

**technika
lotnicza
i astronautyczna**

2
1971

1. Stowarzyszenia SIMP i SITK zorganizowały w Warszawie zjazd sekretarzy generalnych naukowo-technicznych stowarzyszeń budowy pojazdów mechanicznych i komunikacji sześciu krajów socjalistycznych. Na naradzie tej (która była w KDL już trzecią z kolei) omawiano m.in. sprawy lotnictwa. Z ramienia naszej Sekcji w naradzie wziął udział kol. Kostia.

2. W lecie 1970 r. Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy wspólnie z miejscowym Aeroklubem — zorganizował Krajowe Zawody Modeli Latających Skrzydeł. W zawodach wzięło udział 47 modelarzy z 6 aeroklubów. Zawody odbywały się w trzech kategoriach modeli. Zwycięzcy otrzymali nagrody i dyplomy.

3. We wrześniu Sekcja Lotnicza SIMP w Bydgoszczy — we współpracy z Aeroklubem i Klubem Seniorów Lotnictwa — zorganizowała festyn lotniczy dla publiczności. Na imprezę tę złożyły się: pokazy samolotów na ziemi i w powietrzu, ekspozycja sprzętu ratunkowego pilota, skoki spadochronowe, loty modeli, wreszcie loteria, w której wygrywający miał prawo do przelotu nad Bydgoszczą. Los uśmiechnął się do 46 sympatyków lotnictwa.

4. Oddział Warszawski Sekcji Lotniczej SIMP — w porozumieniu z Ministerstwem Zdrowia i Opieki Społecznej — zorganizował 21 października ub. r. *Krajową Radę Lotnictwa Sanitarnego* w Warszawie w gmachu NOT.

Na radę, która przypadła na jubileusz 15-lecia lotniczej służby sanitarnej w Polsce, przybył minister zdrowia i opieki społecznej J. Kostrzewski oraz prezes APRL, gen bryg. W. Jagiełło.

W naradzie wzięło udział blisko dwustu uczestników pilotów pogotowia, lekarzy, członków obsługi technicznej i średniego personelu medycznego. O historii, aktualnym stanie, problemach oraz planach na przyszłość polskiego lotnictwa sanitarnego mówił w referacie wprowadzającym dyrektor Centralnego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego w Warszawie — mgr inż. Z. Olszański.

Na terenie kraju działa obecnie 15 zespołów lotnictwa sanitarnego, dysponujących 64 samolotami i 10 śmigłowcami. Rocznie wykonuje się ok. 8 tys. transportów lotniczych. Najnowsze śmigłowce są zaopatrzone w sprzęt medyczny, stosowany przy reanimacji. Większość pilotów pracujących w lotnictwie sanitarnym, to lotnicy o bardzo dużym doświadczeniu. Są wśród nich weterani z dywizjonów 302 i 303.

W dalszym ciągu narady min. J. Kostrzewski udekorował zasłużonych pracowników lotnictwa sanitarnego odznaczeniami państwowymi. Krzyże Kawalerskie Orderu Odrodzenia Polski otrzymali: J. Malinowski — pilot z zespołu z Wrocławia oraz J. Kielan — technik z centralnego zespołu w Warszawie.

Po przerwie — wygłoszone zostały naukowe referaty na następujące tematy:

● Zagadnienia medyczne w działalności lotnictwa sanitarnego

● Konstrukcja statków powietrznych dostawczych do transportu sanitarnego

● Możliwości realizowania zamówień w zakładach przemysłowych w kraju i za granicą

● Zagadnienia ekonomiczne w działalności lotnictwa sanitarnego.

Naradę lotnictwa sanitarnego zakończyła dyskusja, w której wzięło udział kilkanaście osób.

5. Sekcja Lotnicza zaproponowała Zarządowi Głównemu SIMP zaproszenie kilku wybitnych inżynierów polskich, stale zamieszkałych za granicą, do Poznania na VI Kongres Techników Polskich. Zgłoszone zostały kandydatury: prof. Gustawa A. Mokrzyckiego z Kalifornii, inż. Wincentego Czerwińskiego z Ottawy oraz Stanisława Krzyckowskiego z Montrealu.

Prof. Mokrzycki, przedwojenny kierownik Katedry Mechaniki Lotu i Budowy Płatowców na Politechnice Warszawskiej, był w Polsce pionierem konstrukcji latającego skrzydła i raketowego napędu pocisków. Był współzałożycielem pierwszej organizacji inżynierów lotniczych w Polsce (ZPIL — 1928 r.). Za aktywną działalność nad usunięciem inżynierów niemieckich z polskiego przemysłu lotniczego znalazł się dwukrotnie na hitlerowskich listach proskrypcyjnych, raz wśród ludzi przeznaczonych do zgładzenia w Polsce, drugi raz na takiej liście przygotowanej na wypadek ... zdobycia Kanady, gdzie pracował w okresie wojny.

Inż. Czerwiński, wychowanek Politechniki Lwowskiej, znakomity konstruktor szybowcowy, przed wojną zbudował i oblatał wiele szybowców rodziny CW. Na nich to — po wojnie, przez wiele lat — szkolili się młodzi piloci. Na szybowcach Czerwińskiego kształcili się nowi konstruktorzy w PRL.

Inż. Krzyckowski, prawie przez 10 lat, jako dyrektor techniczny rozwijał przedsiębiorstwo PLL „Lot”; potem — powołano go do zorganizowania nowej fabryki samolotów — był pierwszym naczelnym dyrektorem Państwowych Zakładów Lotniczych w Mielcu.

6. W związku z obchodami 25 rocznicy powrotu Ziemi Zachodnich i Północnych oraz 50 rocznicą powstania lotnictwa polskiego Sekcja Lotnicza Oddziału Wojewódzkiego SIMP w Bydgoszczy ogłosiła konkurs na rysunek o tematyce lotniczej i kosmonautycznej. Konkurs przeznaczony dla dzieci i młodzieży bydgoskiego okręgu szkolnego przewiduje dwustopniową eliminację prac oraz powołanie jury z udziałem przedstawiciela Związku Artystów Plastyków. Za najlepsze prace konkursowe przyznane zostaną: nagrody rzeczowe, loty nad Bydgoszczą oraz wyróżnienia i dyplomy.

Dokończenie na str. 13

Ogłoszenie wyników Konkursu na rysunek o tematyce lotniczej i kosmonautycznej, ogłoszonego przez Sekcję Lotniczą w Poznaniu



Wręczenie nagrody laureatce konkursu



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXVI LUTY Zeszyt 2

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,
tel. 27-70-09

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

SPIS TREŚCI

Str.

M. Mielczarska: Dziesięć lat satelitów meteorologicznych	1
L. Dulęba: Własności sprężyste płyt sklejonych z warstw ortotropowych	5
S. Ochelski, S. Szczeciński: Przyczynek do obliczeń wytrzymałościowych korbowodów silników tłokowych	10
B. Dostatni: Sytuacja techniczno-ekonomiczna w transporcie lotniczym w 1969 r.	14
J. Janowski: Nawigacja na trasach dalekiego zasięgu — cz. I	16
K. Dąbrowski: Aquaplaning — zjawisko i problem	17
F. Kaźmierczyk: Klasyfikacja podatnych nawierzchni lotniskowych metodą LCN	21
Strategiczny bombowiec naddźwiękowy B-1 — W.K.	27
NOWOŚCI TECHNICZNE	28
KRONIKA	34
SYLWETKI POLSKICH KONSTRUKTORÓW LOTNICZYCH	
Stefan Drzewiecki 1844—1938 — <i>J. Kędziński</i>	35
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI GŁÓWNEJ KOMU- NIKACJI LOTNICZEJ SITK	
Wnioski z konferencji naukowo-technicznej „Lotniczy transport towarowy”	36
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP II okł. NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	III okł.
LOTNICZE PRZEDSIĘBIORSTWA ŚWIATA „Lufthansa”	IV okł.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor Naczelny:
mgr inż. *Stefan Sulikowski*

Sekretarz Redakcji:
M. Klara Szurmak

Redaktorzy działówi:
dr *B. Dostatni*, mgr inż. *A. Gołędzi-
nowski*, mgr inż. *W. Kordziński*, mgr
inż. *S. Lassota*, inż. *K. Szumielewicz*,
mgr inż. *W. Zaremba*

Korespondenci terenowi:
mgr inż. *A. Hadrawa*, inż. *H. Misiak*,
mgr inż. *S. Orczykowski*

Rada Programowa:
prof. dr inż. *W. Fiszdon*, dr inż. *H.
Grzegorzczak*, mgr inż. *E. Kołodziński*,
mgr *M. Kowieski*, red. *Jerzy R. Ko-
niecny*, mgr inż. *J. Kucharski*, mgr
inż. *A. Lewkowicz*, prof. mgr inż. *H.
Muster*, mgr inż. *W. Nowakowski*,
mgr inż. *M. Sikorski*, mgr inż. *S. Su-
likowski*, prof. dr *I. Tarski*, mgr inż.
W. Wilanowski

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 1127/C — K-6.
Nakład 1800 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60×86.

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

INDEKS 33006

MIELCZARSKA M.

Десять лет метеорологических спутников

В статье описаны первые метеорологические спутники ТИПРОС и КОСМОС, оперативные метеорологические системы ЭССА, ИТОС и МЭТЕОР, а также экспериментальные метеорологические спутники ИИМБМС и АТС.

539.37:624.073.1

DULĘBA L.

Упругие свойства плит, склеенных из ортотропных слоев

В статье приведен расчет коэффициентов упругости плиты, состоящей из многих ортотропных слоев, имеющих одинаковые упругие свойства. Слои устанавливаются таким образом, что их главные оси упругости перекрещиваются, а суммы толщин слоев в обоих направлениях равны. Приведено также сравнение расчетных коэффициентов упругости и результатов измерений в рамках исследований свойств стекло-эпоксидного ламината, проводимых на кафедре Самолетостроения Варшавского политехнического института кафедрой Сопротивления материалов и конструкций.

539.432:621.43—242.4

OCHELSKI S.

SZCZECIŃSKI S.

К вопросу о расчете на прочность шатунов поршневых двигателей

Статья касается важной проблемы конструкции и расчета поршневых двигателей — оценки нагрузок, действующих на шатуны двигателя, и расчета на прочность шатунов с помощью точного метода, позволяющего учесть влияние поперечных нагрузок на боковую силу. Эта проблема приобретает особое значение в конструируемых сейчас авиационных поршневых двигателях, имеющих большую вращательную скорость.

DOSTATNI B.

388.9:656.7.003

В статье описаны результаты деятельности авиационных компаний ICAO в 1969 году. Результаты характеризуются ростом регулярных пассажирских, товарных и почтовых перевозок как на внутренних, так и зарубежных линиях. В 1969 году значительно увеличились международные перевозки, главным образом, товарные, и одновременно уменьшилось использование товарной поверхности и пассажирских мест в самолетах по сравнению с 1968 годом в результате внедрения в эксплуатацию новых видов самолетов. Несмотря на общий рост перевозок в 1969 году, эксплуатационные доходы сократились в среднем по отношению ко всем предприятиям ICAO. Это связано с большими эксплуатационными издержками, касающимися реактивных самолетов, и более высокими административными расходами.

JANOWSKI J.

656.7.052:629.7.051

Навигация на дальних трассах

В статье представлена проблема воздушной навигации на дальних трассах на примере двух видов пространства с критическими условиями в отношении концентрации воздушного движения: южно-американского и северно-атлантического континентов. Затем рассмотрено положение в области навигации в не критических районах и отмечено, что авиалинии должны располагать хорошо подготовленным экипажем для обслуживания бортовых навигационных устройств, что позволяет совершать полеты независимо от навигационной помощи, оказываемой с земли. Это очень важная проблема в связи с тем, что часто международные авиалинии вынуждены изменять трассу полета, не располагая соответствующим наземным оборудованием для навигации. В конце статьи обращено внимание на влияние человеческого фактора на точность обслуживания навигационных устройств.

DĄBROWSKI K.

629.735.077.4:656.7.052

Aquaplaning — явление и проблема

В статье описана проблема взлета и посадки на покрытиях, покрытых водой, талым снегом или грязью. Автор занимается, прежде всего, проблемой посадки и выступающим при этом явлением скольжения колес шасси, описывает предупредительные средства и рекомендации, предотвращающие буксование колес и вытекающие отсюда последствия.

KAŹMIERCZYK F.

656.71:625.8

Классификация пластических покрытий аэродромов по методу ЛНЦ

В статье описан метод определения показателя несущей способности ЛНЦ покрытий аэродромов: пластических и сложных. Приведены примеры определения показателя нагрузки ЛНЦ для самолетов ИЛ-14 и ИЛ-18, а также показателя нагрузки ЛНЦ пластических покрытий для некоторых типов самолетов.

В конце статьи приведены критерии использования покрытий, классифицированных по методу ЛНЦ.

technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Mgr inż. MARIA MIELCZARSKA

629.783

W artykule opisano pierwsze satelity meteorologiczne TIROS i „Kosmos”, operacyjne systemy meteorologiczne ESSA, ITOS i „Meteor” oraz doświadczalne satelity meteorologiczne „Nimbus” i ATS.

DZIESIĘĆ LAT SATELITÓW METEOROLOGICZNYCH

Przeszło dziesięć lat temu, 1 kwietnia 1960 r., z chwilą wystrzelenia na orbitę Ziemi pierwszego satelity meteorologicznego TIROS 1, rozpoczęła się nowa era w meteorologii. Od tego czasu umieszczono na orbitach Ziemi ponad 40 satelitów meteorologicznych różnych typów. Obecnie czynne są dwa systemy satelitów meteorologicznych, ESSA i „Meteor”, oraz wypróbowywana jest nowa aparatura pomiarowa na satelitach „Nimbus”, „Kosmos” i ATS. Rozpoczęto również tworzenie unowocześnionego systemu satelitów ITOS.

Pierwsze satelity meteorologiczne

Do chwili wystrzelenia pierwszego satelity meteorologicznego TIROS pogoda przewidywana była tylko na podstawie obserwacji dokonywanych przez naziemne stacje meteorologiczne rozmieszczone nierównomiernie na całym kontynentalnym obszarze kuli ziemskiej. Posiadano tylko bardzo skąpe informacje o sytuacji pogodowej na terenie oceanów, które zajmują większą część kuli ziemskiej i wywierają bardzo duży wpływ na pogodę na kontynentach. Dlatego w okresie poprzedzającym wystrzelenie pierwszego satelity meteorologicznego przewidywanie pogody było uciążliwe i mało dokładne.

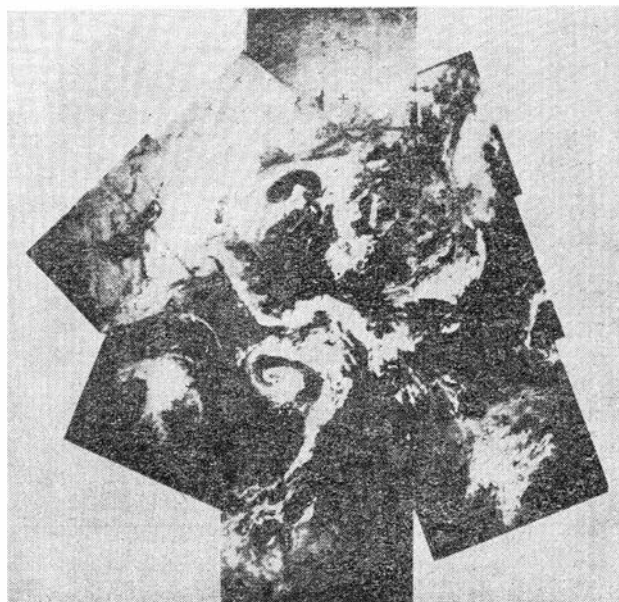
Sytuacja uległa zmianie po wprowadzeniu na orbitę satelitów meteorologicznych. Pierwsze meteorologiczne satelity z serii TIROS wyposażone były w dwie kamery telewizyjne wykonujące zdjęcia pokrywy chmur z wysokości około 700 km. Na tych zdjęciach można było wyraźnie rozróżnić różnego rodzaju formacje chmur. Zdjęcia te umożliwiały wczesne wykrywanie tworzących się cyklonów oraz uwiarydlały cechy terenu. Już na pierwszych zdjęciach meteorologicznych można z łatwością wyróżnić zarysy kontynentów, góry, doliny, rzeki czy jeziora.

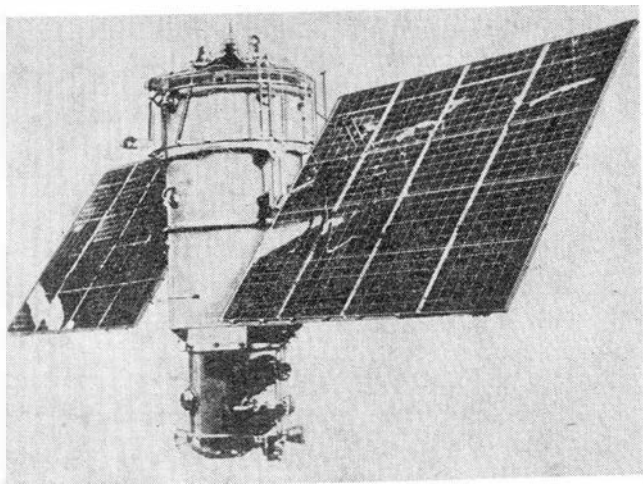
Możliwość wczesnego wykrywania tajfunów i huraganów została praktycznie potwierdzona już w dziewięć dni od chwili wystrzelenia pierwszego TIROSa. Z analizy zdjęć wykryto nadciągający do wybrzeży Australii

tajfun tropikalny. Tajfun został wykryty już w odległości ponad 1000 km, co do tej pory nie było możliwe. Wykrywanie tajfunów i cyklonów w chwili ich powstawania umożliwia obecnie realizowanie wczesnego ostrzegania statków na morzu i ludzi na lądzie przed nadciągającym niebezpieczeństwem. Przyczynia się to znacznie do zmniejszenia strat materialnych.

Łączność z pierwszymi satelitami meteorologicznymi utrzymywana była początkowo przez duże stacje odbiorcze, które odbierały z satelity dane telemetryczne i zdjęcia telewizyjne. Dopiero umieszczenie na satelicie TIROS 8 układu dwóch automatycznych kamer telewizyjnych, przesyłających zdjęcia do małych stacji odbiorczych wyposażonych w aparaturę powielającą, pozwoliło udostępnić szerokiemu gronu meteorologów aktualne zdjęcia pokrywy chmur z obszaru, nad którym przelatywał satelita.

1. Mozaikowe zdjęcie cyklonu wykonane przez satelitę TIROS





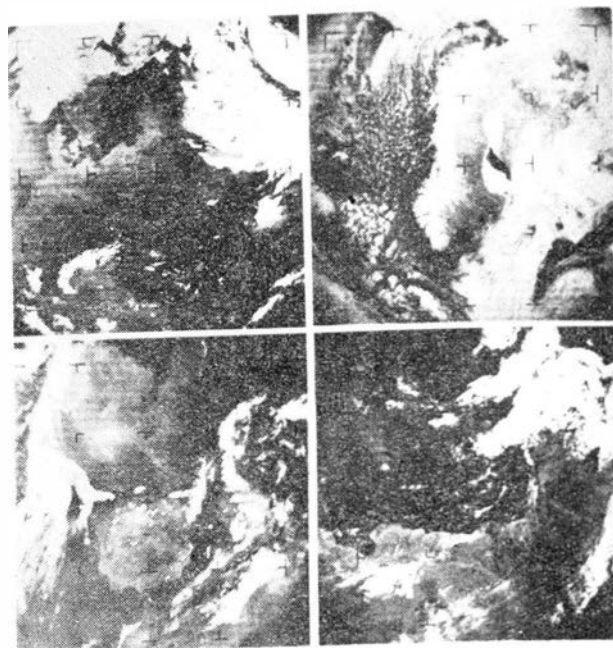
1. „Kosmos” 144, radziecki doświadczalny satelita meteorologiczny. Satelity te wyposażone są w kamery telewizyjne pracujące w zakresie widzialnym i podczerwonym. Na zdjęciu widoczne są płaszczyzny z ogniwami słonecznymi

Pierwszych osiem satelitów TIROS nie miało układu stabilizacyjnego, przez co zdjęcia powierzchni Ziemi wykonywane były pod różnymi kątami. Utrudniało to znacznie ich analizę oraz pozwalało, w ciągu jednego dnia, na sfotografowanie tylko 20% powierzchni Ziemi. Wyposażenie satelity TIROS 9 w system stabilizujący znacznie rozszerzyło możliwości satelity. Uzyskano to przez wprowadzenie satelity w ruch obrotowy dookoła własnej osi w taki sposób, że satelita jak gdyby „toczył się” po orbicie, kierując ciągle obie kamery prostopadle do powierzchni Ziemi. W dodatku TIROS 9 wprowadzony został na orbitę polarną, tak że słońce zawsze dogodnie oświetlało fotografowany przez satelitę obszar podczas dziennej części orbity. Przy tak dobranej orbicie satelita mógł codziennie fotografować całą oświetloną część kuli ziemskiej.

