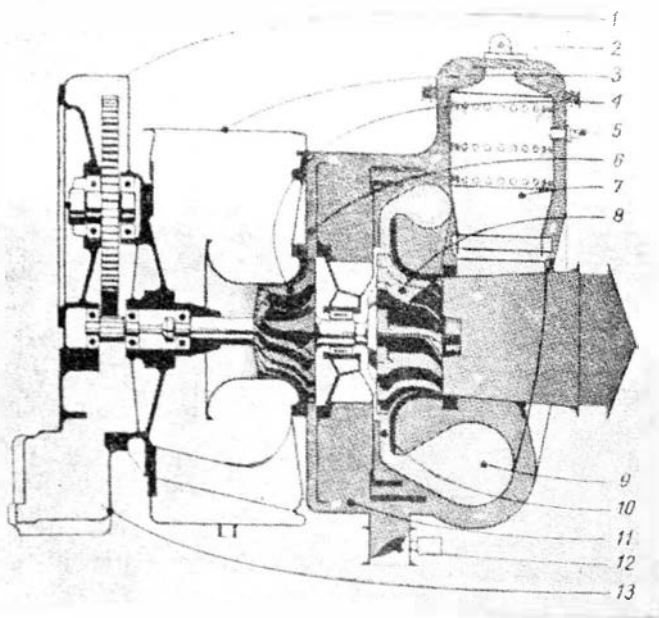
Nowy silnik turbinowy Garrett AiResearch

Załączone rysunki przedstawiają turbinowy silnik Garrett AiResearch TSE36-201, który w zależności od

zastosowania może dostarczać sprężone powietrze o wydatku 0,5 kg/sek lub moc 200 KM lub równo-



Rys. 1



Rys. 2: 1 — końcówka napędu, 2 — wtryskiwacz paliwa, 3 — wlot powietrza, 4 — sprężarka, 5 — świeca zapłonowa, 6 — dyfuzor, 7 — komora spalania, 8 — turbina, 9 — pierścieniowy kanał gazów, 10 — wlot turbiny, 11 — komora zbiorcza, 12 — zawór upustu powietrza, 13 — skrzynka napędów

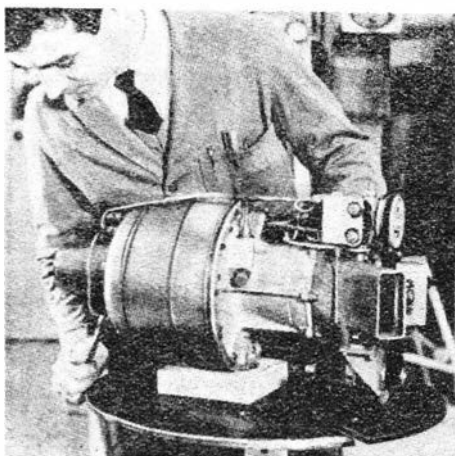
częśnie powietrze o zmniejszonym wydatku i zmniejszoną moc. Ma on diagonalną sprężarkę i turbinę oraz pojedynczą komorę spalania. Ciężar

gotowego do zabudowy silnika wynosi tylko 64 kG.

W.K.

Silnik odrzutowy o ciągu 52 kG

Firma Alvis-Rover zbudowała turbinowy silnik odrzutowy TJ.125, który przy prędkości obrotowej 65 000 obr/min daje ciąg 52 kG. Silnik jest przeznaczony do napędu belgijskiego bezzałogowego samolotu rozpoznawczego MBLE „Epervier”. Jak widać z załączonej fotografii, silnik ma rozgałęziony wlot powietrza, odśrodkową sprężarkę i zwrotną komorę spalania.

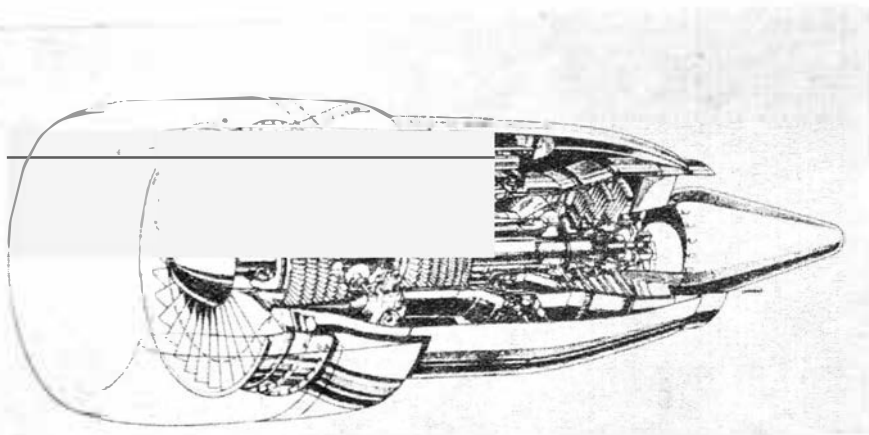


W.K.

Nowe dane na temat silnika M.45H

W październiku br. miały się rozpocząć próby stoiskowe dwuprzepływowego silnika SNECMA/Rolls-Royce Bristol M.45H, który jest przeznaczony do napędu niemieckiego

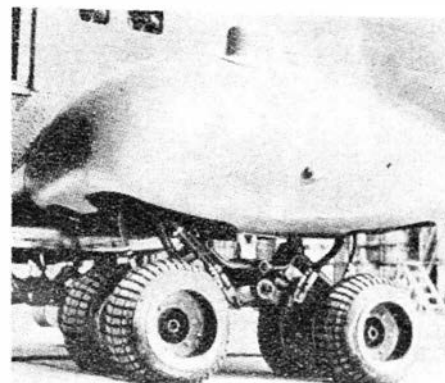
samolotu pasażerskiego (i towarowego) na krótkie trasy VFW 614. Dopracowaniem zespołów wysokiego ciśnienia (sprężarka i turbina wysokiego ciśnienia, komora spalania)



zajmują się połączone ostatnio firmy Rolls-Royce i Bristol Siddeley, dopracowaniem zespołów niskiego ciśnienia (wentylator i turbina niskiego ciśnienia) francuska firma SNECMA. Według najnowszych danych ciąg startowy silnika M.45H wynosi 3655 kG, jednostkowe zużycie paliwa 0,458 kG/kGh, stosunek wydatków 2,8 : 1, spręż 18,8 : 1.

W.K.

Podwozie śmigłowca z napędem



Wojskowe śmigłowce transportowe Sud-Aviation SA.330 mogą być na życzenie użytkownika wyposażone w tzw. podwozie DOP. Składa się ono łącznie z 10 kół (w tym dwa przednie), które za pośrednictwem silników hydraulicznych są napędzane przez jeden z turbinowych silników śmigłowca. Dzięki temu śmigłowiec może poruszać się, do przodu i do tyłu, z prędkością 4 do 5 km/h, pokonując wzniesienia o nachyleniu do 10% i rowy o szerokości do 50 cm. Ciśnienie w oponach wynosi 1 kG/cm².

W.K.

Pamięć ferrytowa o 2 milionach operacji na sekundę

Firma Lockheed Aircraft Corp. opracowała i obecnie buduje najszybszy na świecie system pamięci ferrytowej, której cykl pracy wynosi 500 Nasek, co odpowiada 2 milionom operacji magazynowania i przekazywania informacji w ciągu sekundy. Pojemność pamięci przekracza milion bitów.

Zasadniczym elementem pamięci są produkowane przez firmę Lockheed rdzenie litowo-ferrytowe o średnicy 0,46 mm. Przez każdy z tych rdzeni, mających kształt toroidu, są przeprowadzone trzy druciki — drucik X, drucik Y i drucik odczytujący — w układzie 2,5-wymiarowym, które służą do magazynowania i przekazywania cyfrowych danych binarnych.

2,5-wymiarowy układ pamięci zapewnia większe napięcia użyteczne, ponieważ odpada prąd blokujący, który konieczny jest w układzie 3-wymiarowym. Dalsza zaleta ukła-