Tablica 1. Zestawienie pierwszych satelitów meteorologicznych

Lp.	Nazwa	Kraj	Data startu	Czas pracy (dni)	Liczba przesłanych zdjęć
1	TIROS 1	USA	1.04.1960	89	22 952
2	TIROS 2	USA	23.11.1960	376	36 156
3	TIROS 3	USA	12.07.1961	230	35 033
4	TIROS 4	USA	8.02.1962	161	32 593
5	TIROS 5	USA	19.06.1962	321	58 226
6	„Kosmos” 14*	ZSRR	13.04.1963	137	
7	TIROS 6	USA	19.06.1963	389	68 557
8	„Kosmos” 23	ZSRR	13.12.1963	104	
9	TIROS 7	USA	21.12.1963	1809	125 331
10	TIROS 8	USA	21.12.1963	1287	102 463
11	„Kosmos” 45	ZSRR	13.09.1964	5	
12	TIROS 9	USA	22.01.1965	1238	88 892
13	„Kosmos” 65	ZSRR	17.04.1965	8	
14	TIROS 10	ZSA	1.07.1965	730	79 874
15	„Kosmos” 92	ZSRR	16.10.1965	8	

* Częściowo meteorologiczny



3. Zdjęcia z satelity ESSA 2. Górne zdjęcia ukazują środkową i północną Europę, dolne — wschodnią i zachodnią część Morza Śródziemnego



4. Cyklon na Atlantyku sfotografowany przez radzieckiego satelitę meteorologicznego

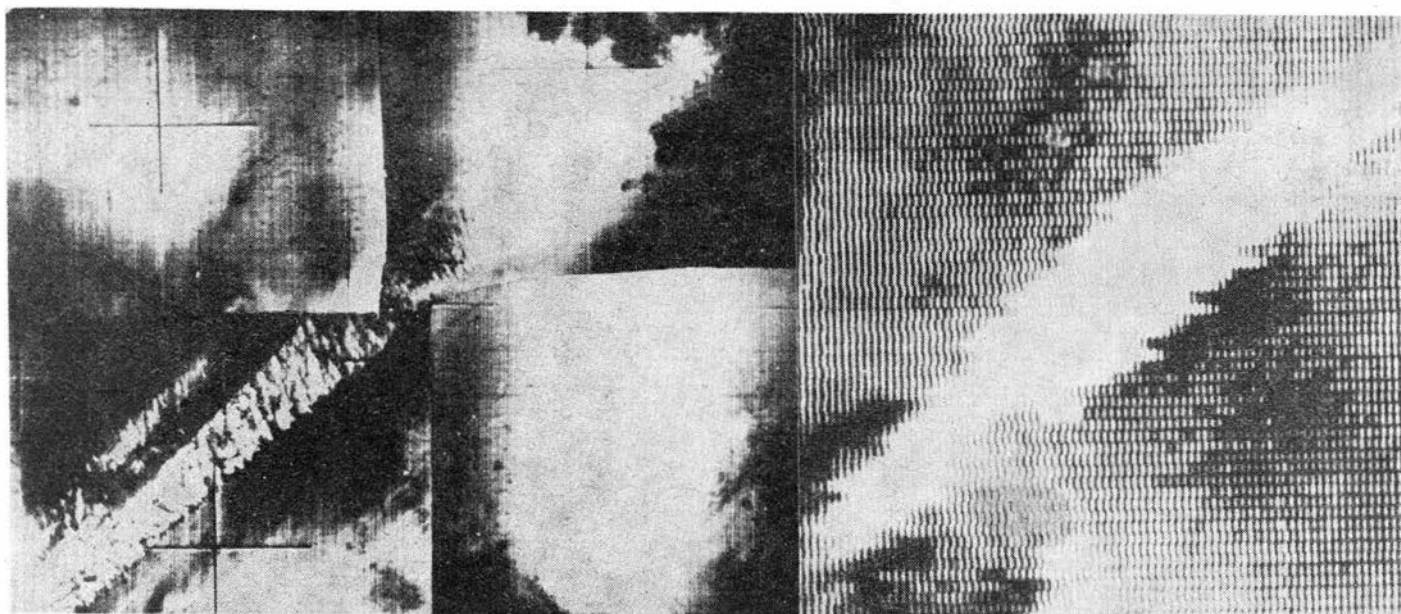
Od 1963 r. Związek Radziecki rozpoczął wysyłanie aparatury meteorologicznej na satelitach „Kosmos”. Początkowo tylko część aparatury przeznaczona była do celów meteorologicznych, a od 1965 r. na orbitach Ziemi były umieszczane „Kosmosy” wyposażone wyłącznie w aparaturę meteorologiczną. Satelity meteorologiczne z serii „Kosmos” wyposażone były w kamery telewizyjne pracujące w zakresie światła widzialnego i w podczerwieni.

Zestawienie pierwszych satelitów meteorologicznych przedstawiono w tablicy 1.

Operacyjne satelity meteorologiczne

Na podstawie doświadczeń uzyskanych z pierwszych satelitów meteorologicznych w 1966 r. Stany Zjednoczone, a w 1969 r. Związek Radziecki uruchomiły operacyjne systemy satelitów meteorologicznych.

Pierwszym z serii operacyjnych satelitów był satelita ESSA 1 wystrzelony w lutym 1966 r. przez NASA przy



5. Zdjęcia układu chmur wykonane w świetle widzialnym (a) i w podczerwieni (b) przez radzieckiego satelitę z systemu „Meteor”

współdziałale Komitetu do Spraw Naukowej Informacji o Otaczającym Środowisku (*Environmental Science Service Administration*), od którego pochodzi nazwa satelity.

W systemie ESSA wysyłane były dwa rodzaje satelitów. Jedne wyposażone były w automatyczne kamery, z których obrazy mogły być odbierane przez małe stacje obserwacyjne, drugie — w kamery widikonowe, przesyłające obrazy do stacji centralnej. W systemie tym wprowadzono na orbity Ziemi dziewięć satelitów, z których kilka pracuje do chwili obecnej.

W marcu 1969 r. Związek Radziecki wystrzelił pierwszego operacyjnego satelitę meteorologicznego z serii

Tablica 2. Zestawienie operacyjnych satelitów meteorologicznych

Lp.	Nazwa	Kraj	Data startu	Czas pracy (dni)	Liczba przesłanych zdjęć
1	ESSA 1	USA	3.02.1966	861	111 144
2	ESSA 2	USA	28.02.1966	1461**	125 288**
3	ESSA 3	USA	2.10.1966	241	92 076
4	ESSA 4	USA	26.01.1967	110	27 129
5	ESSA 5	USA	20.04.1967	1037**	86 715**
6	ESSA 6	USA	10.11.1967	825**	64 154**
7	ESSA 7	USA	16.08.1968	338	39 953
8	ESSA 8	USA	15.12.1968	440**	43 274**
9	ESSA 9	USA	26.02.1969	367**	50 813**
10	„Meteor” 1	ZSRR	26.03.1969		
11	„Meteor” 2	ZSRR	6.10.1969		
12	ITOS 1	USA	17.01.1970	36**	5 000**
13	„Meteor” 3	ZSRR	17.03.1970		
14	„Meteor” 4	ZSRR	18.04.1970		
15	„Meteor” 5	ZSRR	23.06.1970		

** — do dnia 28 lutego 1970 r.

„Meteor”. Satelity te, podobnie jak wcześniejsze satelity meteorologiczne z serii „Kosmos”, wyposażone są w dwa systemy kamer telewizyjnych. Kamera telewizyjna pracująca w świetle widzialnym obejmuje zasięgiem pasmo o szerokości 1000 km, a na zdjęciach można wyróżnić obiekty o rozmiarach nie mniejszych niż 1,25 km. Telewizyjna aparatura pracująca w zakresie podczerwonym pozwala obserwować taki sam pas Ziemi, lecz z nieco mniejszą zdolnością rozdzielczą (około 15 km). Satelity te wyposażone są dodatkowo w aparaturę aktynometryczną dokonującą pomiaru bilansu cieplnego kuli ziemskiej.

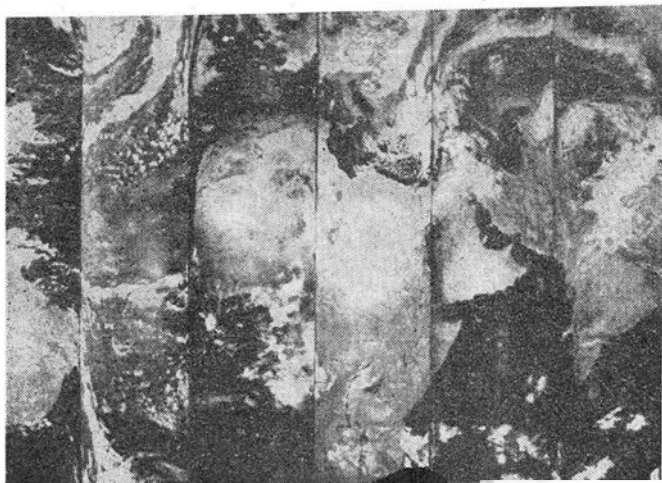
Dane z satelitów „Meteor” odbierane są w trzech głównych stacjach hydrometeorologicznych ZSRR: w Moskwie, Nowosybirsku i Chabarowsku. Po ich opracowaniu za pomocą maszyn matematycznych przesyłane są do ośrodków meteorologicznych Związku Radzieckiego i innych krajów.

W styczniu 1970 r. Stany Zjednoczone rozpoczęły budowę unowocześnionego systemu operacyjnych satelitów meteorologicznych ITOS (Improved TIROS Operational Satellite). Satelity te są dwukrotnie cięższe od satelitów ESSA i wyposażone są w udoskonaloną aparaturę, w usprawnione kamery telewizyjne mogące przysyłać pojedyncze zdjęcia do małych stacji odbiorczych oraz wszystkie zdjęcia (wykonane w ciągu jednego dnia) do stacji centralnej. Do skompletowania tego systemu potrzebne są trzy działające satelity ITOS.

W chwili obecnej istnieje na świecie ponad 500 stacji odbierających zdjęcia z satelitów meteorologicznych. W Polsce, pod Krakowem, znajduje się jedna z tych stacji. Może ona odbierać zdjęcia z satelitów ESSA, „Nimbus” i ITOS.

Doświadczalne satelity meteorologiczne

NASA rozpoczęła wysyłanie doświadczalnych satelitów meteorologicznych typu „Nimbus” w 1964 r. Satelity „Nimbus”, o ciężarze około 600 kg, wyposażone są w automatyczne i widikonowe kamery telewizyjne. „Nimbus” 1 wyposażony był w radiometr podczerwieni o dużej zdolności rozdzielczej przeznaczony do wykonywa-



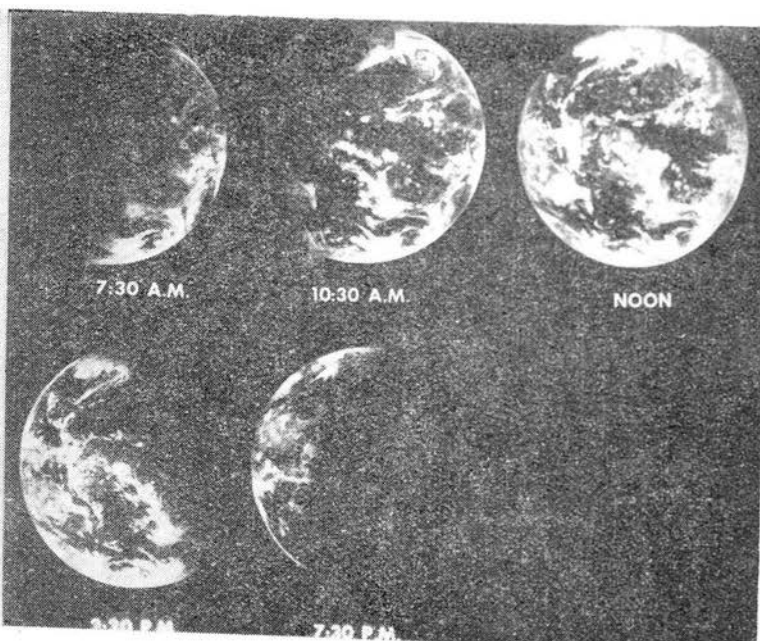
6. Podczerwona fotografia kontynentów wykonana przez satelitę „Nimbus” 3 podczas trzeciego okrążenia Ziemi. W centrum zdjęcia znajduje się Afryka, po prawej stronie jest Azja, powyżej Europa, a obie Ameryki widoczne są po lewej stronie. Poza układami chmur wyraźnie widoczne są zarysy kontynentów, jeziora, góry i doliny. Widoczna jest również granica śniegu na Syberii

nia zdjęć pokrywy chmur w dzień i w nocy. Dzięki temu uzyskano więcej informacji niezbędnych do realizacji wczesnego ostrzegania. „Nimbus” 2 kontynuował ten program od maja 1965 r., a „Nimbus” 3, wystrzelony w kwietniu 1969 r., był wyposażony w nuklearne źródło energii elektrycznej. Poza tym każdy z satelitów „Nimbus” wyposażony jest w ogniwa słoneczne umieszczone na specjalnych płaszczyznach ustawianych w stronę słońca.

„Nimbus” 3 pomyślnie wypróbował spektrometry podczerwieni pozwalające bardzo dokładnie mierzyć profil temperatury oraz koncentrację pary wodnej i ozonu od powierzchni Ziemi (lub od poziomu chmur) do wysokości ponad 60 km. Pomiary te na małych wysokościach zgodne są z metodami konwencjonalnymi, natomiast na większych wysokościach są dokładniejsze od standardowych metod sondowania atmosfery.

Satelity „Nimbus” 3 i 4 wyposażone są również w urządzenia pozwalające wyznaczać dokładnie położenie małych stacji badawczych. Jeśli w przyszłości na mo-

7. Zdjęcia Ziemi z satelity ATS 3 umieszczonego na orbicie geostacjonarnej nad Brazylią: a) zdjęcie wykonane w południe, b) seria zdjęć wykonanych w różnych porach dnia



Tablica 3. Zestawienie doświadczalnych satelitów meteorologicznych

Lp.	Nazwa	Kraj	Data startu	Czas pracy (dni)	Liczba przesłanych zdjęć
1	„Nimbus” 1	USA	28.08.1964	27	27 000
2	„Nimbus” 2	USA	15.05.1966	978	210 000
3	„Kosmos” 122	ZSRR	25.06.1966		
4	ATS 1*	USA	7.12.1966	1179**	9 000**
5	„Kosmos” 144	ZSRR	28.02.1967		
6	„Kosmos” 156	ZSRR	27.04.1967		
7	„Kosmos” 184	ZSRR	25.10.1967		
8	ATS 3*	USA	5.11.1967	846**	9 000**
9	„Kosmos” 206	ZSRR	14.03.1968		
10	„Kosmos” 226	ZSRR	12.06.1968		
11	„Nimbus” 3	USA	14.04.1969	320	150 000
12	„Nimbus” 4	USA	8.04.1970		

* — częściowo meteorologiczny

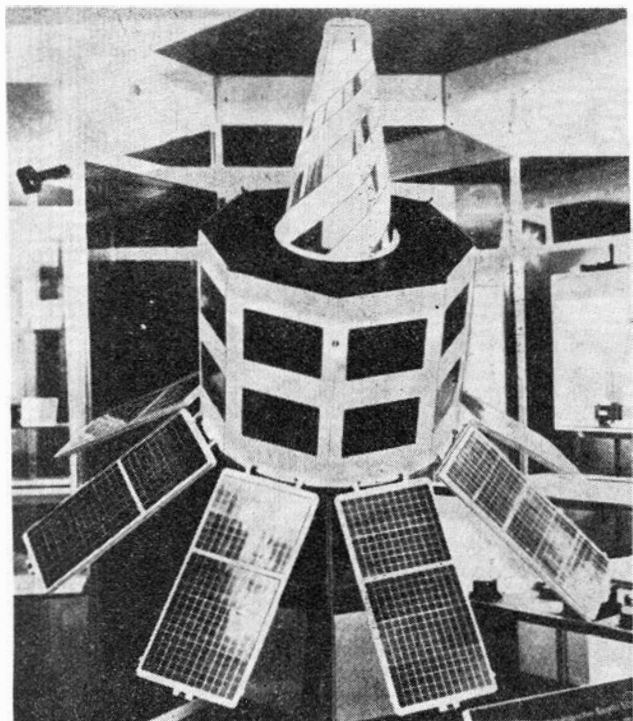
** — do dnia 28 lutego 1970 r.

rzach i w atmosferze umieszczone będą małe dryfujące stacje meteorologiczne (na bojach i balonach), to system ten pozwoli dokładnie umiejscowić ich położenie.

Satelity „Nimbus” mogą zbierać dane dotyczące całego globu, a następnie, w ciągu paru minut, przekazać je do stacji centralnej. W stacji centralnej opracowywane są one za pomocą maszyn matematycznych. W wyniku tego procesu otrzymuje się zbiorcze mapy sytuacji meteorologicznej na całej kuli ziemskiej.

Związek Radziecki wysyłał doświadczalne satelity meteorologiczne od 1966 r. Do 1968 r. wypróbowano sześć satelitów meteorologicznych z serii „Kosmos”. Doświadczenie zdobyte przy ich budowie pozwoliło na uruchomienie systemu „Meteor”.

Dwie kamery meteorologiczne umieszczone były na dwóch amerykańskich satelitach technicznych ATS 1



8. Projekt francuskiego satelity meteorologicznego „Eole”. Ma on wyznaczać pozycje dryfujących w atmosferze specjalnych balonów w celu określenia globalnego modelu ziemskiej atmosfery

i ATS 3. Satelita ATS 1, umieszczony na geostacjonarnej orbicie nad Pacyfikiem, wyposażony był w kamerę telewizyjną mogącą wykonywać zdjęcia całego globu co 20 minut. Z montażu tych zdjęć można wykonać film ukazujący zmiany sytuacji pogodowej w ciągu jednego dnia. Następny satelita techniczny, ATS 3, wystrzelony w lutym 1967 r., wyposażony był w kamerę telewizyjną do zdjęć kolorowych.

W przyszłości NASA przewiduje umieszczenie trzech satelitów meteorologicznych na orbitach geostacjonarnych oraz jednego na orbicie biegunowej. Stworzy to system pozwalający nieprzerwanie obserwować sytuację pogodową na całym globie.

*

Od chwili wystrzelenia pierwszego satelity meteorologicznego zmieniły się radykalnie możliwości dokładniejszego przewidywania pogody. Odebrano już z satelitów ponad 10 milionów telewizyjnych zdjęć pokrywy chmur. Nauczono się dokładnie odczytywać zdjęcia i analizować inne dane przesyłane przez satelity meteorologiczne. Opracowano i uruchomiono specjalne maszyny matematyczne wykonujące globalne mapy meteorologiczne.

W przyszłości, po dokładnym poznaniu atmosfery ziemskiej i uściśleniu metod przewidywania pogody, można będzie opracowywać dokładne prognozy na kilkanaście dni wcześniej. Ułatwi to planowanie prac rolnych i budowlanych oraz przyczyni się do znacznego zmniejszenia strat.

W latach siedemdziesiątych planuje się wystrzelenie nowych i udoskonalonych satelitów meteorologicznych. Własne satelity meteorologiczne ma zbudować Francja, Japonia i Anglia. Na lata osiemdziesiąte przewidywane jest umieszczenie na orbicie polarnej załogowej stacji meteorologicznej, która uzupełniać będzie pracę bezzałogowych satelitów meteorologicznych.

W artykule przeprowadzono obliczenia współczynników sprężystości płyty złożonej z wielu warstw ortotropowych o jednakowych własnościach sprężystych. Warstwy są tak ułożone, że ich główne osie sprężystości są skrzyżowane ze sobą, a sumy grubości warstw w obydwu kierunkach są sobie równe. Podano również porównanie obliczonych współczynników sprężystości z wynikami pomiarów w ramach badań własności laminatu szklano-epoksydowego prowadzonych w Katedrze Budowy Samolotów Politechniki Warszawskiej przez Katedrę Wytrzymałości Materiałów i Konstrukcji.

WŁASNOŚCI SPRĘŻYSTE PŁYT SKLEJONYCH Z WARSTW ORTOTROPOWYCH

Obecnie ogromnie rozpowszechnia się zastosowanie laminatów składających się z włókien o wysokiej wytrzymałości (szklanych, węglowych i innych) sklejonych sztuczną żywicą wypełniającą wolne przestrzenie między włóknami. Zastosowanie tych materiałów na części konstrukcyjne przenoszące znaczne obciążenia i dążność do jak najlepszego wykorzystania własności materiału wymaga znalezienia sposobu obliczenia współczynników sprężystości takiego złożonego materiału w zależności od układu włókien, co umożliwi znalezienie rozkładu naprężeń wywołanych siłami zewnętrznymi.

Założenia i zależności podstawowe

W dalszych rozważaniach jako podstawowy element konstrukcji laminatowej przyjęto warstwę złożoną z włókien prostych, równoległych do siebie (bez żadnych wiążących włókien poprzecznych), z przestrzenią między włóknami wypełnioną masą o znacznie mniejszych współczynnikach sprężystości i wytrzymałości niż odpowiednie wielkości dla włókien. Masa na całej powierzchni włókien jest z nimi złączona (przyklejona).

Nie zajmując się różnicami naprężeń między włóknami i masą, tworzywo takie można makroskopowo traktować jako ciało jednorodne (włókna o grubości rzędu 0,01 mm równomiernie rozłożone), ortotropowe, o głównej osi sprężystości skierowanej wzdłuż włókien.

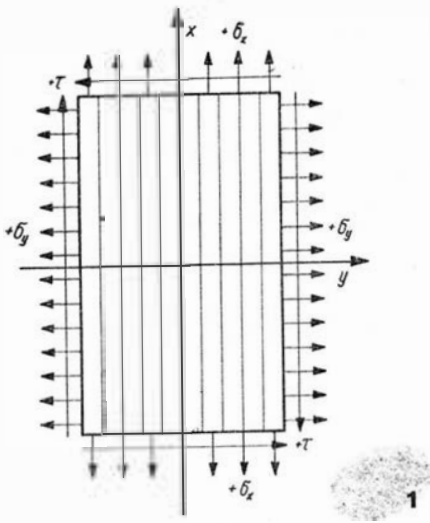
Ograniczając rozważania do płaskiego układu naprężeń leżącego w płaszczyźnie płyty (rys. 1) własności jej charakteryzują się czterema współczynnikami sprężystości:

R_x — moduł Younga wzdłuż włókien

E_y — moduł Younga w poprzek włókien

G — współczynnik sprężystości postaciowej

μ — liczba Poissona



W układzie głównych osi sprężystości zachodzą następujące związki między naprężeniami i odkształceniami:

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \frac{\mu \sigma_y}{E_x} \quad (1)$$

$$\varepsilon_y = -\frac{\mu}{E_x} \sigma_x + \frac{\sigma_y}{E_y} \quad (2)$$

$$\gamma = \frac{\tau}{G} \quad (3)$$

Dalsze rozważania dotyczą zakresu obciążeń, w których współczynniki sprężystości są wielkościami stałymi i to niezależnymi od zwrotu działania obciążenia (rozciąganie lub ściskanie, ścinanie w lewo lub prawo).