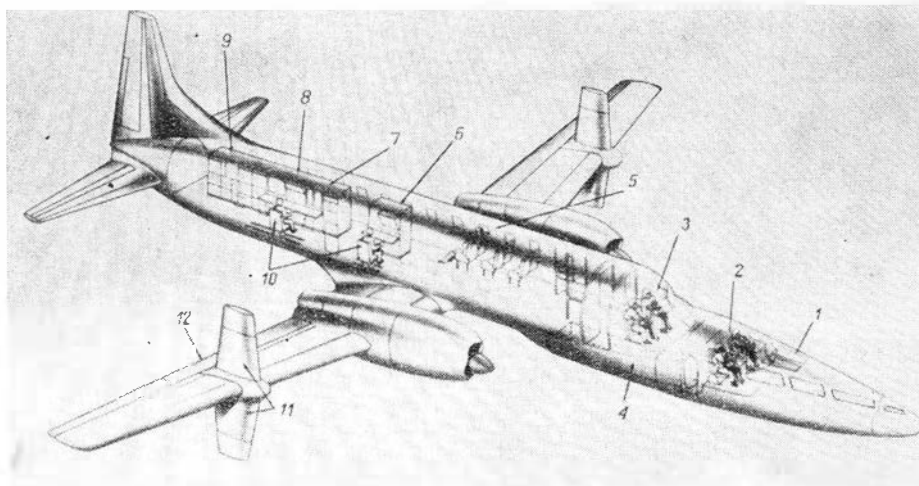
du 2,5-wymiarowego polega na tym, że ilość połączonych między sobą rdzeni jest mała i że przewody Y są krótkie, w związku z czym budowa obwodów jest prostsza i tańsza. Największa zaleta nowego systemu — większa szybkość działania — wynika z braku prądu blokującego.

Latający symulator do szkolenia pilotów

W Cornell Aeronautical Laboratory zmodyfikowano samolot Convair 580 przekształcając go w latający symulator TIFS (Total In-Flight Si-

Produkowane obecnie przez firmę Lockheed duże, ultraszybkie 2,5-wymiarowe systemy pamięciowe zapewniają największe korzyści w przypadkach, gdy wymagana jest pojemność pamięci powyżej 16 000 słów.

W.K.



mulator). Ma on służyć do szkolenia pilotów samolotów Boeing 747 i 2707, Sud-Aviation/BAC „Concorde” oraz europejskiego autobusu powietrznego, których cechy stateczności można odtwarzać za pomocą przeliczników analogowych i specjalnych urządzeń zainstalowanych na symulatorze. Pierwszy symulator został zbudowany dla amerykańskich sił powietrznych, gdzie będzie używany do celów doświadczal-

nych, drugi jest przeznaczony dla firmy Aero Spacelines, która przejmie później produkcję symulatorów TIFS. Przewiduje się, że do

Oznaczenia na rysunku:

1 — wizjer naddźwiękowego samolotu pasażerskiego, 2 — szkoleni piloci, 3 — instruktorzy, 4 — przejście tunelowe, 5 — obserwatorzy, 6 — układ rejestracji cyfrowej, 7 — analogowy przelicznik, 8 i 9 — urządzenia elektroniczne odtwarzające cechy samolotu, dla którego przebiega program szkolenia, 10 — obsługa urządzeń elektronicznych, 11 — stateczniki do wytwarzania sił bocznych.

W.K.

Tworzywa zbrojone na piasty sztywnych wirników nośnych

Zbudowany niedawno przez firmę Lockheed śmigłowiec ze sztywnym wirnikiem i dodatkowym ciągiem, AH-56 „Cheyenne”, stawia ze względu na swoją nietypową konstrukcję specjalne wymagania materiałowe, w szczególności jeżeli chodzi o piastę wirnika nośnego. Ramiona piasty muszą być dostatecznie sprężyste, aby zapewnić odpowiednie własności dynamiczne śmigłowca, jednak sprężystość ta musi być zawarta w wąskich granicach, gdyż w przeciwnym przypadku nie będzie można w pełni wykorzystać wyjątkowo dobrej stateczności i sterowności śmigłowców ze sztywnym wirnikiem.

Obecnie na piastę wirnika śmigłowca AH-56 stosuje się tytan. Jednak w przyszłości zamierza się wykorzystać do tego celu zbrojone two-

rzywa sztuczne, które opracowywane są przez firmę Lockheed i które w porównaniu do metali wykazują szereg zalet. Chodzi o to, że tworzywo niemetalowe, zbrojone szklanym lub metalowym włóknem, pozwala na lepszą kontrolę sprężystości przez odpowiednie ukierunkowanie sztywności. Wykonana z takiego tworzywa piasta wirnika ma dobre własności zmęczeniowe i jest mało wrażliwa na uszkodzenia. Tworzywo zbrojone włóknem nie jest podatne na działanie karbu i nie ulega korozji, dzięki czemu można się spodziewać dłuższej i pewniejszej pracy wirnika. Poza tym tworzywa zbrojone są znacznie lżejsze od metalowych, co umożliwi dalsze polepszenie osiągnięć śmigłowców.

W.K.

Proces dyfuzyjnego ulepszania powierzchniowego

Opracowany w firmie General Electric uniwersalny, względnie niedrogi, proces pokrywania powierzchniowego zwiększa znacznie możliwości dyfuzji metali w głąb przedmiotów metalowych. Technika nasycania metalem jest wysokotemperaturowym procesem elektrolitycznym, w którym anoda i katoda są zanurzone w kąpieli roztopionej soli fluorowej. Przy przepływie prądu stałego następuje przenoszenie jonów anody na katodę. Jony anody dyfundują w głąb materiału katody tworząc stop tych metali na powierzchni katody. W wyniku procesu własności powierzchniowe warstwy katody są zupełnie inne od całego podłoża. Przykładem może być molibden, który jest materiałem stosunkowo miękkim, możliwym do piłowania. Po dyfuzyjnym wprowadzeniu boru otrzymuje się na powierzchni stop molibden-bor o twardości, która ustępuje jedynie diamentowi. Podobnie istotne zmiany uzyskuje się po wprowadzeniu do molibdenu krzemu. Druk molibdenowy podgrzany w powietrzu do temperatury około 700 °C spłonie całkowicie w ciągu kilku minut. Po utworzeniu na powierzchni molibdenu stopu molibden-krzem drut ten wytrzyma temperaturę dwukrotnie wyższą w ciągu kilkuset godzin.

W nowym procesie przebadano ponad 50 pierwiastków. Między innymi próbami objęto metale: żelazo, nikiel, aluminium, tytan, miedź, oraz pierwiastki ziem rzadkich, jak cer, skand i itr. Proces jest niedrogi i w wielu przypadkach szybki. Grubość warstwy dyfuzyjnej wynosi od 0,01 mm do kilku dziesiętnych milimetra i może być dokładnie kontrolowana. W pewnych przypadkach można kolejno wprowadzać dwa różne pierwiastki na katodę. W omawianym procesie nasycania metalem można dyfundować aluminium do tytanu, co podnosi znacznie sztywność tego ostatniego i zwiększa jego odporność na utlenianie. Również obiecująco wygląda nakładanie aluminium na stal, niob i miedź.

Ciekawe własności uzyskano przez dyfuzyjne wprowadzenie berylu na powierzchnię miedzi. Miedź staje się wytrzymalsza, bardziej gładka, twardsza, bardziej odporna na utlenianie, a nie traci swojej przewodności. Podobnie wprowadzenie chromu na stal wykazało, że można stosować niedrogie stale na elementy odporne na korozję i zużycie, zamiast stali nierdzewnych. Równocześnie stwierdzono, że wprowadzenie kolejno chromu i itru na stal może dostarczać doskonałego stopu żaroodpornego na elementy silników odrzutowych.

Wprowadzenie boru na stal umożliwia otrzymanie materiału o bardzo twardej powierzchni, w większości przypadków twardszej od węglików spiekanych. Należy spodziewać się w najbliższym czasie otrzymania tą metodą powierzchni bardzo twardych na bieżnie łożysk i matryc.

A.G.

BRATUCHIN J. P.

539.4.01:629.135

On the scientific activity of Aviation University in Moscow

From the beginning of its existence the Aviation University in Moscow (MAI) independently of the didactic activity performed the activity in the field of aviation designing. In this university one of the first in The Soviet Union airship and first in The Soviet Union stainless steel aircraft were designed and manufactured. There also the problem of magnesium alloy aircraft constructions was solved. After the second world war first in The Soviet Union airworthy helicopters were designed in The Aviation University. This university extends the scientific activity in the field of aerodynamics, aircraft strength, aircraft engines, electronics, air transport economics and aircraft manufacturing. In the article the cooperation with aviation industry and the remarkable participation of students in design and scientific activity of the university were emphasized.

OBRAZCOW J. E.

539.4.01:629.135

On some problems of aircraft structure strength

In this article the short review of problems regarding calculations of wing (tail) and fuselage strength is presented and effect of thermal stresser from structure aerodynamic heating and effect of notches are emphasized. Some problems of static and dynamic stability of thin elastic shells are discussed. The necessity of elaborating methods for calculation of structure strength and stability after exceeding material elastic strength is indicated.

797.55:629.135.15

GLASS A.

World Gliding Championships

I — the most interesting gliders of the open class

During last World Gliding Championships at Leszno many countries demonstrated the newest glider constructions presenting advanced trends in the field of glider designing. In championships participated 48 open-class gliders — 20 of laminated, 16 of wooden, 11 of metallic and 1 of mixed construction. In the article the constructions of the most interesting gliders of the open class are described.