Oznaczając:

η_x — współczynnik oddziaływania ścinania na wydłużenie wzdłuż osi x ,

η_y — współczynnik oddziaływania ścinania na wydłużenie wzdłuż osi y .

$$\varepsilon'_x = \frac{\sigma'_x}{E'_x} - \frac{\mu' \sigma'_y}{E'_x} + \frac{\eta'_x \tau}{E'_x} \quad (4)$$

$$\varepsilon'_y = -\frac{\mu' \sigma'_x}{E'_x} + \frac{\sigma'_y}{E'_y} + \frac{\eta'_y \tau}{E'_y} \quad (5)$$

$$\gamma' = \frac{\eta'_x \sigma'_x}{E'_x} + \frac{\eta'_y \sigma'_y}{E'_y} + \frac{\tau}{G'} \quad (6)$$

Dla ciał ortotropowych istnieją następujące zależności między współczynnikami sprężystości w układzie głównych osi sprężystości a współczynnikami w układzie osi obróconych o kąt φ :

$$E'_x = \frac{4 E_x E_y G}{4G (E_x \sin^4 \varphi + E_y \cos^4 \varphi) + E_y (E_x - 2\mu G) \sin^2 2\varphi} \quad (7)$$

$$E'_y = \frac{4 E_x E_y G}{4G (E_x \cos^4 \varphi + E_y \sin^4 \varphi) + E_y (E_x - 2\mu G) \sin^2 2\varphi} \quad (8)$$

$$\mu' = \frac{(E_x G + E_y G - E_x E_y) \sin^2 2\varphi - 4\mu G E_y (\sin^4 \varphi + \cos^4 \varphi)}{4G (E_x \sin^4 \varphi + E_y \cos^4 \varphi) + E_y (E_x - 2\mu G) \sin^2 2\varphi} \quad (9)$$

$$G' = \frac{E_x E_y G}{G [E_x + E_y (1 + 2\mu)] \sin^2 2\varphi + E_x E_y \cos^2 2\varphi} \quad (10)$$

$$\eta'_x = \frac{4G (E_x \sin^2 \varphi - E_y \cos^2 \varphi) \sin 2\varphi + E_y (E_x - 2\mu G)}{4G (E_x \sin^4 \varphi + E_y \cos^4 \varphi) + E_y (E_x - 2\mu G) \sin^2 2\varphi} \quad (11)$$

$$\eta'_y = \frac{4G (E_x \cos^2 \varphi - E_y \sin^2 \varphi) \sin 2\varphi + E_y (E_x - 2\mu G)}{4G (E_x \cos^4 \varphi + E_y \sin^4 \varphi) + E_y (E_x - 2\mu G) \sin^2 2\varphi} \quad (12)$$

Dla ciał zarówno izotropowych, jak anizotropowych istnieją następujące związki między naprężeniami odniesionymi do dowolnego układu współrzędnych prostokątnych a naprężeniami odniesionymi do układu współrzędnych obróconego o kąt φ :

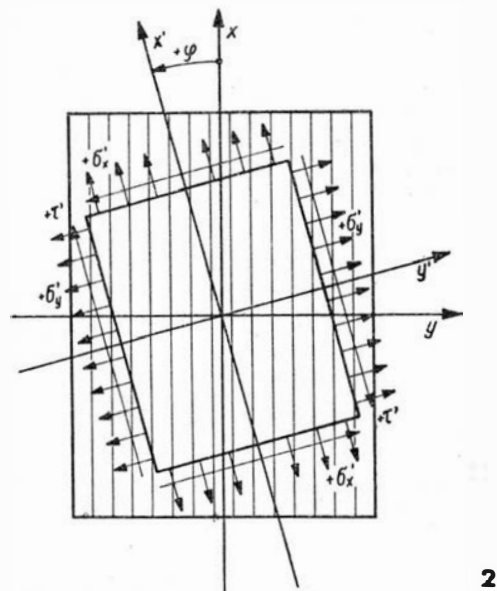
$$\sigma'_x = \sigma_x \cos^2 \varphi + \sigma_y \sin^2 \varphi + \tau \sin 2\varphi \quad (13)$$

$$\sigma'_y = \sigma_x \sin^2 \varphi + \sigma_y \cos^2 \varphi - \tau \sin 2\varphi \quad (14)$$

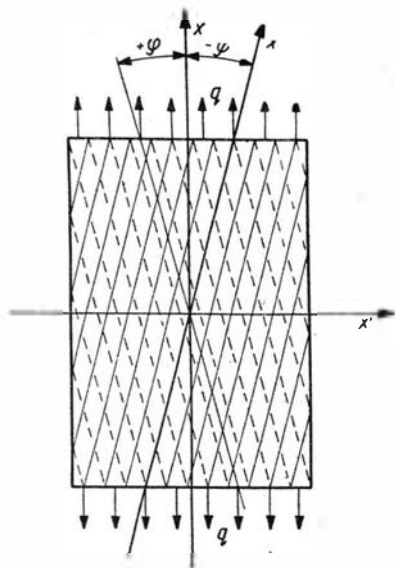
$$\tau = \frac{1}{2} (\sigma_y - \sigma_x) \sin 2\varphi + \tau \cos 2\varphi \quad (15)$$

Własności sprężyste płyty wielowarstwowej

Rozpatrzono płytę złożoną z wielu warstw ortotropowych o jednakowych własnościach sprężystych (rys. 3).



Przy rozważaniu naprężeń i odkształceń względem osi obróconych względem kierunku włókien o kąt φ równania nieco skomplikują się (rys. 2), gdyż naprężenia wzdłużne wywołują również odkształcenia postaciowe, zaś ścinanie wywołuje wydłużenia lub skrócenia.



3

Warstwy te są tak ułożone, że ich główne osie sprężystości skrzyżowanych ze sobą pod kątem 2φ , przy czym sumy grubości warstw w jednym i drugim kierunku są sobie równe. Co do budowy poszczególnych warstw, poza identycznością współczynników sprężystości E_x , E_y , G i μ nie poczyniono żadnych dodatkowych założeń. Mogą to być warstwy złożone z równoległych włókien połączonych sztuczną żywicą, lecz może to być warstwa dowolnej budowy (np. złożona z warstw składowych), ale ortotropowa. Poszczególne warstwy mogą mieć również różne grubości.

Tak zbudowana płyta jest oczywiście również materiałem ortotropowym o głównej osi sprężystości skierowanej wzdłuż dwusiecznej kąta 2φ . Poszukiwane są współczynniki sprężystości płyty E_{xp} , E_{yp} , μ_p , G_p odniesione do jej głównych osi sprężystości przy założeniu, że znane są współczynniki sprężystości warstwy E_x , E_y , μ , G względem głównych osi sprężystości warstwy.

Rozważono odkształcenie spowodowane przyłożeniem do krawędzi płyty zewnętrznego wzdłużnego obciążenia równoległego do osi x równomiernie rozłożonego wzdłuż krawędzi i również wzdłuż grubości płyty o wielkości q na jednostkę powierzchni.

Gdyby warstwy były nie połączone ze sobą, to pod wpływem tego obciążenia wystąpiłyby w nich odkształcenia ϵ'_x , ϵ'_y , γ' , przy czym odkształcenia ϵ'_x i ϵ'_y byłyby jednakowe co do wielkości i kierunku dla wszystkich warstw, zaś odkształcenia postaciowe γ' byłyby jednakowe co do wielkości, lecz skierowane w przeciwnych kierunkach dla warstw o różnych kierunkach głównych osi sprężystości.

Połączenie (sklejenie) warstw ze sobą przejawia się powstaniem takich naprężeń ścinających na obwodzie płyty, które sprowadzą do zera odkształcenia postaciowe. Te naprężenia ścinające stanowiące oddziaływanie jednej płyty na drugą będą dla warstw o różnych kierunkach osi skierowane w przeciwnych kierunkach i wywołają one również odkształcenia liniowe wzdłuż osi x' i y' . Ponieważ będą to jednak odkształcenia jednakowe zarówno pod względem wielkości, jak i kierunku dla wszystkich warstw płyty, nie spowodują one wzajemnego oddziaływania warstw na siebie, a będą tylko przejawem zmiany współczynnika sprężystości płyty w odniesieniu do współczynnika warstwy. Wzajemne oddziaływanie płyt będzie na ogół ograniczone

do dość wąskiego paska na krawędzi lub do obszaru wprowadzenia obciążenia wzdłużnego, więc przy dość grubych warstwach można się spodziewać na krawędziach dość dużego skupienia naprężeń. Natomiast w obszarze, gdzie naprężenia są stałe, nie ma wzajemnego oddziaływania warstw i w sklejeniu nie ma naprężeń. Rozważając stan naprężeń i odkształceń w którejkolwiek warstwie otrzymuje się w myśl wyżej podanych założeń i stwierdzeń następujące warunki:

$$\sigma'_x = q \quad (16)$$

$$\sigma'_y = 0 \quad (17)$$

$$\tau' = 0 \quad (18)$$

Ponieważ (równanie 6):

$$\gamma' = \frac{\eta'_x}{E'_x} \sigma'_x + \frac{\eta'_y}{E'_y} \sigma'_y + \frac{\tau'}{G'} = 0$$

więc wzajemne oddziaływanie warstw wynosi:

$$\tau' = -\frac{\eta'_x}{E'_x} G' \sigma'_x$$

Zastępując w równaniu (4) wielkość τ' przez wyżej podane wyrażenie i uwzględniając warunek (16) i (17), po podzieleniu stron przez q otrzymuje się:

$$\frac{\epsilon'_x}{q} = \frac{1}{E_{xp}} = \frac{1}{E'_x} - \frac{\eta'_x}{E'_x} \frac{G'}{E_x} \quad (19)$$

oraz analogicznie z równania (5):

$$-\frac{\epsilon'_y}{q} \frac{E'_y}{E_y} = \mu_p = \mu' + \eta'_y \eta'_x \frac{G'}{E'_y} \quad (20)$$

Analogiczny rachunek przy założeniu $\sigma'_y = q$ i $\sigma'_x = 0$ doprowadza do równania:

$$\frac{\epsilon'_y}{q} = \frac{1}{E_{yp}} = \frac{1}{E'_y} - \frac{\eta'_y}{E'_y} \frac{G'}{E_y} \quad (21)$$

oraz do równania identycznego z równaniem (20).

Przy obciążeniu płyty po obwodzie obciążeniem ścinającym p powstanie odkształcenie γ_p . Każda z warstw pod wpływem obciążenia p chce również przyjąć odkształcenia ϵ'_x i ϵ'_y , ale w przeciwnych kierunkach, zależnie od pochylenia głównej osi sprężystości. Wzajemne oddziaływanie warstw w postaci przyłożonych na krawędzi naprężeń sprowadza te odkształcenia do zera. Naprężenia te wywołują również odkształcenia postaciowe warstw, ale uwzględniając, że działają one na poszczególne warstwy w przeciwnych kierunkach, a warstwy mają przeciwne pochylenia osi, odkształcenia te będą zgodne, nie wywołają wzajemnego oddziaływania warstw, a tylko dodadzą się do odkształceń postaciowych warstw wywołanych samym obciążeniem p .

Podane warunki można napisać:

$$\epsilon'_x = 0; \epsilon'_y = 0; \tau' = p$$

Podstawiając te warunki w równaniu (4) i (5) otrzymuje się:

$$\sigma_x = \frac{\eta'_x + \eta'_y \mu'}{\frac{E'_y}{E'_x} \mu'^2 - 1} \quad ; \quad \sigma_y = \frac{\eta'_y + \frac{E'_y}{E'_x} \eta'_x \mu'}{\frac{E'_y}{E'_x} \mu'^2 - 1}$$

Podstawiając do równania (6) znajduje się:

$$\frac{\gamma'}{p} = \frac{1}{Gp} = \frac{\eta'_x + \frac{E'_x}{E'_y} \eta'_y + 2 \mu' \eta'_x \eta'_y}{E'_y \mu'^2 - E'_x} + \frac{1}{G'} \quad (22)$$

Podstawiając do równań (19), (20), (21) i (22) wyrażenia (7), (8), (9), (10), (11) i (12) otrzymujemy ostateczne wyrażenia na cztery współczynniki sprężystości płyty E_{xp} , E_{yp} , G_p , μ_p odniesione do jej głównych osi sprężystości wyrażone przy pomocy czterech współczynników sprężystości warstwy E_x , E_y , G , μ odniesionych do jej głównych osi sprężystości. Ponieważ współczynniki odniesione są do głównych osi sprężystości zarówno dla warstwy, jak i dla wielowarstwowej płyty, w wyrażeniach tych nie występują więc współczynniki η jako równe zero w obu przypadkach:

Porównanie obliczonych współczynników sprężystości z wynikami pomiarów

W ramach badań własności laminatu szklano-epoksydowego prowadzonych w Katedrze Budowy Samolotów Politechniki Warszawskiej Katedra Wytrzymałości Materiałów i Konstrukcji wykonała pomiary współczynników sprężystości E_{xp} i G_p dla warstw skrzyżowanych pod kątem $2\varphi = 0^\circ$ (wszystkie włókna równoległe), 20° , 50° i 90° . Pomiary przeprowadzono na próbkach rurowych o średnicy wewnętrznej 20 mm i grubości ścianki 2 mm utworzonych przez nawijanie na walcowym rdzeniu drewnianym włókna szklanego (rowingu) „Vetrotex” ES10-400-0-60 przesyconego żywicą epoksydową „Epidian” 53 z dodatkiem 5% styrenu i 12% utwardzacza Z1. Zawartość włókna szklanego w próbce wynosiła objętościowo 55%. Ścianka była czterowarstwowa po dwie warstwy z włóknem pochylonym o kąt φ w każdą stronę. Po stwardnieniu próbki rdzeń drewniany był wypychany. Pomiary E_{xp} przeprowadzono przez poosiowe rozciąganie i ściskanie próbek na maszynie wytrzymałościowej i pomiar wydłużenia części pomiarowej o długości 20 mm. Pomiarów G_p dokonano przez skręcanie próbek i pomiar kąta skręcania części pomiarowej o długości 150 mm. Pomiarów dokonano na

$$E_{xp} = \frac{E_x E_y \cos^2 2\varphi + G [E_x + E_y (1 + 2\mu)] \sin^2 2\varphi}{E_x \sin^4 \varphi + E_y \cos^4 \varphi + \left[G \left(1 - \frac{E_y}{E_x} \mu^2 \right) + \frac{1}{2} E_y \mu \right] \sin^2 2\varphi} \quad (23)$$

$$E_{yp} = \frac{E_x E_y \cos^2 2\varphi + G [E_x + E_y (1 + 2\mu)] \sin^2 2\varphi}{E_x \cos^4 \varphi + E_y \sin^4 \varphi + \left[G \left(1 - \frac{E_y}{E_x} \mu^2 \right) + \frac{1}{2} E_y \mu \right] \sin^2 2\varphi} \quad (24)$$

$$\mu_p = \frac{E_y \mu (\sin^4 \varphi + \cos^4 \varphi) - \left[G \left(1 - \frac{E_y}{E_x} \mu^2 \right) - \frac{1}{4} E_x - E_y \right] \sin^2 2\varphi}{E_x \sin^4 \varphi + E_y \cos^4 \varphi + \left[G \left(1 - \frac{E_y}{E_x} \mu^2 \right) + \frac{1}{2} E_y \mu \right] \sin^2 2\varphi} \quad (25)$$

$$G_p = G \cos^2 2\varphi + \frac{E_x + E_y (1 - 2\mu)}{4 \left(1 - \frac{E_y}{E_x} \mu^2 \right)} \cdot \sin^2 2\varphi \quad (26)$$

Dla warstw skrzyżowanych pod kątem prostym ($\varphi = 45^\circ$) otrzymuje się:

$$G_p 45^\circ = \frac{E_x + E_y (1 - 2\mu)}{4 \left(1 - \frac{E_y}{E_x} \mu^2 \right)}$$

Obierając osie x i y tak, aby było $E_x \geq E_y > 0$ oraz przy warunku dla materiału anizotropowego $0 \leq \mu < 1$ łatwo udowodnić zależność:

$$\frac{E_x + E_y}{4} \geq G_p 45^\circ \geq \frac{E_x}{4} \geq \frac{E_y}{4} \quad (27)$$

3 próbkach o każdym pochyleniu włókien, dla każdej próbki pomiar powtarzano tak, że podane poniżej wyniki są średnimi, każdy z 27 pomiarów przy różnych obciążeniach. Stwierdzono, że współczynniki sprężystości są stałe w granicach przyłożonych obciążeń. Pomiary współczynników sprężystości na rozciąganie, ściskanie i ścinanie były wykonane na tych samych próbkach. Wyniki podano w tablicy 1. Podano również odchylenie standardowe:

$$s = \sqrt{\frac{\sum (E - E_{sr})^2}{3 - 1}}$$

Średnie wyniki pomiarów współczynników sprężystości przedstawiono na rysunku 4 — krzywe kreskowane. Dla znalezienia wartości obliczeniowych według zależności 23, 24, 25 i 26 trzeba znać cztery parametry E_x , E_y , G , μ materiału podstawowego z włóknami ułożonymi w jednym kierunku. Warunkowi temu odpowiada próbka

Tablica 1. Pomierzone współczynniki sprężystości próbek laminatowych

Nr próbki	φ°	$E_R \cdot 10^{-3}$ [kG/cm ²]	$E_{Rsr} \cdot 10^{-3}$ [kG/cm ²]	s[%]	$E_c \cdot 10^{-3}$ [kG/cm ²]	$E_{csr} \cdot 10^{-3}$ [kG/cm ²]	s[%]	$G \cdot 10^{-3}$ [kG/cm ²]	$G_{sr} \cdot 10^{-3}$ [kG/cm ²]	s[%]
1		455			470			(14,2)	36,5	—
2	0°	537	481	10,2	506	481	4,4	33		
3		450			468			40		
4		483			486			64		
5	10°	461	467	3,1	452	468	3,7	54	55,7	13,7
6		456			467			49		
7		318			280			105		
8	25°	344	321	6,9	328	290	11,5	105	100,3	8,1
9		300			263			91		
10		152			163			117		
11	45°	145	148	2,4	153	157	3,3	114	114,3	2,2
12		148			156			112		

o kącie skrzyżowania włókien $\varphi = 0^\circ$. Jednakże z wykonanych pomiarów dla tych próbek za miarodajne uznać można tylko E_x , gdyż przy wyciskaniu rdzenia drewnianego z próbki pojawiają się liczne pęknięcia wzdłużne znacznie obniżające współczynnik sprężystości postaciowej G (przy wszystkich włóknach równoległych do kierunku przyłożenia naprężeń tnących przenosi je zasadniczo wypełniająca żywica; przy włóknach nachylonych do kierunku ścinania przenoszą one ścinanie pod postacią naprężeń rozciągających lub ściskających włókna; w próbkach o włóknach skrzyżowanych powstawanie pęknięć żywicy wzdłuż włókien jest bardziej utrudnione). Współczynniki E_y (co odpowiadałoby $\varphi = 90^\circ$) i μ nie były mierzone. Ponieważ jednak współczynnik μ ma mały wpływ na wyniki obliczeń według wzorów (23) do (26) i waha się w niezbyt szerokich granicach, przyjęto go z literatury jako $\mu = 0,1$. Natomiast na miejsce brakujących wielkości E_y i G przyjęto wyniki pomiarów dla próbek z włóknami skrzyżowanymi pod kątem $\varphi = 25^\circ$, co pozwoliło z rów-

Tablica 2. Mierzone i obliczone współczynniki sprężystości próbek laminatowych

φ°	$E_{xp} 10^{-3}$ [kG/cm ²]			$G_p 10^{-3}$ [kG/cm ²]			μ obliczone
	mierz- one	obli- czone	różnica [%]	mie- rzone	obli- czone	różnica [%]	
0°	481	481	0	36,5	47,0	22,3	0,1
10°	467	455	2,6	55,7	56,8	1,9	0,278
25°	321	320	0,3	100,3	96,0	4,5	0,690
45°	148	140	5,7	114,3	130,6	12,5	0,484
60°		81					0,216
90°		50					0,010

nań (23) i (26) wyliczyć $E_y = 50\,000$ kG/cm² i $G = 47\,000$ kG/cm² (w przybliżeniu, co spowodowało pewne różnice w zmierzonych i obliczonych wartościach E_{xp} i G_p dla $\varphi = 25^\circ$). Wyniki obliczeń podano w tablicy 2 i na rys. 4 — krzywe ciągłe. Jak widać, zgodność pomiarów i obliczeń bardzo dobra, różnicę w procentach podano w tablicy 2. Oddzielne obliczanie E_{yp} oraz G_p dla kątów $\varphi > 45^\circ$ jest zbyt precyzyjne, gdyż zachodzą oczywiste zależności:

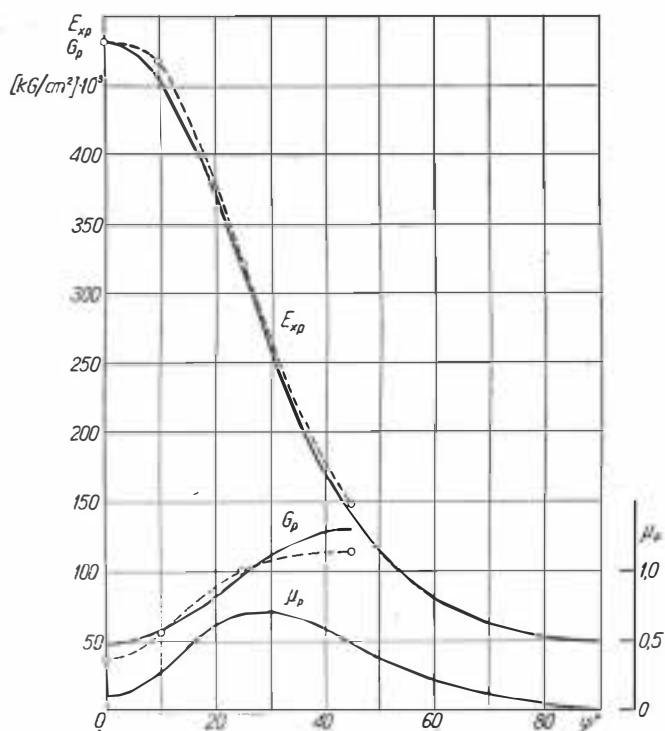
$$E_{yp\varphi} = E_{xp} (90^\circ - \varphi)$$

$$G_{p\varphi} = G_p (90^\circ - \varphi)$$

Wartości pomierzone mogłyby nie spełniać dokładnie tych zależności, ponieważ próbki miały kształt rurowy i krzywizna może wpływać na różnicę współczynników przy tym samym kącie nachylenia raz względem tworzącej (mała krzywizna włókien przy $\varphi = 45^\circ$), raz względem stycznej do obwodu rury (duża krzywizna włókien). Mogło to też wpłynąć na powstanie różnic między współczynnikami mierzonymi (na próbkach rurowych) a obliczonymi (dla próbek płaskich).

Literatura

- Bażanow W. L., Goldenblat I. I., Kopnow W. A., Pospiełow A. D., Sinjukow A. M.: *Soprotiwienie stiekloplastikow*, Moskwa 1968.
- Roliński J.: *Obliczanie belek cienkościennych z tworzyw sztucznych wzmocnionych włóknem szklanym*, „Prace Instytutu Lotnictwa” 1969 nr 39.



PRZYCZYNEK DO OBLICZEŃ WYTRZYMAŁOŚCIOWYCH KORBOWODÓW SILNIKÓW TŁOKOWYCH

Artykuł dotyczy ważnego problemu konstrukcyjnego i obliczeniowego z zakresu projektowania silników tłokowych — oceny obciążeń działających na korbowód silnika i obliczeń wytrzymałościowych korbowodów uściśloną metodą pozwalającą uwzględnić wpływ obciążeń poprzecznych na siłę wyboyczeniową. Zagadnienie to staje się szczególnie aktualne w obecnie konstruowanych lotniczych silnikach tłokowych o dużych prędkościach obrotowych.

Korbowód spalinowego silnika tłokowego poddany jest działaniu zmiennych obciążeń od sił gazowych w cylindrze $G(\alpha)$, sił bezwładności $B_p(\alpha)$ mas związanych z tłokiem oraz poprzecznych sił bezwładności działających na trzon korbowodu i wynikających z ruchu poprzecznego trzona względem osi cylindra. Na rysunku 1 przedstawiono schemat układu korbowego wraz z obciążeniami działającymi na korbowód. Do dalszych rozważań przyjęto, że rozkład obciążenia poprzecznego korbowodu jest liniowy wzdłuż trzona, co wynika z założenia równomiernego rozkładu masy wzdłuż trzona. Założenie to dla silników lotniczych jest bardzo bliskie rzeczywistości. Maksymalna wartość obciążenia poprzecznego $q_0(\alpha)$ stanowi składową normalną do osi trzona sił odśrodkowych (działających wzdłuż wykorobienia).

Siły obciążające korbowód są zmienne cyklicznie — z okresem odpowiadającym dwóm obrotom wału korbowego w przypadku silników czterosuwowych — oraz zależą od prędkości obrotowej wału korbowego n i obciążenia silnika (rozwijanej przez niego mocy) reprezentowanej przez siły gazowe $G(\alpha)$.

Z wystarczającą dla celów niniejszych rozważań dokładnością można przyjąć, że zależność $G(\alpha)$ w zakresie maksymalnych wartości w warunkach obciążenia silnika według charakterystyki zewnętrznej (tj. przy pełnym otwarciu przepustnicy) jest niezależna od prędkości obrotowej wału korbowego.

Z uwagi na uwzględnienie w niniejszym opracowaniu zarówno wzdłużnych, jak i poprzecznych obciążeń korbowodu warunki obliczeniowe obciążeń wystąpią w zakresie maksymalnej mocy silnika przy maksymalnej prędkości obrotowej jego wału korbowego. Z uwagi na występowanie maksymalnych sił w pierwszej ćwiartce położenia wału korbowego, licząc od $\alpha = 0$ odpowiadającego położeniu tłoka w zwrocie zewnętrznym na początku suwu pracy, wszystkie rozważania przeprowadzono dla zakresu $\alpha = 0 \div 90^\circ$. Na rysunku 2 przedstawiono przebiegi siły gazowej $G(\alpha)$, siły bezwładności $B_p(\alpha)$ oraz siły wypadkowej $P(\alpha)$ obciążających korbowód w tym zakresie ruchu tłoka.

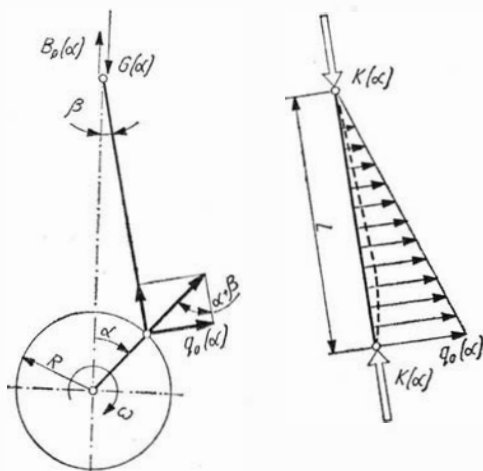
Wypadkowa siła stanowi sumę algebraiczną:

$$P(\alpha) = G(\alpha) - B_p(\alpha) \quad (1)$$

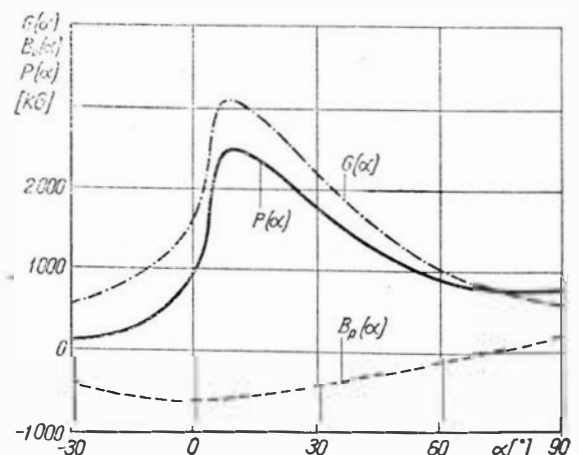
Siła wypadkowa $P(\alpha)$, dla warunku pracy silnika według charakterystyki zewnętrznej, jest tym większa, im mniejsza jest prędkość obrotowa wału korbowego. Wynika stąd konieczność obliczeniowego sprawdzenia korbowodu na wyboyczenie w warunkach rozruchu — gdy odciążające siły bezwładności są jeszcze małe, a siły gazowe mogą osiągać wartości maksymalne.

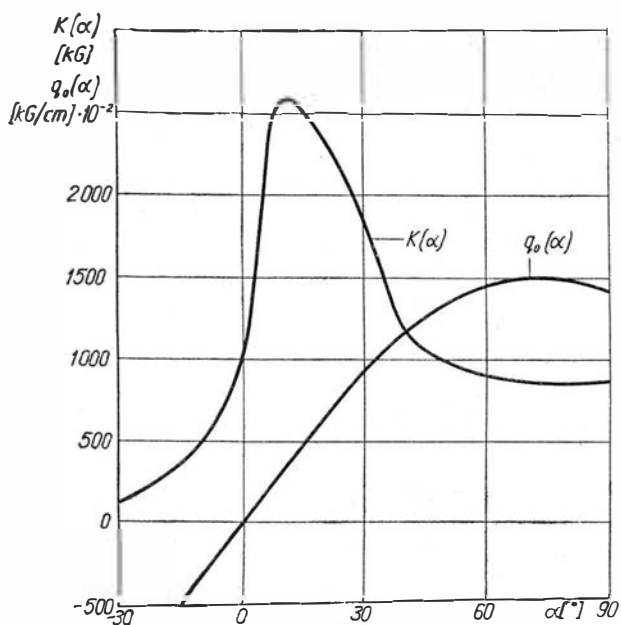
W warunkach pracy silnika na maksymalnej mocy i z maksymalną prędkością obrotową wału korbowego silnie wzrastają obciążenia poprzeczne trzona korbowodu

1. Schemat układu korbowego ze schematem obciążeń korbowodu



2. Przebiegi siły gazowej $G(\alpha)$, siły bezwładności $B_p(\alpha)$ oraz siły wypadkowej $P(\alpha)$ w zależności od kąta położenia wykorobienia





3. Przebiegi zmian siły wzdłużnej $K(\alpha)$ i obciążenia poprzecznego $q_o(\alpha)$ w zależności od kąta położenia wykorbienia

$q_o(\alpha)$, z jednoczesnym zmniejszeniem siły ściskającej $K(\alpha)$. Wykresy na rys. 3 przedstawiają, jak oba wymienione obciążenia zależą od położenia wykorbienia określonego za pomocą kąta α . Wykresy sporządzono dla silnika lotniczego o mocy maksymalnej 240 KM przy

$n = 2000$ obr/min i wydłużeniu korbwođu $\lambda = \frac{R}{L} = 0,318$.

Z przytoczonych wykresów wynika, że maksymalne wartości siły $K(\alpha)$ i $q_o(\alpha)$ nie występują przy jednakowej wartości kąta α , a warunki maksymalnego obciążenia trzona korbwođu wyniknąć mogą dopiero z obliczeń wytrzymałościowych.

Dla zbudowania przedstawionych na rys. 3 wykresów siłę wzdłużną obciążającą korbwođu określano z zależności:

$$K(\alpha) = \frac{P(\alpha)}{\sqrt{1 - \lambda^2 \sin^2 \alpha}} \quad (2)$$

a maksymalną wartość poprzecznego obciążenia jednostkowego trzona korbwođu — z zależności:

$$q_o(\alpha) = \frac{m}{L} R \omega^2 \sin[\alpha + \beta(\alpha, \lambda)] \quad (3)$$

gdzie:

m — masa korbwođu,
 L — długość korbwođu,
 R — ramię wykorbienia,

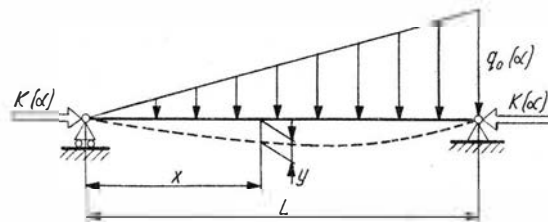
$\omega = \frac{\pi}{30} n$ — prędkość kątowa wału korbwođu

$\alpha, \beta(\alpha, \lambda)$ — charakterystyczne kąty oznaczone na rys. 1. Z wykresów wynika, że siły poprzeczne stanowią wartości dosyć znaczne, np. wypadkowa wartość siły poprzecznej — dla warunków $q_o(\alpha)_{\max}$ — działającej na korbwođu stanowi wartość rzędu 160 kG, przy sile wzdłużnej w tym samym położeniu rzędu 800 kG.

Poniżej przedstawiono propozycję ścisłego sposobu obliczania korbwođu z uwzględnieniem wpływu obciążenia poprzecznego.

Propozycja sposobu obliczeń korbwođu

Korbwođu jest obciążony siłami gazowymi i bezwładności. Siły bezwładności (masowe) można rozłożyć na osiowe (działające wzdłuż osi korbwođu) i poprzecz-



4. Schemat obciążenia trzona korbwođu

ne. Jeżeli siłę osiową $K(\alpha)$ przyjmie się jako wypadkową siły gazowej i siły bezwładności działającą wzdłuż osi korbwođu, to korbwođu, z małym przybliżeniem, można potraktować jako belkę podpartą przegubowo — ściskaną siłą $K(\alpha)$ i zginaną obciążeniem ciągłym $q_o(\alpha)$ rozłożonym wzdłuż belki w sposób przedstawiony na rys. 4.

Wyznaczenie maksymalnego momentu zginającego

Do wyznaczenia maksymalnego momentu zginającego belki przedstawionej na rys. 4 wykorzystano wzór na krzywiznę linii ugięcia:

$$EI \frac{d^2 y}{dx^2} = -M(x) \quad (4)$$

Dla rozpatrywanego przypadku $M(x)$ wyraża się wzorem:

$$M(x) = K(\alpha) y + \frac{q_o(\alpha) L}{6} x - \frac{q_o(\alpha) x^3}{6 L} \quad (5)$$

Podstawiając równanie (5) do równania (4) i oznaczając $b^2 = \frac{K(\alpha)}{EJ}$ otrzymano następujące równanie różniczkowe:

$$\frac{d^2 y}{dx^2} + b^2 y = \frac{q_o(\alpha) x^3}{6 L EJ} - \frac{q_o(\alpha) L}{6 EJ} x \quad (6)$$

którego rozwiązaniem jest wyrażenie:

$$y = C_1 \cos bx + C_2 \sin bx + \frac{q_o(\alpha)}{6 K(\alpha) L} x^3 - \frac{q_o(\alpha)}{K(\alpha)} \left(\frac{L}{6} + \frac{1}{bL} \right) x \quad (7)$$

Po wyznaczeniu stałych C_1 i C_2 z warunków brzegowych ($y = 0$ dla $x = 0$ i $x = L$) otrzymano równanie na linię ugięcia belki:

$$y = \frac{q_o(\alpha) \sin bx}{b K(\alpha) \sin bL} + \frac{q_o(\alpha) x^3}{6 K(\alpha) L} - \frac{q_o(\alpha) x}{K(\alpha)} \left(\frac{L}{6} + \frac{1}{bL} \right) \quad (8)$$

Wartość $\frac{d^2 y}{dx^2}$ obliczoną z równania (8) wstawiono do równania (4) i otrzymano prostą postać zależności $M(x)$:

$$M(x) = \frac{q_o(\alpha)}{b^2} \left(\frac{\sin bx}{\sin bL} - \frac{x}{L} \right) \quad (9)$$

Wartość maksymalna momentu zginającego występuje dla:

$$x = \frac{1}{b} \arccos \left(\frac{\sin bL}{bL} \right) \quad (10)$$

Dla małych wartości b moment maksymalny występuje dla $x = 0,577 L$, natomiast dla dużych wartości $b - x = 0,5 L$, czyli zmiana przekroju występowania M_{\max} w zależności od b jest nieznaczna.

Wzór na maksymalny moment zginający rozpatrywanego przypadku przedstawia się następująco:

$$M_{\max} = \frac{q_0(\alpha)}{b^2} \left[\frac{\sin \left(\arccos \frac{\sin bL}{bL} \right)}{\sin bL} - \frac{\arccos \frac{\sin bL}{bL}}{bL} \right] \quad (11)$$

Wzór (11) jest słuszny dla belki o stałym przekroju (co odpowiada znacznej grupie korbowodów silników lotniczych); w przypadku ciągłej zmiany przekroju belki obciążonej jak na rys. 4 należy przyjąć we wzorze (4):

$$EJ = EJ_1 \left(\frac{x}{a} \right)^n$$

Obliczanie naprężeń w korbowodzie

Naprężenia normalne w belce obciążonej jak na rys. 4 oblicza się ze wzoru:

$$\sigma = \frac{K(\alpha)}{S} + \frac{M_{\max}}{W} \quad (12)$$

gdzie:

S — pole przekroju poprzecznego belki,
 W — wskaźnik wytrzymałości na zginanie.

Po uwzględnieniu zależności (11) otrzymuje się ostatecznie:

$$\sigma = \frac{K(\alpha)}{S} + \frac{q_0(\alpha)}{Wb^2} \left[\frac{\sin \left(\arccos \frac{\sin bL}{bL} \right)}{\sin bL} - \frac{\arccos \frac{\sin bL}{bL}}{bL} \right] \quad (13)$$

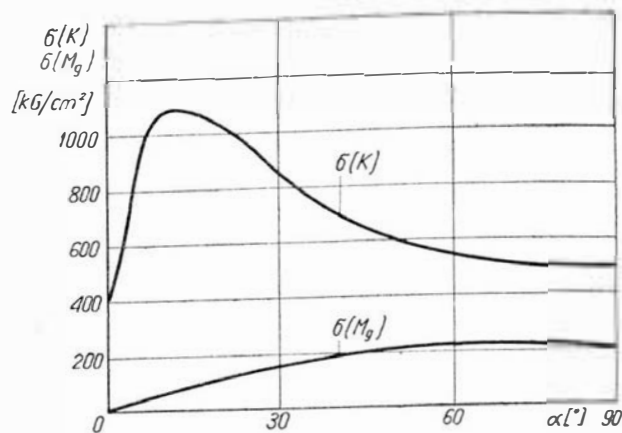
Wykorzystując wzór (13) przeprowadzono obliczenia naprężeń korbowodu silnika „Argus”-10C (dane korbowodu: $S = 2,5 \text{ cm}^2$, $W = 2,235 \text{ cm}^2$, $L = 22 \text{ cm}$, $J = 3,47 \text{ cm}^4$, $q_0(\alpha)$ i $K(\alpha)$ z rys. 3).

Wyniki obliczeń przedstawiono na rys. 5. Na rysunku tym zależność $\sigma[K(\alpha)]$ przedstawia zmianę naprężeń normalnych w korbowodzie w zależności od kąta obrotu wału korbowego α , a zależność $\sigma[M_g(\alpha)]$ — zmianę naprężeń obliczonych tylko z drugiego członu równania (13).

Wpływ obciążenia poprzecznego na wartość obciążenia krytycznego belki obciążonej jak na rys. 4

Niżej opisane rozważania słuszne są tylko dla belek smukłych, dla których do obliczeń obciążenia krytycznego (siły wyboczeniowej) K_{kr} stosuje się wzór Eulera.

Do wyznaczenia wpływu obciążenia poprzecznego na K_{kr} przyjęto $x = 0,5 L$. Przyjmując to założenie popełnia się niewielki błąd, ponieważ M_{\max} belki obciążonej



5. Przebiegi naprężeń ściskających od siły wzdłużnej $\sigma(K)$ oraz naprężeń zginających od obciążenia poprzecznego i od siły wzdłużnej $\sigma(M_g)$ w zależności od kąta położenia wykorzystania

tylko $q_0(\alpha)$ występuje dla $x = 0,577 L$, natomiast y_{\max} — dla $x = 0,518 L$, czyli bliżej środka belki, w którym występuje M_{\max} od siły $K(\alpha)$ ($M_{\max} = K(\alpha) y_{\max}$).

Moment zginający belkę od łącznego obciążenia $q_0(\alpha)$ i $K(\alpha)$ przedstawia równanie (6), przy czym dla $x = 0,5 L$ otrzymuje się:

$$M(x) = \frac{q_0(\alpha)}{b^2} \left(\frac{\sin 0,5 bL}{\sin bL} - \frac{1}{2} \right) \quad (14)$$

Wprowadzając oznaczenie:

$$U = \frac{bL}{2} = \frac{L}{2} \sqrt{\frac{K(\alpha)}{EJ}} \quad (15)$$

i uwzględniając, że dla rozpatrywanej belki obciążonej

tylko siłą $K(\alpha)$ jest $K_{kr} = \frac{\pi^2 EJ}{L^2}$ otrzymuje się:

$$U = \frac{\pi}{2} \sqrt{\frac{K(\alpha)}{K_{kr}}} \quad (16)$$

Równanie (14) po uwzględnieniu (15) przyjmuje postać:

$$M(x) = \frac{q_0(\alpha) L^2}{4 U^2} \left(\frac{\sin U}{\sin 2U} - \frac{1}{2} \right)$$

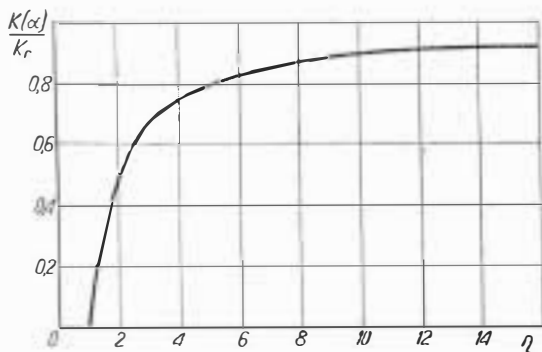
Po przekształceniu ostatecznie otrzymuje się:

$$M(x) = \frac{q_0(\alpha) L^2}{16} \left[\frac{2(1 - \cos U)}{U^2 \cos U} \right] \frac{q_0(\alpha) L^2}{16} \eta \quad (17)$$

Pierwszy czynnik równania (17) przedstawia moment gnący belkę wyłącznie od obciążenia $q_0(\alpha)$, a drugi wpływ stosunku $K(\alpha)/K_{kr}$ na moment zginający.