KORDZIŃSKI W.

621.554.001.57

Similarity criterions at testing aircraft turbine engines

In this article are discussed the factors causing that normal correction formulae are not applicable for calculating the turbine engine performances and gasdynamic parameters in flight conditions by the use of performance and parameter values measured in static conditions. These factors are: effect of flight Mach number, inlet flow distortions effect of Reynolds number, variation of combustion efficiency, variation of specific heat and influence of external flow on effective outlet nozzle area. Some of these factors make difficult determining — on the basis of tests carried-out on the bed-engine behaviour in flight, especially in regard to surge-free operation margin. The methods of test-bed simulating the effects of some of the factors considered are mentioned.

KARDYMOWICZ A.

533.6.013.8:629.135(083.133)

Aircraft airworthiness requirements and actual problems of aircraft strength

This article is an enlargement of the report presented on the conference „Actual problems of the polish aviation” held on October 1967 at Poznań. In connection with the aircraft airworthiness requirements regarding aircraft strength the methods of calculating internal forces and stresses in structure for chosen load case are discussed. The troubles arising during choosing load case that determines construction dimensions are emphasized and the gaps existing in aircraft airworthiness requirements are indicated. According to author's point of view the requirements must determine the fundamental assumptions more accurately.

PARCZEWSKI W.

533.6.013.8:629.135(083.133)

On isothermal surfaces in the troposphere

The knowledge of temperature profile in the troposphere is very important for aviation because influence of the temperature on arising icing conditions and rains or storms. In this paper the medium and medium extreme altitudes of isothermal surfaces of 0, -10 and -20 °C above Central Poland are given and its annual variations are analysed. The phenomenon of existing several isothermal surfaces of the same temperature in different altitudes is mentioned.

Co piszą inni...

Nowoczesna elektroniczna maszyna cyfrowa ICT-1905

do prac statystycznych, zainstalowana w GUS, umożliwia nie tylko przyspieszenie opracowania wyników badań, lecz rozwiązuje najistotniejsze problemy organizacji, zbierania i obiegu informacji ekonomicznej w kraju. Technika pracy oraz sposoby wykorzystania tej maszyny opisują w nrze 9 z 1968 „Maszyny Matematyczne”.

Laminowane pokrycia malarskie

Przeprowadzone badania pozwoliły stwierdzić, że laminowane powłoki malarskie wykazują lepsze własności ochronne niż powłoki malarskie. Charakteryzuje je m.in. większa odporność na uszkodzenia mechaniczne oraz mała skłonność do tworzenia pęcherzy. O własnościach, zakresie stosowania i sposobie wykonywania laminowanych pokryć malarskich pisze „Ochrona przed Korozją” w nrze 5 z 1968. W artykule podano też wykaz zalecanych laminowanych pokryć malarskich odpornych na roztwory alkaliczne i kwaśne.

Badanie i mierzenie pracy

Wzajemne dostosowanie człowieka i pracy jest podstawowym warunkiem uzyskania dobrego działania robotników i optymalnie dobrych wyników produkcji. Aby je uzyskać niezbędne jest stosowanie metody BMP (Badania i Mierzenia Pracy). Zastosowanie tej metody w przemyśle średnio zwiększa wydajność o 30%, a zarazem czyni pracę lżejszą i mniej nużącą. Na łamach nr 8 z 1968 „Ochrony Pracy” omówiona została MTM (metoda stosowana w wielu krajach) i stosowana w kraju BMP. Ważną zaletą tych metod jest łatwość szybkiego ich opanowania przez robotników.

Dobry kierownik

W oparciu o wyniki badań przeprowadzonych w jednym z dużych zakładów przemysłowych „Ochrona Pracy” w nrze 8 z 1968 przedstawia opinie robotników. Odzwierciedlają one wartości cenione przez nich odnoszące się do zachowania się przełożonych, ich sposobu bycia i stosunków z podwładnymi. Z badań tych wynika, że wymagania są różne zależnie od kwalifikacji i dlatego trudno mówić o jednolitym wzorze dobrego przełożonego.

Pracą wzrokową wymaga odpowiednich warunków

Na dobrą widzialność przedmiotu wpływają cechy wzroku, oświetlenia i przedmiotu. Widzialność jako jedna z cech widzenia jest zagadnieniem ważnym ze względu na prawidłowe warunki wykonywania pracy wzrokowej oraz na bezpieczeństwo pracy. O zagadnieniu widzialności pisze „Ochrona Pracy” w nrze 9 z 1968. Opisany jest tu również przyrząd do mierzenia stopnia widzialności, jego budowa i działanie.