Zbadano wpływ stosunku $K(\alpha)/K_{kr}$ na moment zginający, czyli zbadano zależność między η (współczynnikiem wzmocnienia) a stosunkiem $K(\alpha)/K_{kr}$:

$$\eta = \frac{2(1 - \cos U)}{U^2 \cos U}$$



6. Zależność między współczynnikiem wzmocnienia a stosunkiem wzdłużnej siły obciążającej $K(\alpha)$ do siły krytycznej K_{kr}

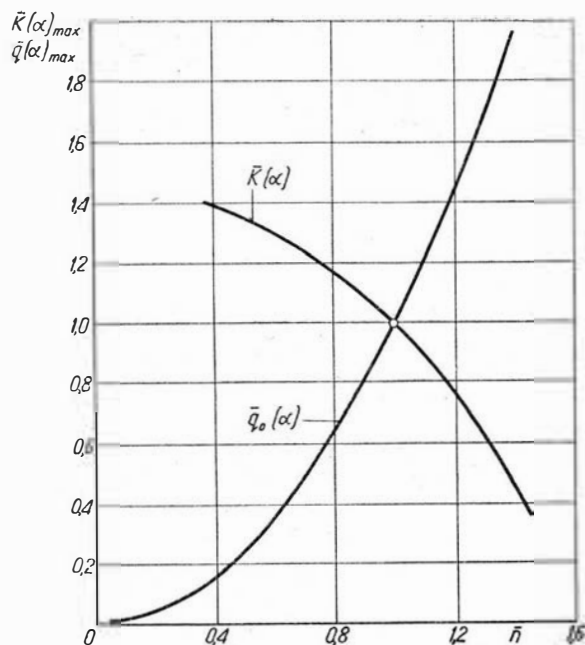
Zależność tę przedstawiono na rys. 6, z którego widać, że wartość współczynnika η zbliża się do jedności, gdy $K(\alpha)/K_{kr}$ dąży do zera oraz że wartość η rośnie nieograniczenie, gdy $U \rightarrow \frac{\pi}{2}$, czyli $K(\alpha)/K_{kr}$ dąży do jedności.

*

Pomijanie w obliczeniach wpływu poprzecznych obciążeń masowych trzona korbowodu w silnikach lotniczych o stosunkowo małej prędkości obrotowej można uznać za dopuszczalne, ale w silnikach o dużej prędkości obrotowej pominięcie tych obciążeń nie pozwala na osiągnięcie konstrukcji dostatecznie sztywnej i wytrzymałej, a jednocześnie lekkiej.

Zagadnienie optymalizacji konstrukcji, w sensie niezawodności działania, trwałości i jednocześnie lekkości, stanowi niewątpliwie problem trudny, ale jest obecnie jak najbardziej na czasie. Niniejsze opracowanie stanowi przyczynek do zagadnienia optymalizacji konstrukcji korbowodów silników spalinowych.

Na rysunku 7 przedstawiono zależności maksymalnego obciążenia wzdłużnego i poprzecznego korbowodu od prędkości obrotowej wału korbowego silnika. Powyższe zależności wyrażono we współrzędnych względnych — odniesionych do warunków obliczeniowych. Wykres $K(\alpha)_{max}$ zbudowano przy założeniu, że silnik pracuje według charakterystyki zewnętrznej silnika, tj. że siły gazowe przy każdej prędkości obrotowej wa-



7. Zależność maksymalnego względnego obciążenia wzdłużnego $K(\alpha)$ i poprzecznego $\bar{q}_o(\alpha)$ od prędkości obrotowej wału korbowego

łu korbowego są jednakowe, co można przyjąć dla takich rozważań. Widoczny intensywny wzrost obciążeń poprzecznych $q_o(\alpha)_{max}$ ze wzrostem prędkości obrotowej ma kapitalne znaczenie w technice obliczeniowej korbowodów silników o dużych prędkościach obrotowych, coraz częściej budowanych z uwagi na możliwość osiągania dużych mocy jednostkowych (odniesionych do objętości skokowej *).

* Na przykład, silniki Lycoming i Continental nowej generacji o prędkościach obrotowych 5000 obr/min (przyj. redakcji).

Literatura

1. Brzoska Z.: *Statyka i stateczność konstrukcji prętowych i cienkościennych*, PWN, Warszawa 1961.
2. Ponomariov S. i inni: *Osnovy sovremennych metodow rasczeta na prochnost w maszynostrojenii*, Moskwa 1952.
3. Szczeciński S.: *Lotnicze silniki tokowe*, MON 1969.
4. Timoshenko S. P., Gere I. M.: *Theory of elastic stability*, New York 1961.
5. Zaikin A. i inni: *Awiacjonnyje dwigateli*, Moskwa 1961.

Dokończenie z II str. okł.

7. Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP, realizując porozumienie zawarte między SIMP i SITK w zakresie stowarzyszeniowej działalności w lotnictwie, zwrócił się (we wrześniu ub. r.) do swych ogniw organizacyjnych z zaleceniem nawiązania kontaktów i współpracy z terenowymi organami i działaczami Sekcji Lotniczej SITK.

I tak, zarządy główne obu sekcji liczą na nawiązanie łączności i współdziałania...

● Zarządu Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Poznaniu

— z kołami terenowymi Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK w Jarocinie, w Poznaniu i w Ławicy.

● Zarządu Oddziału SL SIMP w Bydgoszczy

— z kołami terenowymi SKL SITK w Gdańsku-Wrzeszczu oraz w Elblągu.

● Zarządu Oddziału SL SIMP w Warszawie

— z kołami terenowymi SKL SITK w Szefostwie Służby Komunikacji MON,

Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych, w Zarządzie Lotniskowym Wojsk Lotniczych.

● Zarządu Oddziału SL SIMP w Lublinie,

— z kołem terenowym SKL SITK w Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej w Dęblinie.

● Zarządu Koła Zakładowego SIMP przy Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej

— z kołami terenowymi SKL SITK: w Tarnowskich Górach, we Wrocławiu i w Oleśnicy.

▼ Liczba członków SIMP w pierwszym półroczu 1970 r. wzrosła o 2500 osób (tj. o 6% w stosunku do liczby z grudnia 1969 r.) i wynosiła 43 000 osób. Ogółem w Stowarzyszeniu zarejestrowano 15 500 inżynierów i 22 000 techników. Stowarzyszenie ma 1080 kół zakładowych i 665 członków zbiorowych.

W pierwszym półroczu ub.r.:

● wyjechało za granicę 207 członków

SIMP, z tego 95 osób do WRL, 59 osób do NRD, i 46 osób do ZSRR,

● przyjechało do Polski 175 osób, w tym 79 osób z CSRS, 76 osób z NRD, 6 osób z WRL.

▼ Dla sprawniejszej pracy sekcji naukowo-technicznych SIMP (zgodnie z ustaleniami XXI Walnego Zjazdu Delegatów SIMP) została powołana 3-osobowa Rada Programowa Sekcji, w następującym składzie: kol. kol. Tadeusz Podgórski, Józef Talma i Stefan Kożera. Równocześnie powołano Komisję Koordynacji Prac Sekcji, w której skład wchodzi sześciu przewodniczących Sekcji — wśród nich kol. Tadeusz Kostia. Pracą Komisji kieruje kol. K. Gutkowski, przewodniczący Sekcji Chłodniczej.

Przyjęto zasadę, że zebrania Komisji Koordynacji prac Sekcji odbywają się co miesiąc, spotkania tej Komisji z Radą Programową Sekcji odbywają się co dwa miesiące, zaś spotkania obu tych ciał ze wszystkimi przewodniczącymi Sekcji Zarządu Głównego SIMP organizuje się co pół roku.

SYTUACJA TECHNICZNO-EKONOMICZNA W TRANSPORCIE LOTNICZYM W 1969 r.*

W artykule przedstawiono wyniki działalności przedsiębiorstw lotniczych ICAO w 1969 r. Wyniki te to wzrost regularnych przewozów pasażerskich, towarowych i pocztowych zarówno na liniach wewnętrznych, jak i zagranicznych. Rok 1969 charakteryzuje się znacznym wzrostem przewozów międzynarodowych, głównie towarowych. Jednocześnie zmniejszyło się wykorzystanie powierzchni handlowej oraz miejsc pasażerskich samolotów w porównaniu z rokiem 1968, w wyniku wprowadzenia do eksploatacji nowych typów samolotów. Mimo ogólnego wzrostu przewozów w 1969 r., zmniejszyły się dochody eksploatacyjne średnio w odniesieniu do wszystkich przedsiębiorstw ICAO. Związane to jest z większymi kosztami eksploatacyjnymi samolotów odrzutowych i większymi kosztami administracyjnymi.

Rok 1969 był wyjątkowo korzystny dla transportu lotniczego, charakteryzuje go duże tempo rozwoju przewozów.

Regularne przewozy lotnicze: pasażerskie, towarowe i pocztowe na liniach wewnętrznych i międzynarodowych wyniosły 43 250 mln tkm. Oznacza to wzrost o 15% w stosunku do roku 1968. Przewozy towarowe wzrosły aż 24%.

W 1969 r. przewieziono 289 mln pasażerów realizując przy tym 349 mld pasażerokilometrów. Znaczny wzrost odnotować należy w przewozach międzynarodowych, który wyniósł 21,3%, natomiast w połączeniach wewnętrznych zaledwie 9,7%. Można więc przyjąć założenie, że ruch wewnętrzny osiągnął już pewne optimum i dalszy przyrost przewozów będzie utrzymywał się na znacznie niższym poziomie aniżeli międzynarodowy. Tymczasem połączenia międzynarodowe rozwijają się równoległe z ruchem turystycznym i wzrostem obrotów handlowych.

W ciągu minionego dziesięciolecia przewozy międzynarodowe wzrosły z 40,4% do 44,6% w wyniku zwiększonych przewozów towarowych.

Największy wzrost przewozów towarowych mają przedsiębiorstwa lotnicze USA. Należy jednak pamiętać, że w znacznym stopniu uzyskano je dzięki nieregularnym przewozom realizowanym na zamówienie armii amerykańskiej.

Mimo wysokich wskaźników wzrostu przewozów lotniczych, w ostatnich latach obserwuje się stały spadek wykorzystania powierzchni handlowej samolotów. Warto to odnotować, bowiem z jednej strony obserwujemy gwałtowny wzrost zdolności przewozowej, z drugiej spadek jej wykorzystania. O ile w 1968 r. powierzchnia ta wykorzystana była zaledwie w 48,7%, to w 1969 r. już tylko w 47,7%. Jedynie na liniach międzynarodowych wskaźnik ten był korzystniejszy i wzrósł z 51% do 51,9%.

Podobnie przedstawiała się sytuacja z wykorzystaniem miejsc pasażerskich: wskaźnik w 1968 r. wynosił 53,4% a w 1969 r. tylko 51,6%. Spadek wykorzystania powierzchni handlowej jak i miejsc pasażerskich obserwuje się w okresach, kiedy wprowadzane są do eksploatacji nowe typy samolotów (np. w 1961 r., kiedy większość przedsiębiorstw lotniczych zaopatrzyła się w samoloty odrzutowe). Podobnej sytuacji należy oczekiwać w latach 1971—72, kiedy przedsiębiorstwa lotnicze wprowadzą samoloty typu Boeing 747.

Tablica 1. Wykonana praca przewozowa wg kolejności państw dysponujących największymi przedsiębiorstwami lotniczymi ICAO — 1969 r.

Państwo	Kolejne miejsce	Wykonana praca przewozowa w mln tkm	Przewozy pasażerskie w mln pasażerokilometrach			
			miej-sce	przewozy ogółem	miej-sce	przewozy międzyn.
USA	1	24 683	1	201 732	1	30 319
W. Brytania	2	2 111	2	16 627	2	14 765
Francja	3	1 599	4	12 362	3	9 952
Kanada	4	1 510	3	12 839	6	6 048
Japonia	5	1 385	5	11 645	7	5 624
NRF	6	1 118	8	7 036	5	6 103
Australia	7	966	6	7 892	11	3 680
Włochy	8	927	7	7 334	4	6 150
Holandia	9	819	10	4 977	8	4 943
Skandynawia (SAS)	10	733	9	5 299	9	3 903
Razem 10 państw		35 851		287 743		91 491
Przewozy wszystkich pozostałych państw członków ICAO		7 399		61 257		42 509
Razem przewozy ICAO		43 250		349 000		134 000

Tablica 2. Przewozy towarowe w tkm wg państw członków ICAO (porównanie za lata 1968 i 1969)

Państwo	Przewozy ogółem			Przewozy międzynarodowe		
	1969	1968	% wzrostu	1969	1968	% wzrostu
USA	5005,3	4318,7	15,9	1671,6	1312,6	27,4
W. Brytania	571,7	437,1	30,8	547,6	410,0	33,6
Francja	447,2	324,9	37,6	418,2	303,8	37,7
NRF	431,4	318,1	35,6	417,2	305,6	36,5
Japonia	368,3	233,5	57,7	315,2	193,1	63,2
Holandia	352,9	308,8	14,3	352,7	308,6	14,3
Kanada	302,2	258,2	17,0	175,2	136,8	28,5
Włochy	256,7	181,6	41,4	246,2	172,8	42,5
Skandynawia	241,9	176,5	37,1	232,3	168,6	37,8
Australia	224,0	182,5	22,7	148,5	112,5	32,0
Razem 10 państw	8301,6	6739,8		4523,7	3424,4	
Pozostałe państwa należące do ICAO	1768,4	1400,1		1516,3	1075,6	
Ogółem	10070,0	8140,0	23,7	6040,0	4500,0	34,2

Tablica 3. Podział przewozów lotniczych w latach 1960—1964—1969 wg kontynentów (stref geograficznych ICAO)

Rok	ICAO	Pln. Ameryka	Europa	Daleki Wschód	Pld. Ameryka	Oceania	Afryka	Bliski Wschód
Przewozy międzynarodowe								
1960	100	36,1	46,6	4,3	4,1	3,6	2,8	2,5
1964	100	29,6	49,0	6,0	4,0	3,6	4,9	2,9
1969	100	32,5	44,9	8,2	4,1	3,2	3,7	3,4
Przewozy krajowe								
1960	100	78,8	6,3	2,9	6,2	3,6	1,8	0,4
1964	100	82,8	4,6	4,2	4,1	3,0	1,0	0,3
1969	100	85,5	4,6	4,2	2,3	2,2	0,8	0,4
Przewozy ogółem								
1960	100	61,5	22,6	3,4	5,4	3,6	2,2	1,3
1964	100	59,8	23,8	5,0	4,0	3,3	2,7	1,4
1969	100	61,9	22,6	6,0	3,0	2,7	2,1	1,7

Podział przewozów lotniczych wg regionów geograficznych

W zakresie przewozów regionalnych wszelkie zmiany mają charakter bardzo powolny. Proporcje przewozów nie ulegają większym zmianom. W ogólnej wielkości przewozów w dalszym ciągu dominujące miejsce zajmują Stany Zjednoczone. Kraj ten ma ponad 85% przewozów w relacji krajowej. W tej sytuacji jakiegokolwiek porównania z innymi regionami geograficznymi stają się bezprzedmiotowe.

Przewozy wewnętrzne wzrosły (poza USA) na Dalekim Wschodzie, głównie w Japonii, znacznie natomiast spadły w Europie. Podobnie przedstawia się sytuacja na wszystkich pozostałych obszarach geograficznych.

Odmienne przedstawiają się tendencje w przewozach międzynarodowych. W 1969 r. obserwuje się wyjątkowy wzrost przewozów na Dalekim Wschodzie, przede wszystkim w Japonii. Podobna sytuacja istnieje w Afryce i na Bliskim Wschodzie. Spadek należy odnotować w Europie.

Niezmiennie jednak przedstawia się udział Ameryki Północnej i Europy w przewozach globalnych. Te dwa obszary dysponują w ponad 85% rynkiem przewozowym. Tutaj też znajduje się najlepszy sprzęt i doskonale wyposażone lotniska.

Przewozy globalne najlepiej informują o sytuacji panującej na światowym rynku lotniczym. Wszystkie obszary słabo rozwinięte (z wyjątkiem Dalekiego Wschodu — Japonia) notują stały spadek przewozów lotniczych. Ten stan rzeczy będzie trwał nadal, szczególnie w miarę wzrostu ceny sprzętu lotniczego, na który nie wszystkie przedsiębiorstwa Afryki czy Azji będą mogły sobie pozwolić.

Sytuacja finansowa

Mimo znacznego wzrostu przewozów, w 1969 r. zanotować należy spadek wpływów. Wpływy eksploatacyjne w 1969 r. wyniosły 627 mln dolarów, co stanowiło za ledwie 3,9% dochodów eksploatacyjnych (w 1967 r. — 7,5%, w 1968 — 5,4%). Przedstawione wielkości mają charakter średnich w odniesieniu do wszystkich przedsiębiorstw lotniczych ICAO. W analizie szczegółowej dotyczącej poszczególnych przedsiębiorstw sytuacja dla wielu z nich jest bardzo niekorzystna. O ile np. przedsiębiorstwa Stanów Zjednoczonych mają wyniki większe od średnich, to blisko 60% przedsiębiorstw lotniczych legitymuje się zyskami mniejszymi od średniej.

Wg danych zawartych w tablicy 4 zyski eksploatacyjne wszystkich przedsiębiorstw ICAO w 1969 r. wyniosły 15 897 mln dolarów i wzrosły w ciągu roku o 13,6%.

Tablica 4. Wyniki finansowe przedsiębiorstw lotniczych (ICAO) w latach 1960—1969 w mln dolarów

Rok	Dochody	Rozchody	Rezultat
1960	5400	5358	+42
1961	5803	5921	-118
1962	6570	6473	+97
1963	7215	6889	+326
1964	8112	7500	+612
1965	9372	8472	+900
1966	10 870	9833	+1037
1967	12 531	11 597	+934
1968	13 993	13 239	+754
1969	15 897	15 270	+627

W tym jednak czasie wydatki eksploatacyjne wzrosły o 15,3% i wyniosły 15 270 mln dolarów. Największy wzrost zysków w 1969 r. zanotowano w przewozach towarowych (22,8%). Możemy więc stwierdzić, że przewozy towarowe ratowały sytuację i przedsiębiorstwa posiadające dobre notowania w tym zakresie znajdują się w korzystnej sytuacji finansowej. Tak wysokie rozchody eksploatacyjne są wynikiem wzrostu kosztów eksploatacji sprzętu lotniczego. Fakt ten rejestruje się od 1966 r. Oznacza to, że koszty eksploatacji sprzętu odrzutowego są większe w ogólnym bilansie wydatków. Wzrosły również znacznie koszty administracyjne.

Generalnie w układzie kosztów w 1969 r. zanotowano wzrost ceny o 0,4 centa za 1 tonokilometr. I tak w 1968 r. cena 1 tkm kształtowała się na poziomie 30,54 centa, a w 1969 r. — 30,65 centa. Związane to jest ze zmniejszeniem wykorzystania powierzchni handlowej samolotów. Dlatego też wiele konferencji roku 1969 poświęcono zagadnieniu taryf. Podyktowane to było dwoma względami, a mianowicie: wprowadzeniem do eksploatacji samolotów Boeing-747, które są wyjątkowo konkurencyjne dla sprzętu dotychczas stosowanego, oraz dynamicznie rozwijającymi się przewozami czarterowymi. W rezultacie, tylko na Północnym Atlantyku obowiązywało 31 taryf w roku sprawozdawczym. Taryfy te kształtowały się od 170 do 750 dolarów.

Rok 1969 charakteryzował się ciekawym zjawiskiem będącym następstwem sytuacji ekonomicznej. Większość przedsiębiorstw w obliczu trudnej sytuacji finansowej dokonywało prób integracji. Próby te dotyczyły łączenia się przedsiębiorstw pod wspólnym zarządem, by w ten sposób ograniczyć koszty administracyjne. Inny sposób, to organizacja wspólnej obsługi technicznej i napraw. W tym przypadku są już konkretne przykłady. Dotyczy to głównie przedsiębiorstw europejskich, które zamierzają wprowadzić do eksploatacji samolot Boeing 747 (Holandia — KLM, Szwajcaria — Swissair i Skandynawia — SAS).

Sprzęt lotniczy

Minione dziesięciolecie charakteryzowało się wyjątkowo dynamicznym przyrostem sprzętu lotniczego. Związane to było z jednej strony z narastającą ofertą przemysłu, zmuszającą do konkurencji, z drugiej z wyjątkową pozycją, jaką utrzymał sobie samolot na rynku przewozowym. Wg stanu na 31.XII.1968 r. lotnictwo cywilne dysponowało 157 016 samolotami. Nie wszystkie jednak one nas interesują. Samoloty wykorzystywane w regularnej służbie przedsiębiorstw lotniczych, a więc powyżej 9 ton stanowiły niewielki procent. Wg stanu na 31.XII.1969 r. przedsiębiorstwa dysponowały 7134 samolotami. Zdecydowany udział miały w tej liczbie samoloty odrzutowe — 3449. O ile w latach 1960—1969 park lotniczy wzrósł w układzie ilościowym z 5014 do 7134, to ich zdolność przewozowa wzrosła odpowiednio: z 23,4 do 99,4 mld tkm w roku, a więc czterokrotnie.

Dokończenie na str. 36

Część I

NAWIGACJA NA TRASACH DALEKIEGO ZASIĘGU

W czasie przelotu jednego samolotu podstawowym zadaniem nawigacji jest doprowadzenie go do przewidzianego miejsca przeznaczenia w możliwie najbardziej ekonomiczny sposób. Doświadczenie i obecny stan wiedzy nawigacyjnej wykazują, że sam przelot pojedynczego samolotu po trasie dowolnej długości nie stawia zbyt wygórowanych wymagań co do precyzji nawigacji. Dokładność nawigacji nabiera znaczenia dopiero wtedy, gdy w grę wchodzi możliwość kolizji z innymi samolotami. Dokładność ta musi być wówczas wystarczająco wysoka, by zapewnić bezpieczną odległość między samolotami oraz optymalne wykorzystanie przestrzeni powietrznej.

Odrzutowe samoloty transportowe dalekiego zasięgu coraz liczniej wprowadzane do eksploatacji wykonują przeloty nad ogromnymi przestrzeniami obejmującymi znaczną część kuli ziemskiej. W konsekwencji zarówno samolot, jak i załoga podlegają w dość krótkim czasie znacznym zmianom sytuacji nawigacyjnej i stawianym im w zakresie nawigacji wymaganiom; na świecie istnieje jeszcze zbyt wiele rozmaitych systemów nawigacyjnych, a i obowiązujące przepisy są wciąż dalekie od całkowitej normalizacji ogólnosiwiatowej.

A zatem sytuacja nawigacyjna i człowiek na jej tle to główne czynniki decydujące o doborze odpowiednich systemów i metod nawigacji powietrznej.

Sytuacja nawigacyjna na trasach dalekiego zasięgu

Problem nawigacji i systemów nawigacyjnych nie może być rozpatrywany w oderwaniu od konkretnej sytuacji nawigacyjnej.

Istotna różnica występuje, na przykład, między warunkami nawigacji dalekiego zasięgu w przestrzeni o dużym nasileniu ruchu powietrznego nad obszarem wodnym, takiej jak Północny Atlantyk, a warunkami, jakie panują w przestrzeni nadkontynentalnej również o dużym nasileniu ruchu, ale nasyconej środkami nawigacji bliskiego zasięgu i warunkami w przestrzeni wymagającej wprowadzenia nawigacji dalekiego zasięgu, lecz mniej krytycznej, jeśli chodzi o nasilenie ruchu powietrznego i bezpieczną odległość między samolotami. I wreszcie bardzo istotny jest problem przejścia z przestrzeni wymagającej nawigacji dalekiego zasięgu do przestrzeni pokrytej środkami nawigacji bliskiego zasięgu.

W artykule problem nawigacji powietrznej na trasach dalekiego zasięgu przedstawiono na przykładach dwóch rodzajów przestrzeni o krytycznych warunkach pod względem nasilenia ruchu powietrznego: kontynentu północnoamerykańskiego i Północnego Atlantyku. Następnie rozpatrzono sytuację nawigacyjną w rejonach niekrytycznych i zwrócono uwagę na konieczność dysponowania przez linie lotnicze odpowiednio przeszkoloną załogą, która mogłaby obsługiwać pokładowe urządzenia nawigacyjne, co pozwoliłoby na wykonywanie lotów niezależnie od naziemnych pomocy nawigacyjnych. Jest to bardzo istotny problem z uwagi na to, że często międzynarodowe linie lotnicze zmuszone są zmieniać dobrze wyposażoną trasę na inną, nieraz bez odpowiedniego wyposażenia naziemnego. Na zakończenie artykułu zwrócono uwagę na wpływ czynnika ludzkiego na dokładność obsługi urządzeń nawigacyjnych.

Można stwierdzić, że istnieją dwa rodzaje przestrzeni o warunkach krytycznych pod względem nasilenia ruchu powietrznego. Przykładem jednego rodzaju może być kontynent północno-amerykański, który jest wystarczająco nasycony środkami bliskiego zasięgu. Praktyka wykazuje, że w takich rejonach nawigacja przy wykorzystaniu tych środków może być bez trudności prowadzona na bardzo długich trasach. Nie stwierdza się, by ten rodzaj nawigacji utrudniał właściwe wykorzystanie przestrzeni powietrznej lub był przyczyną opóźnień powstałych w fazie przelotu. W przestrzeni drugiego rodzaju, której klasycznym przykładem jest Północny Atlantyk, sytuacja jest całkowicie odmienna. Tutaj nawet dla linii lotniczych w głównym strumieniu ruchu lotniczego odchylenia od planu lotu, narzucone przez kontrolę ruchu sięgają około 80% i ilość ta wykazuje tendencję do dalszego wzrostu. Przewidywania co do wzrostu ruchu lotniczego w tej przestrzeni kładą sądzić, że dążenie do zmniejszenia norm odległości między samolotami jest już mocno spóźnione. Wynika stąd dla towarzystw lotniczych konieczność wtyężonej pracy nad poprawieniem swych możliwości nawigacyjnych w tym specjalnym rejonie.

Rozpatrując sytuację nawigacyjną w rejonach niekrytycznych nie należy zakładać, że z ruchem lotniczym odbywającym się w nich nie wiążą się żadne problemy. Jednakże głównym problemem są tu kwestie zasad i przepisów. Tam gdzie brak odpowiedniej sieci naziemnych pomocy nawigacyjnych, konieczni są na pokładzie samolotu odpowiednio wyszkoleni i licencjonowani dodatkowi członkowie załogi. Wydaje się to wystarczająco mocną wskazówką dla odpowiednich czynników i władz, że linie lotnicze muszą dysponować samowystarczalnymi i niezależnymi od ziemi środkami, nawigacyjnymi, które pozwoliłyby na wykonywanie lotów nad całą kulą ziemską przy wykorzystaniu dobrze wyszkolonej i sprawnej załogi o mniejszej liczebności. Przykładem ważności problemu jest fakt, że każde międzynarodowe linie lotnicze przeciętnie raz na tydzień otrzymują pilne powiadomienie o konieczności zmiany dotychczas stosowanej dobrze wyposażonej trasy i wyboru innej, gorszej dla ominięcia rejonu, w którym wzrosło np. napięcie polityczne. Innym czynnikiem przemawiającym za uniezależnieniem nawigacji na pokładzie od pomocy naziemnych jest znaczne opóźnie-

nie realizacji planów rejonowych dotyczących instalowania naziemnych pomocy nawigacyjnych.

W rejonach tzw. „prześciowych” (*transition areas*) występują dwa główne problemy. Jeden z nich to problem o charakterze ogólnym, wynikający z samego faktu zmiany sytuacji nawigacyjnej i konieczności przystosowania się załogi do nowych warunków. Przy przejściu w rejon o warunkach bardziej krytycznych musi się to wiązać ze znacznym wzrostem napięcia i uwagi załogi oraz ze zwiększeniem nakładu pracy niezależnie od stanu zmęczenia załogi dotychczasową pracą w locie. Drugi, ważniejszy problem, któremu chyba zbyt mało poświęcono uwagi, to problem zniżania w rejonie przejściowym. Należy stworzyć środki i urządzenia pozwalające ustalić i utrzymywać takie wartości prędkości poziomej i pionowej, które zapewnią przybycie samolotu nad wyznaczony punkt na określonej wysokości i w dokładnie wyznaczonym czasie. Wydaje się, że ten właśnie problem stanie się głównym zagadnieniem do rozwiązania przy ustalaniu norm obejmujących zabezpieczenie nawigacyjne lotów dalekiego zasięgu, szczególnie jeśli chodzi o rejon Północnego Atlantyku.

Czynnik ludzki

Wspomniano wyżej o wpływie zmian sytuacji nawigacyjnej na warunki pracy załogi. Nie można jednakże pominąć faktu, że czynnik ludzki (*human factor*) ma ponadto wpływ na dokładność nawigacji w sensie ogólnym.

Stopień dokładności nawigacji zależy od doświadczenia, wrodzonych zdolności i wykształcenia załogi. Z tego względu przy projektowaniu wyposażenia nawigacyjnego, przy opracowywaniu rozwiązania układu kabiny załogi, przy ustalaniu wymagań co do dokładności dotrzymania trasy, przy ustalaniu procedur i metod nawigacyjnych ważne jest, aby brać pod uwagę rzeczywisty charakter ograniczonych możliwości człowieka. Dawne tendencje linii lotniczych do zbyt optymistycznego przeceniania nowego proponowanego wyposażenia na podstawie jego teoretycznych możliwości powinny zostać w przyszłości zastąpione rzetelną oceną użytecznej (praktycznej) dokładności przy uwzględnieniu czynnika ludzkiego. Na przykład: w jakim stopniu operator może polegać na odczytach uzyskiwanych z urządzeń? Czy nieprawidłowe sygnały wyjściowe urządzeń mogą być łatwo i niezawodnie wykryte? W jakim stopniu dane urządzenie jest wrażliwe na błąd człowieka w zakresie manipulacji lub interpretacji? Wszystko wskazuje na to, że te i podobne zagadnienia muszą być lepiej zrozumiane, zanim przystąpi się do zestawienia teoretycznych wskaźników dokładności i niezawodności projektowanego urządzenia z rzeczywistością możliwymi do uzyskania wynikami.

Celowe wydaje się, aby problem dokładności nawigacji i zwalczania tzw. rażących błędów (*gross errors*) rozpatrywano przy uwzględnieniu dwóch czynników. Pierwszy z nich to wymaganie co do wysokiej niezawodności urządzeń, ponieważ ma ona wpływ na zaufanie załogi do sprzętu, a zatem i na jakość pracy załogi. Drugi to niezbędna ostrożność, by zaufanie to nie wzrosło aż tak dalece, że załoga zaniedba całkowicie podstawowy obowiązek kontrolowania trasy pod względem ogólnej dokładności dla uniknięcia błędów rażących.

W artykule omówiono zagadnienia startu i lądowania na nawierzchniach pokrytych wodą, tającym śniegiem lub błotem. Autor zajmuje się przede wszystkim zagadnieniem lądowania i grożącym tu zjawiskiem ślizgania się kół podwozia, podaje środki zaradcze i zalecenia zapobiegające poślizgom i ich konsekwencjom.

AQUAPLANING -ZJAWISKO I PROBLEM

Wśród innych problemów, jakie w ostatnich dziesięcioleciach powstały w związku z wprowadzeniem do eksploatacji ciężkich i szybkich samolotów turbośmigłowych i odrzutowych, niepoślednie miejsce zajmuje zagadnienie startów i lądowań, gdy na nawierzchni drogi startowej znajduje się warstwa produktów opadów: wody, tającego śniegu lub błota. Problem ten do dziś nie jest definitywnie rozwiązany.

Sygnalem alarmu była seria wypadków i zdarzeń lotniczych, w których samolot zjechał z drogi startowej bądź też ukończył dobieg poza jej końcem. Dla przykładu zamieszczono poniżej statystykę tego rodzaju wypadków, jakie nastąpiły w regularnych przewozach pasażerskich na liniach lotniczych w USA w latach 1956—1961.

Z tablicy wynika, że krytyczną sytuacją jest lądowanie. Start i lądowanie stanowią tu zresztą dwa odrębne zagadnienia. Przy starcie główną przeszkodą i potencjalną groźbę stanowią zwiększone opory ruchu samolotu. Zagadnienie to zostało szeroko omówione w

Tablica 1. Wypadki i zdarzenia lotnicze na śliskich drogach startowych (loty pasażerskie rozkładowe w USA)

Rok	1956	1957	1958	1959	1960	1961	Razem
Lądowanie							
— zjechanie z drogi startowej	1	4	4	3	5+1*	2+1*	21
— przejechanie poza koniec drogi startowej	3	—	2	3	3*	2+1*	14
Start							
— zjechanie z drogi startowej	—	—	—	—	1	1*	2
— przejechanie poza koniec drogi startowej	—	—	2	—	1	1*	4
Razem	4	4	8	6	11	8	41

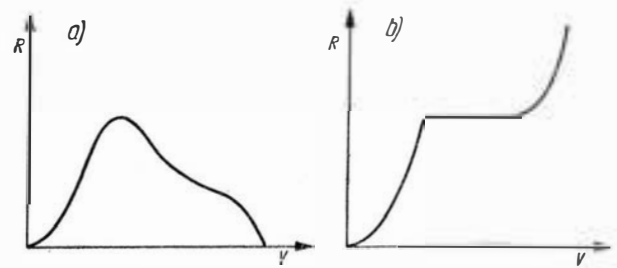
*) samoloty odrzutowe

artykule Z. Pytlewskiego *Możliwości obliczania wpływu błota i wody na nawierzchni pasa startowego na długość rozbiegu samolotów odrzutowych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969 nr 5. W niniejszym artykule chciałbym zatrzymać się nad zagadnieniem lądowania i grożącym tu zjawiskiem ślizgania się kół podwozia po warstwie produktów opadów.

Zacznijmy jednak od spraw słownictwa. Znane już angielskie terminy „aquaplaning” i rzadziej używany „hydroplaning”, oznaczające ślizganie się po wodzie, zostały adaptowane również w literaturze radzieckiej jako „akwapłanirowanie” lub „gidroglisierowanie”. Czysto polski odpowiednik mógłby brzmieć: „wodoślizg” lub „wodopoślizg”. Oba jednak wydają się niezręczne. Stosowany już w naszej literaturze termin „poślizg hydrodynamiczny” niewątpliwie najlepiej oddaje istotę zjawiska, jest jednak kłopotliwy w wymawianiu oraz w operowaniu nim w tekście. Proponuję w zamian nowotwór „hydropoślizg” — wprawdzie trącający żargonem i nasuwający skojarzenia z nieprawidłowym „hydroplanem”, lecz wygodny do wymawiania i zbliżony do terminów angielskich i rosyjskich. Powinni się tu chyba wypowiedzieć specjaliści od słownictwa lotniczego. Nie widzę natomiast trafnego polskiego odpowiednika dla angielskiego „lush” i rosyjskiego „l’akot”. Dla określenia tającego śniegu na drodze startowej używać będę umownego terminu „Błoto”, zaproponowanego przez Z. Pytlewskiego (TLiA 1969 nr 5), zdając sobie sprawę, że nie jest to najszcześniejszy termin.

Zjawisko hydropoślizgu

Ślizganie się po powierzchni wody przy odpowiednio dużej prędkości nie jest niczym nowym — wodnosamolot, ślizgacz, narta wodna czy chociażby płaski kamień rzucony na wodę i skaczący po niej jako tzw. „kaczka”, utrzymują się na wodzie częściowo lub całkowicie dzięki zjawisku ślizgania się, czyli wykorzystania dynamicznego parcia wody na dolną powierzchnię. Powierzchnia ta na ogół powinna być płaska lub specjalnie ukształtowana, aby do ślizgania się wystarczyła możliwie mała prędkość. Dopóki kadłub ślizgacza czy pły-

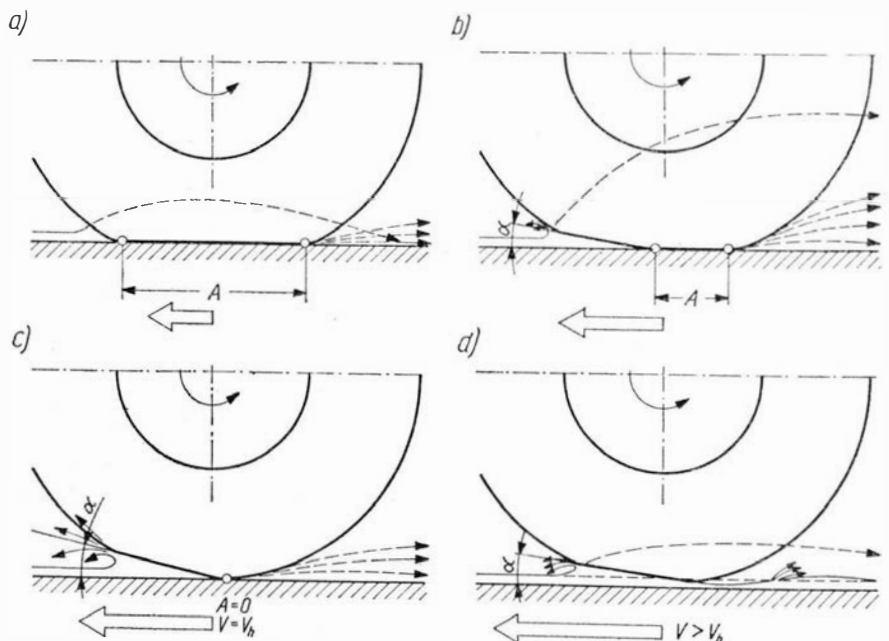


1. Opory hydrodynamiczne wodnosamolotu i ślizgacza: a — wodnosamolot, b — ślizgacz

wak wodnosamolotu jest zanurzony w wodzie, opory ruchu — faldy i kształtu — szybko wzrastają ze wzrostem prędkości. Przy pewnej prędkości pod działaniem parcia hydrodynamicznego następuje wynurzenie (wodnosamolot „wychodzi na redan”, czyli styka się z wodą tylko małą powierzchnią dna w okolicy stopnia — „redanu”) i rozpoczyna się ślizganie po wodzie. Przy dalszym wzroście prędkości opory ruchu ślizgacza utrzymują się jakiś czas na stałym poziomie (rys. 1b), a następnie wzrastają dalej. Natomiast wodnosamolot, dzięki wzrastającej sile nośnej na skrzydłach, wynurza się coraz bardziej i opory ruchu ze wzrostem prędkości zaczynają szybko spadać (rys. 1a).

Koła podwozia samolotu lądowego nie są w założeniu ukształtowane tak, by mogły mieć dobre właściwości do ślizgania się. Jednak przy wystarczająco grubej warstwie wody lub błota i dostatecznie dużej prędkości również i one wykazują właściwości podobne jak powierzchnie specjalnie przeznaczone do ślizgania się.

Przyjrzyjmy się przebiegowi zjawisk podczas rozbiegu samolotu. Dopóki koła utrzymują pewny kontakt z podłożem, tocząc się wypierają całkowicie wodę na boki, rozbryzgując ją coraz intensywniej w miarę wzrostu prędkości. Tworzy się i spiętrza fala „dziobowa” przed każdym kołem podwozia. Rozbryzg stopniowo staje się coraz węższy, lecz za to coraz wyższy. Oprócz wypierania na boki dochodzi tu do głośnego zjawiska porywania wody przez obracające się koło i odrzucanie jej do tyłu i do góry. O energii tych bryzgów daje pojęcie wartość ciśnienia dynamicznego wody, które np. przy

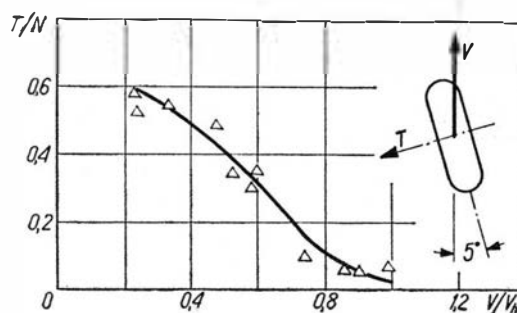


2abcd. Koło podczas rozbiegu po błocie

prędkości 200 km/h wynosi ponad 15 kG/cm². Jeżeli porównamy to ciśnienie ze stosowanymi ciśnieniami w oponach, wówczas staje się zrozumiałe, że parcie dynamiczne wody na koła może w pewnych warunkach zrównoważyć ciężar samolotu, zwłaszcza jeżeli uwzględnić „pomoc” ze strony siły nośnej na skrzydłach. Wypadkowa siła parcia powstająca na kole podczas toczenia przez wodę lub błoto, składająca się z parcia hydrodynamicznego i z pomijalnego tutaj wyporu hydrostatycznego, może być skierowana różnie, w zależności od spiętrzenia fali dziobowej przed kołem, od prędkości obrotu koła, wielkości ugięcia opony itp. Obrót koła sprzyja zmniejszeniu spiętrzenia fali przed kołem i usuwaniu wody do tyłu. Przy większych prędkościach może się jednak zdarzyć, że wypadkowa parcia będzie przechodzić przed osią obrotu koła, a więc będzie ona hamować jego obrót.

Wzrastające parcie wody na przedni dolny wycinek ogumienia ma przy tym poważną składową pionową, odciążającą pneumatyk i w wyniku zmniejszającą jego ugięcie pod wpływem reakcji podłoża. Zmniejsza się przez to, rzecz jasna, również powierzchnia styku opony z nawierzchnią drogi (rys. 2a, b — wymiar A). Ze wzrostem prędkości skraca się również czas, jaki pozostaje do wyparcia spod opony produktów opadów, które też cienką warstwą przenikają między oponę i nawierzchnię (rys. 2b). Tworzący się klin wodny ułatwia poślizg koła nawet jeszcze przed całkowitą utratą kontaktu z podłożem, zwłaszcza w warunkach, gdy jego obrót jest przyhamowany przez parcie wody. Jest to tzw. hydropoślizg częściowy. Pod wpływem parcia wody, przy odpowiednio dużej prędkości ugina się, a więc spłaszcza się również wycinek bieżnika nie stykający się z drogą. To z kolei powoduje dalsze zwiększenie wyporu — tworzy się tu coś w rodzaju powierzchni nośnej pod określonym kątem natarcia. Wreszcie, przy pewnej prędkości następuje chwila, gdy koło całkowicie traci kontakt z drogą startową i zaczyna się hydropoślizg (rys. 2c — A = 0), samolot zaczyna dosłownie „pływać na podwoziu”. Prędkość, przy której to następuje, nazwijmy prędkością hydropoślizgu V_h . Nie trzeba chyba podkreślać, że z chwilą wystąpienia hydropoślizgu skuteczność hamulców, a także sterowania przednimi kołami (nawet, gdy te ostatnie nie straciły kontaktu z nawierzchnią) praktycznie staje się pomijalna, gdyż na kołach głównych brak zarówno siły wzdłużnej, jak i bocznej (rys. 3). Działać mogą jedynie aerodynamiczne środki hamowania i sterowania, jak interceptory (przerywacze), hamulce aerodynamiczne, spadochrony hamujące, ewentualne odwracanie ciągu silników oraz stery i lotki. Nie wszystkie jednak z tych środków są dostępne na każdym samolocie.