Normalizacja parametrów i całych ślimaków

Przekładnie ślimakowe różnią się znacznie konstrukcją oraz technologią w porównaniu z kołami czołowymi. Do obydwu rodzajów uzębień stosowane są jednak tradycyjnie takie same parametry, co powoduje trudności wykonania przekładni ślimakowych. „Przegląd Mechaniczny” w nrze 16 z 1963 publikuje propozycje, które uwzględniają kinematykę obrabiarek, a także problemy narzędziowe oraz pozwalają na uniknięcie trudności wykonawczych i ułatwiają normalizację. Jest to artykuł dyskusyjny.

50 lat RADZIECKIEGO PRZEMYSŁU LOTNICZEGO

LOTNICTWO W GOSPODARCE NARODOWEJ ZSRR

Kraj Rad liczy sobie dopiero 51 lat, jest to na pewno dużo w życiu człowieka, lecz niewiele w procesie kształtowania oblicza gospodarczego. W okresie tym rastąpił wszechstronny rozwój nauki i techniki. Lotnictwo i astronautyka w programie tym zajęły jednak miejsce poczesne.

Jednym z pierwszych dekretych władzy radzieckiej był dekret o nacjonalizacji wszystkich fabryk lotniczych. Nie było ich wiele, lecz stanowiły punkt startu do wielkich sukcesów dnia dzisiejszego.

W 1918 r. powstał Centralny Instytut Aerohydrodynamiki (CAGI), którego pierwszym kierownikiem był prof. N. Żukowski. Znany nam bardzo dobrze konstruktor A. Tupolew od początku istnienia CAGI kierował tam właśnie działem lotniczym. W CAGI powstały pierwsze znane konstrukcje lotnicze, które na trwałe wpisały się do historii lotnictwa. Seria ANT, z której ANT-4 dokonał przelotu na trasie Moskwa — Nowy Jork przez Syberię i Alaskę.

Przemysł lotniczy stanowi dzisiaj jedną z najważniejszych gałęzi i poza całokształtem potrzeb gospodarczych, zaopatruje wojsko oraz posiada niewymierne osiągnięcia w rozwiązywaniu techniki kosmicznej. O tych wielkich sukcesach przemysłu lotniczego tak pisał w ubiegłym roku amerykański tygodnik US NEWS AND WORLD REPORT: „Po latach niczym nie zagrożonej supremacji w wyścigu zbrojeń nuklearnych z Ro-

sją, Stany Zjednoczone nagle znalazły się w stadium krytycznym. Dawna ogromna przewaga pod względem liczby rakiet i bombowców poważnie zmalała i istnieje niebezpieczeństwo, że w ogóle przestanie istnieć”. My jednak jesteśmy przekonani, że proces ten dawno nastąpił.

Przemysł lotniczy oddaje do dyspozycji użytkowników całe rodziny samolotów takich konstruktorów jak: Tupolewa, Jakowlewa, Iliuszyna czy Antonowa.

Legitymacją nowoczesności jest samolot AN-22, który może zabrać 720 osób lub 80 ton ładunków. Olbrzym ten ma 4 silniki turbinowo-śmigłowe każdy o mocy 15 tysięcy KM. Jego długość rozbiegu wynosi zaledwie 1100—1300 m, i co najważniejsze w sytuacji Związku Radzieckiego samolot korzystać może z lotnisk gruntowych.

Można przyjąć założenie, że w każdym roku przemysł lotniczy przynosi sensację. Otóż od roku 1970 wejdzie w ZSRR do eksploatacji nadźwiękowy samolot pasażerski A. Tupolewa — Tu-144. Jego prędkość wynosić będzie 2500 km/godz., zasięg 6500 km, długość rozbiegu — 1900 m, normalny ciężar startowy — 130 ton. Radziecki „CONCORDE” zabierać będzie 121 pasażerów. Większość czynności pokładowych wykonywać będą automaty.

Osiągnięcia Związku Radzieckiego są również źródłem naszej siły i sukcesów, bowiem łączy nas wspólny cel — socjalizm.

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

Pomoce inżyniera prób w locie

Nomogram do przeliczania prędkości równoważnej
na prędkość równoważną poprawianą i odwrotnie

Dokończenie z nru 10 /68