W warunkach hydropoślizgu koło może zacząć ponownie się obracać wskutek zmienionego rozkładu ciśnień. Rozbryzg wody i spiętrzenie fali zmniejszają się zdecydowanie z chwilą wystąpienia poślizgu. Spośród czynników warunkujących powstanie hydropoślizgu szczególnie istotny jest wpływ głębokości warstwy produktów opadów. Wpływ ten jest jednak niejednorodny. Normalnie potrzeba około 5 mm wody dla zainicjowania hydropoślizgu, lecz znane są przypadki, gdy wystarczyła połowa tej wartości. Gdy koła już się zaczęły ślizgać (np. na głębszej kałuży wody), mogą później podtrzymywać hydropoślizg również w miejscach, gdzie głębokość wody jest mniejsza, niż niezbędna do rozpo-



3. Siła boczna na kole (szorstki beton, warstwa wody 7,5 mm, kąt znoszenia 5°)

częcia ślizgania (nawet 0,5 mm). Podobna histereza występuje przy lądowaniu: przy zmniejszaniu prędkości hydropoślizgu może utrzymywać się do prędkości dużo mniejszych niż V_h . Dlatego też jest on niezbędny głównie przy lądowaniu lub przerwaniem starcia.

Przy normalnym starciu większa część rozbiegu odbywa się poniżej V_h ; dopiero w ostatniej fazie, gdy działanie sterów samolotu jest już skuteczne, może wystąpić hydropoślizg, który tu zresztą ułatwia start, zmniejszając opory ruchu.

Wyniki liczbowe prób

Prędkość hydropoślizgu można w pierwszym przybliżeniu wyznaczyć ze wzoru:

$$V_h = 63 \sqrt{\frac{p}{\sigma_b}} \quad (1)$$

gdzie:

V_h — prędkość hydropoślizgu w km/h,
 p — ciśnienie w ogumieniu w kG/cm²

$$\sigma_b = \frac{\rho_b}{\rho_{\text{wody}}} \text{ — gęstość względna błota}$$

W tabelicy 2 zestawiono prędkości hydropoślizgu dla podwozia głównego wybranych typów samolotów pasażerskich, odrzutowych i turbośmigłowych, w porównaniu z prędkością przyziemienia (V_{TD}) przy lądowaniu. Widać z niej, że samolot z reguły ląduje z prędkością zdecydowanie większą od prędkości hydropoślizgu. Pomimo tendencji do zwiększania ciśnienia w oponach, nie wydaje się, aby sytuacja miała ulec poprawie na przyszłość.

Tabela 2. Prędkość przyziemienia i prędkość hydropoślizgu wybranych typów samolotów pasażerskich

Samolot	p (podw. gł.) [kG/cm ²]	V_{TD} [km/h]	V_h [km/h]	V_{TD}/V_h
An-24	6	178	154	1,16
Ił-18	8	202	178	1,14
Tu-134	8,5	230	183	1,26
BAC-111.500	9,9	210	198	1,06
Tu-154	8	203	178	1,14
„Trident”	10,1	240	200	1,20
Ił-62	8,5	235	183	1,28
Boeing 707	11,9	252	216	1,17

Na rys. 3 przedstawiono przykład wpływu prędkości ruchu na osiągalną siłę boczną na kole lotniczym, poruszającym się z określonym kątem znoszenia. Siłę boczną przedstawiono tu w postaci bezwymiarowej (współczynnika tarcia). Toczenie koła odbywało się po szorstkim betonzie pokrytym warstwą wody o grubości 7,5 mm (0,3''); ciśnienie w oponie wynosiło 10,5 kG/cm². Widać, że już przy prędkości równej 0,85 V_h współczynnik tarcia spada do wartości około 0,1.

Wynikowy wpływ stanu drogi startowej na drogę hamowania ilustruje rys. 4. Przedstawiono na nim przykład zmiany prędkości ruchu na drodze dobiegu. Długość drogi hamowania po błocie jest tu większa o więcej niż 60% od drogi hamowania na mokrej nawierzchni, a prawie trzykrotnie przewyższa analogiczny odcinek na nawierzchni suchej.

Środki zaradcze i zalecenia

Środki zapobiegające zjawisku hydroślizgu można podzielić na trzy główne grupy:

- środki konstrukcyjno-eksploatacyjne stosowane na samolocie
- środki lotniskowe
- zalecenia dla załogi.

Środki konstrukcyjno-eksploatacyjne

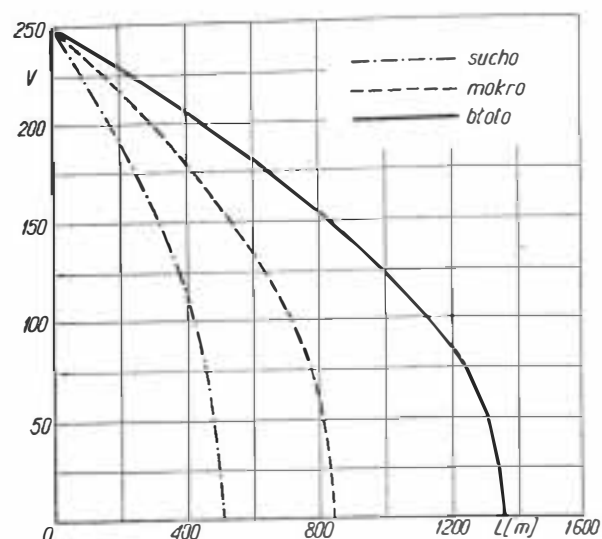
Pierwszym podstawowym zaleceniem natury konstrukcyjnej jest stosowanie ogumienia z rowkami na bieżniku. Stosowanie opon gładkich nie tylko pogarsza współczynnik tarcia na mokrej nawierzchni, ale też ułatwia powstanie hydroślizgu. Podobnie też działają opony nadmiernie zużyte. Stąd zalecenie dla użytkowników dużych samolotów — możliwie wcześniej wymieniać zużyte opony, nie dopuszczając do zaniku rowków.

Istotny wpływ mają także urządzenia przeciwpoślizgowe (tzw. automaty rozhamowania), które ułatwiają utrzymanie obrotu kół, co jak już powiedzieliśmy, ma istotny wpływ na hydroślizg. Postęp w dziedzinie tych urządzeń, dzięki wprowadzeniu elektronicznych układów sterujących, pozwala na coraz pełniejsze wykorzystanie siły tarcia osiągalnej w danych warunkach. Układ kół głównych w „tandem” — w postaci wielokółowych wózków pozwala w zasadzie zmniejszyć ryzyko hydroślizgu całej goleni, gdyż koła tylne toczą się już po znacznie cieńszej warstwie produktów opadów niż przednie koła wózka. Jednak i w tym układzie nie jest wykluczone zatrzymanie obrotu tylnego koła, z uwagi na działanie bryzgów rzucanych przez koła przednie.

Czyniono również próby z użyciem silnego strumienia powietrza do usuwania wody sprzed kół podwozia. Sposób ten jednak, jak dotąd, nie rozprószył się w eksploatacji.

Środki lotniskowe

Lotniskowe środki walki z ryzykiem hydroślizgu rozpatruje szczegółowo artykuł Z. Pytlewskiego *Walka z warstwą błota i wody na nawierzchniach lotniskowych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1970 nr 4. Wspomnę tu tylko, że jednym z najbardziej radykalnych sposobów (oczywiście poza usuwaniem błota



4. Droga hamowania przy różnym stanie nawierzchni

z dróg startowych), jest stosowanie poprzecznego rowkowania nawierzchni drogi. Sposób ten, rzecz jasna, jest dość kosztowny, ponadto trudno ocenić, jaki wpływ będą miały rowki na drgania i wytrzymałość zmęczeniową podwozia.

Zalecenia dla załóg

Poniżej przytaczamy spotykane w literaturze zalecenia dla załogi, o ile decyduje się ona na lądowanie na pokrytej wodą lub błotem drodze startowej. Przy ich przestrzeganiu ryzyko wystąpienia hydroślizgu może być poważnie zmniejszone:

- przyziemienie powinno być zdecydowane (nie za łagodne); dzięki temu koła główne łatwiej „przebijają” warstwę wody i dzięki kontaktowi z drogą startową zaczną się obracać,
- podejście do lądowania powinno być wykonane możliwie ściśle według instrukcji, bez tendencji do przekraczania V_{AT}
- ważne jest, aby ciężar samolotu spoczął na kołach, zatem pozostałości siły nośnej należy szybko zlikwidować przez zastosowanie interceptorów i możliwie wczesne postawienie na przedniej goleni. Należy też zastosować ujemny ciąg silników tak wcześnie, jak to jest możliwe, i tak długo jak to jest niezbędne
- hamulce należy użyć dopiero wówczas, gdy opór aerodynamiczny i ewentualny ujemny ciąg spowodują zwolnienie samolotu w stopniu dostatecznym do zapewnienia pewnego styku kół z drogą startową, a więc dla zapewnienia ich obrotu i skuteczności hamowania.

Literatura

1. Report on FAA and NASA Conference on Slush Drag and Braking Problems, IATA 1962.
2. All about aquaplaning „Flight International” 1965 nr 2917.
3. Informal meeting on aircraft stopping capability, IATA 1966.
4. Smolin A.: *Akwaplanowanie. Jak jego predupredyt*, „Aviacija i kosmonawtika” 1966 nr 10.
5. *Aquaplaning Intertional continues*, „Flight International” 1968 15.VIII.
6. Airworthiness committee, Operational measures for seating with problem of taking off from slush- or water-covered runways, ICAO (Doc. 8748-AN/890) 1968.
7. Pytlewski Z.: *Możliwości obliczania wpływu błota i wody na nawierzchniach pasa startowego na długość rozbiegu samolotów odrzutowych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969 nr 5.
8. Pytlewski Z.: *Walka z warstwą błota i wody na nawierzchniach lotniskowych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969 nr 5.

KLASYFIKACJA PODATNYCH NAWIERZCHNI LOTNISKOWYCH METODĄ LCN

W artykule omówiono sposób określenia wskaźnika nośności LCN nawierzchni lotniskowych: podatnej i sztywnej. Podano przykłady wyznaczania wskaźnika obciążenia LCN dla samolotów Il-14 i Il-18 oraz wskaźniki obciążenia LCN nawierzchni podatnych dla niektórych typów samolotów. Na zakończenie podano kryteria użytkowania nawierzchni sklasyfikowanej metodą LCN.

Wszystkie kraje należące do Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego (International Civil Aviation Organization — ICAO) obowiązane są podawać do ogólnej wiadomości wskaźniki nośności nawierzchni na swych lotniskach komunikacyjnych określone metodą LCN. Pozwala to lotniczym przedsiębiorstwom przewozowym na ustalenie możliwości lądowania samolotów na obcych lotniskach bez zapoznawania się z konstrukcją istniejących na nich nawierzchni.

Wobec powszechności metody LCN postanowiono również według niej określać nośność nawierzchni na lotniskach w Polsce. Do tego celu stosuje się ruchome urządzenie o ciężarze 80—100 ton, za pomocą którego dokonuje się próbnym obciążen statycznych nawierzchni.

Podstawy metody LCN

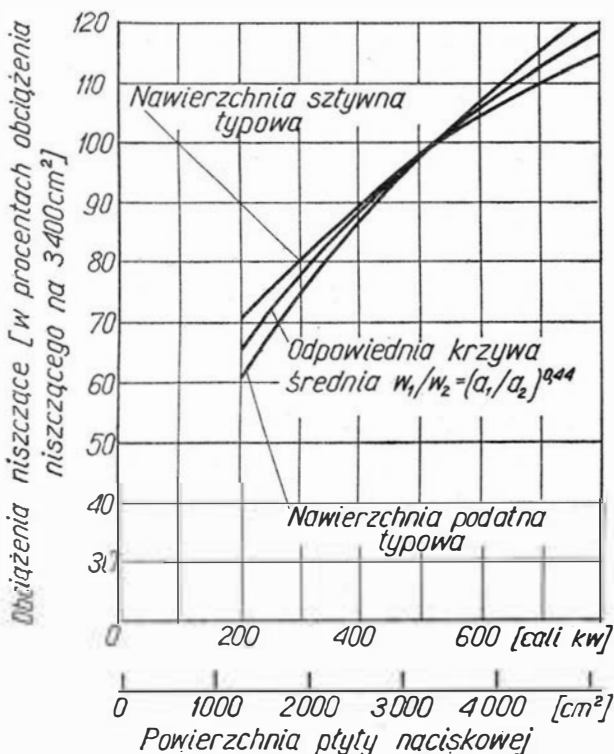
Metoda LCN określania rzeczywistej nośności nawierzchni lotniskowych i klasyfikacji samolotów (*The Uni-*

ted Kingdom Load Classification Number System of Classifying Aerodromes and Aircraft) powstała w Anglii w wyniku wielu doświadczeń terenowych obciążania nawierzchni różnego typu, leżących na różnym podłożu gruntowym. Doświadczenia te przyczyniły się do ustalenia zależności, jaka istnieje pomiędzy wielkością obciążenia koniecznego do zniszczenia nawierzchni a wielkością powierzchni styku, na którą jest to obciążenie przyłożone. Jako kryterium zniszczenia nawierzchni przyjęto w przypadku nawierzchni sztywnych pęknięcie płyty betonowej, a w przypadku nawierzchni podatnej odkształcenie wielkości 2,5 mm.

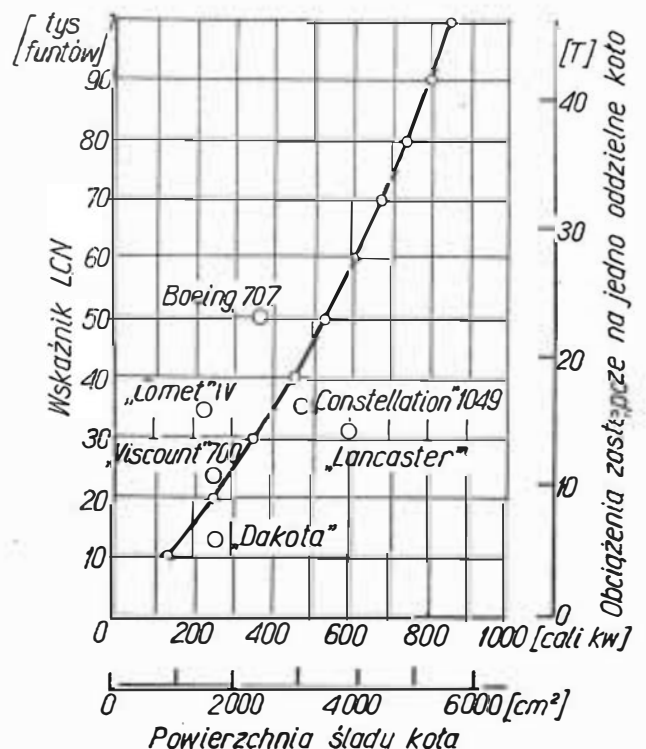
Jak więc widać, nośność nawierzchni rozumiana jest tutaj jako zdolność przyjmowania obciążeń zewnętrznych i przekazywania ich na podłoże gruntowe przy zachowaniu bezpiecznych naprężeń (w przypadku nawierzchni sztywnych) lub odkształceń (w przypadku nawierzchni podatnych).

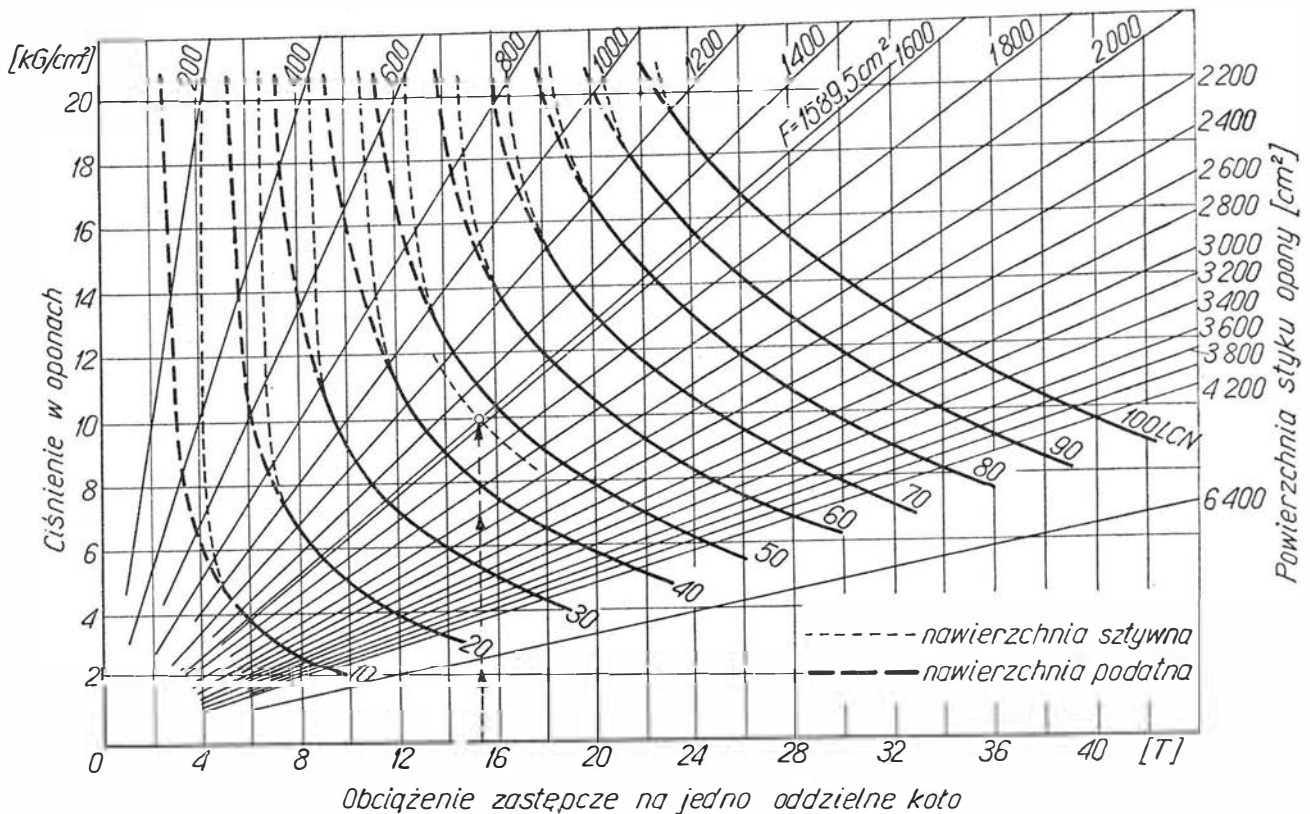
W celu stworzenia systemu, za pomocą którego możliwość korzystania z nawierzchni mogłaby być oceniona

1. Krzywe zależności pomiędzy obciążeniem niszczącym a powierzchnią płyty naciskowej dla najczęściej spotykanych nawierzchni



2. Standardowa krzywa klasyfikacji obciążeń





3. Wykres zależności pomiędzy wskaźnikiem LCN a obciążeniem zastępczym na jedno oddzielne koło, ciśnieniem powietrza w oponach samolotu i powierzchnią styku koła z nawierzchnią

obiektywnie (liczbowo), opracowano prosty sposób porównywania obciążeń wywieranych przez samolot na nawierzchnię z jej nośnością.

Wyniki terenowych prób obciążania nawierzchni podane są na rys. 1, który przedstawia graficznie zależność pomiędzy wielkością obciążenia koniecznego do zniszczenia nawierzchni a wielkością powierzchni, na którą jest to obciążenie przyłożone. Obciążenie niszczące przedstawione tu zostało jako procentowa wartość obciążenia potrzebnego do zniszczenia nawierzchni przyłożonego za pośrednictwem płyty naciskowej $\phi = 66 \text{ cm}$. Krzywa średnia odpowiada równaniu:

$$\frac{W_1}{W_2} = \left(\frac{A_1}{A_2} \right)^{0,44} \quad (1)$$

gdzie: W_1 i W_2 — obciążenie niszczące działające na odpowiedniej powierzchni A_1 i A_2 .

Równoległe z powyższymi próbami obciążenia nawierzchni opracowano standardową krzywą klasyfikacji obciążeń (rys. 2). Przedstawiona na tym rysunku krzywa skonstruowana została przez połączenie szeregu punktów na wykresie zależności pomiędzy obciążeniem niszczącym a powierzchnią styku opony koła z nawierzchnią.

Krzywa ta opracowana została dla będących wówczas w eksploatacji samolotów. Z rysunku tego widać, że punkty odpowiadające takim samolotom, jak Boeing 707 „Comet” IV, „Viscount” 700 nie układają się na krzywej standardowej. Jest to wynikiem zwiększenia ciśnienia w ogumieniu samolotów, co powoduje, że przy tym samym obciążeniu koła powierzchnia jego styku z nawierzchnią jest mniejsza.

Krzywe przedstawione na rys. 1 i 2 pozwoliły na opracowanie podstawowego wykresu (rys. 3), gdzie linie od-

powiadające wielkości powierzchni styku opon wykreślone zostały ze stosunku wielkości obciążenia do wielkości ciśnienia w ogumieniu samolotu, a charakterystyczne (pojedyncze) punkty linii wskaźników LCN ze standardowej krzywej klasyfikacji obciążeń. Pozostałe punkty tych drugich linii wyznaczone zostały ze wzoru (1).

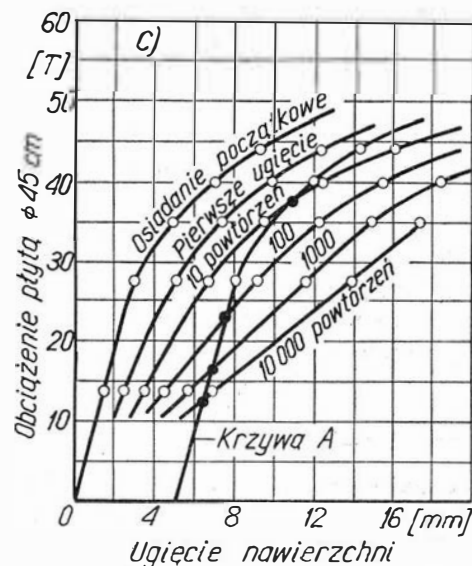
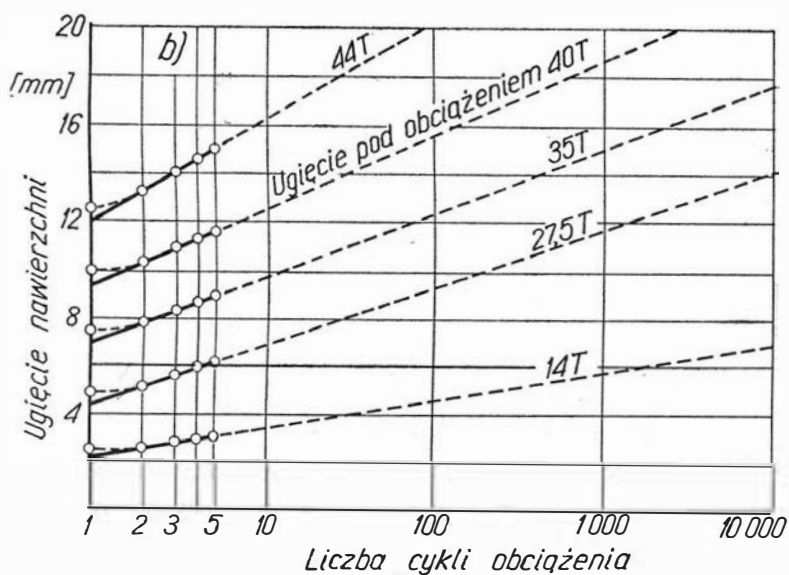
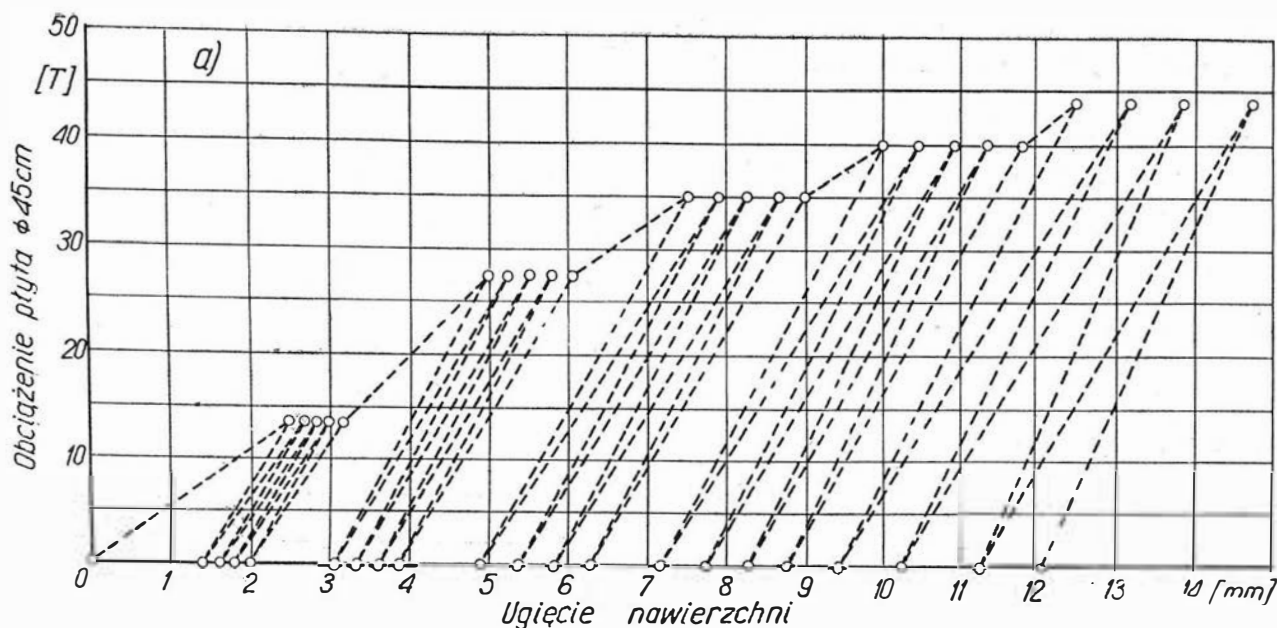
Z rys. 2 można zrozumieć, co oznaczają liczby LCN. Jest to po prostu obciążenie w tysiącach funtów przypadające na jedno koło przy określonej powierzchni styku, wywołujące zniszczenie nawierzchni.

Określenie wskaźnika nośności LCN nawierzchni

W celu określenia wskaźnika nośności LCN nawierzchni podatnej niezbędne jest wyznaczenie w terenie jej obciążenia bezpiecznego. Obciążenie bezpieczne dla danego typu nawierzchni wyznacza się następująco. Urządzenie służące do wywierania nacisku na nawierzchnię ustawia się na wybranym stanowisku badawczym i, aby zapewnić odpowiednie rozłożenie się warstwy piasku znajdującej się pomiędzy płytą a nawierzchnią, wywiera się za jego pomocą wstępny nacisk siłą 2,5 tony na płytę naciskową.

Następnie po zwolnieniu nacisku ustawia się czujniki rejestrujące ugięcie lub osiadanie nawierzchni na odczyt zerowy.

Z kolei wywiera się nacisk na nawierzchnię, aż do chwili uzyskania ugięcia nawierzchni wynoszącego 2,5 mm, po czym nawierzchnię odciąża się i powtarza obciążenie tą samą siłą jeszcze 4 razy (jeden cykl), notując za każdym razem wskazania czujników. Następnie zwiększa się obciążenie, aby wywołać ugięcie nawierzchni do 5 mm i znów obciąża się 4-krotnie. Czynność tę powtarza się przy każdorazowym wzroście wartości



4. Krzywe badania nawierzchni podatnej

ugięcia nawierzchni o 2,5 mm do chwili, gdy całkowite ugięcie osiągnie wartość 12 mm lub osiągnięte zostanie obciążenie niszczące, tzn. gdy ugięcie nawierzchni zacznie stopniowo wzrastać bez wzrostu obciążenia. Powtarzalne oddziaływanie tego samego obciążenia powoduje coraz większe ugięcie i osiadanie nawierzchni. Na rysunku 4a przedstawiono typowy wykres badania nawierzchni podatnej. Korzystając z tego wykresu kreśli się krzywe ugięcia nawierzchni dla każdej wartości obciążenia stosowanego podczas badań (rys. 4b). I tak np. dla pierwszego obciążenia siłą 14 ton ugięcie wynosi 2,50 mm, po 2 cyklach obciążania ugięcie wynosi 2,65 mm, po 3 cyklach — 2,80 mm, po 4 cyklach 3 mm, po 5 cyklach 3,20 mm.

Powstałe w ten sposób krzywe przedstawiają w skali logarytmicznej ugięcie nawierzchni w zależności od liczby cykli obciążenia. Jeżeli się przyjmie [6], że ugięcia i osiadania nawierzchni podatnej są proporcjonalne do logarytmu liczb przyłożenia obciążenia, to można przedłużyć te krzywe (na rys. 4b linie przerywane) w taki sposób, aby określić ugięcia dla 10, 100, 1000 i 10 000 powtórzeń obciążenia.

Następnie na podstawie rys. 4b wykreśla się nową serię krzywych (rys. 4c) przedstawiających ugięcie na-

wierzchni w zależności od obciążenia działającego 10, 100, 1000 i 10 000 razy na dwie inne krzywe:

- przedstawiającą osiadanie początkowe w zależności od obciążenia (z rys. 4a) oraz
- poprowadzoną obok pierwszej, lecz odpowiadającą odciętym zwiększonym o 5 mm dla każdej wartości obciążenia (krzywa A).

Na podstawie tych doświadczeń można przewidzieć ugięcie nawierzchni po 10, 100, 1000 i 10 000 powtórzeniach obciążeń i stąd określić obciążenie bezpieczne. Za obciążenie bezpieczne dla badanej nawierzchni przyjmuje się to, które działając 10 000 razy powodowałoby ugięcie nie przekraczające 5 mm w stosunku do osiadania początkowego pod tym samym działaniem tego obciążenia.

Na rys. 4c jest to więc ciężar 12,5 t odpowiadający przecięciu się krzywej A z krzywą przedstawiającą ugięcie dla 10 000 obciążeń.

Z rys. 4c możemy dla danej nawierzchni wyznaczyć również obciążenia bezpieczne dla 1000, 100 i 10 cykli obciążenia, które wynoszą odpowiednio 16,5 t, 23 t, 37,5 t.

Mając wyznaczone obciążenie bezpieczne, określamy wskaźnik nośności LCN badanej nawierzchni z wykresu przedstawionego na rys. 3.

Niech na przykład dla rozpatrywanej nawierzchni obciążenie bezpieczne, wyznaczone przy użyciu płyty naciskowej o średnicy 45 cm i powierzchni $F = 1590 \text{ cm}^2$, wynosi 12,5 tony. Aby wyznaczyć z rys. 3. wskaźnik nośności LCN, odkładamy na osi odciętych wartości obciążenia bezpiecznego (12,5 t) i z tego miejsca prowadzimy linię pionową aż do przecięcia się z prostą odpowiadającą powierzchni $F = 1590$. Punkt przecięcia się prostych wyznacza wskaźnik nośności LCN = 35.

Badanie nawierzchni złożonych

Za nawierzchnię złożoną uważamy nawierzchnię sztywną przykrytą warstwą bitumiczną. Ten typ konstrukcji jest w ostatnim okresie często spotykany na lotniskach, powstał bowiem w wyniku wzmocnień i polepszeń równości istniejących nawierzchni sztywnych.

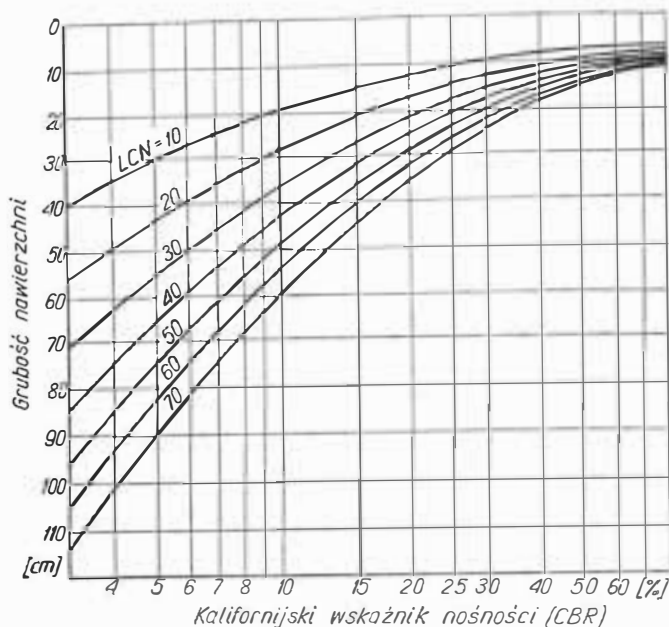
Badania terenowe mające na celu określenie wskaźnika nośności LCN nawierzchni sztywnej z pokryciem bitumicznym o grubości do 12 cm (zalecenia amerykańskie) przeprowadza się analogicznie jak nawierzchni sztywnej bez pokrycia, z tym że płytę naciskową ustawia się na warstwie bitumicznej, natomiast czujniki zegarowe rejestrujące ugięcia umieszcza się na płycie betonowej, po uprzednim zdjęciu z tych miejsc warstwy bitumicznej. W przypadku gdy grubość pokrowca bitumicznego przekracza 12 cm, stosuje się metodę badań przewidzianą dla nawierzchni podatnych. W kraju nie przeprowadzono dotychczas badań nawierzchni złożonych wyżej wymienioną metodą.

Okres wykonywania badań

Na wartość nośności nawierzchni, oprócz obciążenia wywieranego przez samoloty, mają wpływ wahania warunków klimatycznych, wahania wilgotności podłoża gruntowego, zmiany konstrukcji nawierzchni, różnice nośności podłoża oraz sposób utrzymania nawierzchni. Z tego powodu badania terenowe nośności należy wykonywać w okresie najbardziej niekorzystnym dla pracy nawierzchni. W przeciwnym razie należy uwzględniać wpływ tych czynników i wносить poprawki do uzyskanych wyników badań.

Przybliżone określenie wskaźnika nośności LCN

System klasyfikacji LCN sporządzono i wprowadzono do użytku w oparciu o próby terenowe. Chcąc określić nośność nawierzchni tą metodą, należy przeprowadzić badania terenowe za pomocą okrągłej płyty badawczej. Czasem jednak zachodzi konieczność określenia wskaźnika nośności LCN nawierzchni w przybliżeniu, bez przeprowadzania prób terenowych (np. w przypadku zachowania ciągłej eksploatacji drogi startowej lub braku odpowiedniego sprzętu badawczego). Wówczas przybliżony wskaźnik nośności LCN nawierzchni podatnej określa się bezpośrednio z wykresu podanego na rys. 5. W tym celu należy znać całkowitą grubość nawierzchni i wartość wskaźnika CBR podłoża gruntowego. Na przykład dla drogi startowej z nawierzchnią podatną o łącznej grubości 40 cm i wskaźniku CBR podłoża gruntowego wynoszącym 15% odczytujemy z wykresu wskaźnik nośności LCN, który w tym przypadku jest równy 60.



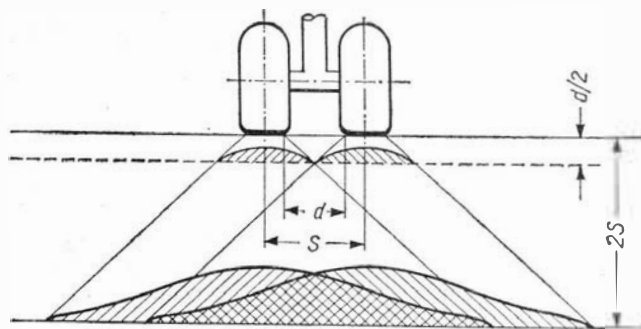
5. Wykres do przybliżonego określenia wskaźnika nośności LCN nawierzchni podatnych

Wskaźniki obciążeń LCN samolotów

Wskaźniki obciążeń LCN samolotów z golenią jednokołową dla nawierzchni podatnych wyznacza się w podobny sposób jak dla nawierzchni sztywnych, tj. z zależności pomiędzy obciążeniem przypadającym na koło i ciśnieniem w oponie (rys. 3).

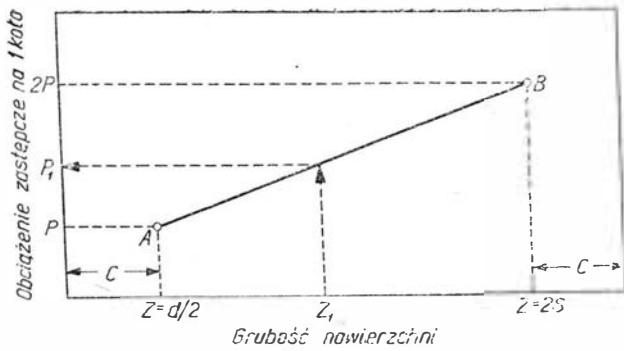
W celu określenia wskaźnika obciążenia LCN samolotu z podwoziem wielokołowym należy najpierw sprawdzić obciążenie przypadające na to podwozie do obciążenia zastępczego na jedno koło. Obciążenie zastępcze jest to obciążenie, które przekazano na jedno koło o tym samym ciśnieniu, jakie jest w kołach rzeczywistego podwozia, wywołuje w nawierzchni i podłożu gruntowym efekt krytyczny (naprężenia lub odkształcenia) równy efektowi wywołanemu przez wszystkie koła głównej, wielokołowej goleni podwozia rzeczywistego.

Ustalenie obciążenia zastępczego na jedno koło w przypadku nawierzchni podatnej jest bardziej skomplikowane niż to ma miejsce przy nawierzchni sztywnej, ponieważ nawierzchnia ta składa się zwykle z wielu



6. Oddziaływanie podwozia wielokołowego na nawierzchnię podatną:

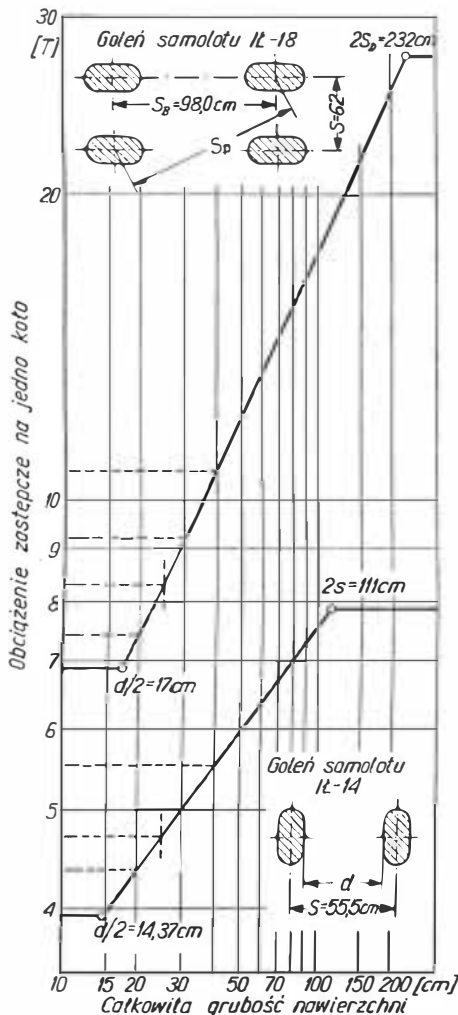
- $d/2$ — głębokość, do której każdy układ kół działa jako indywidualne pojedyncze koło,
- $2S$ — głębokość, w której naprężenia w nawierzchni wywołane układem wielokołowym odpowiadają naprężeniom wywołanym przez działanie pojedynczego koła



7. Zależność obciążenia zastępczego na jedno koło od grubości nawierzchni podatnej:
 C — obliczeniowe obciążenie na pojedyncze koło równe P lub 2P

warstw wykonanych z różnych materiałów. Metoda ustalenia obciążenia zastępczego dla nawierzchni podatnych jest oparta o wyniki wielu doświadczeń wykonanych w USA.

Na rys. 6. pokazano oddziaływanie podwozia wielokółowego na nawierzchnię podatną. Głębokość, na której naprężenia od podwójnych kół są równe naprężeniom od pojedynczego koła, zależy od rozstawu kół. W pobliżu powierzchni koła działają samodzielnie. Na większych głębokościach naprężenia od różnych kół sumują się, ale maleją ze wzrostem głębokości. Na pewnej, ściśle określonej głębokości naprężenia stają się nieznaczne. Zależność pomiędzy głębokością i rozstawem kół została ustalona teoretycznie i sprawdzona doświadczal-



8. Wykres zależności pomiędzy obciążeniem zastępczym na jedno koło a grubością nawierzchni podatnej

Tablica. Wskaźnik obciążenia LCN nawierzchni podatnych dla niektórych typów samolotów

Nazwa samolotu	Całkowity ciężar samolotu [T]	Liczba kół podwozia głównego	Ciśnienie w kołach [kg/cm ²]	Wskaźnik obciążenia LCN przy grubości nawierzchni [cm]					
				10	15	20	25	30	40
Boeing 707/320	134	4	11,0	59	65	70	76	81	92
	96			38	44	50	55	60	69
	53			21	25	29	32	35	42
Boeing 707/120	112	4	9,0	39	47	54	59	63	73
	80			29	34	39	39	47	55
	49			17	20	23	26	29	34
„Comet” IV	71	4	10,5	43	49	55	59	62	68
	53			30	35	40	43	46	52
	35			19	23	26	29	31	36
IL-18	61	4	8,0	—	19	21	23	25	28
„Caravelle”	45	4	8,7	29	33	37	39	41	44
	22			11	14	16	18	19	22
„Super” Constellation” 1049E	61	2	8,7	48	58				68
„Viscount” 810	33	2	9,2	34	38				46
„Convair” 240	19	2	6,5	11	16				20
IL-14	17,5	2	5	8		9	10	11	12
Li-2	11,5	1	3,0	8					
DC-3	12,6	1	3,5	10					

nie na nawierzchniach lotniskowych. Ustalono, że do głębokości $\frac{d}{2}$ każdy układ kół działa jako samodzielne pojedyncze koło oraz że na głębokości 2S sumujące się naprężenia wywołane układem wielokółowym stają się już nieznaczne i odpowiadają naprężeniom wywołanym przez pojedyncze koło (rys. 6).

W celu ułatwienia obliczeń obciążenia zastępczego na jedno koło sporządza się wykres jak na rys. 7, na który nanosi się dwa punkty A i B o współrzędnych P

i $\frac{d}{2}$ oraz 2S i 2P dla goleni dwukołowej lub 4P dla goleni czterokołowej. Punkt A przedstawia grubość nawierzchni, przy której każdy układ kół działa jak pojedyncze koło, punkt B grubość, przy której naprężenia wywołane układem wielokółowym mają wartość zbliżoną do naprężeń wywołanych pojedynczymi kołami.

Wartość obciążenia zastępczego na pojedyncze koło pomiędzy tymi granicznymi grubościami zmienia się wraz z logarytmem grubości nawierzchni. Jeśli połączymy punkty A i B, otrzymamy miejsce geometryczne dla dowolnego obciążenia na pojedyncze koło, które odpowiada zastępczemu określonemu obciążeniu wielokółowemu. W celu znalezienia obciążenia zastępczego dla danej grubości nawierzchni (należy np. z punktu Z₁) poprowadzić pionową do przecięcia się z prostą AB i z punktu tego poziomą do przecięcia się z osią rzędnych. Punkt P₁ określa obciążenie zastępcze na jedno koło. Do posługiwania się tą metodą konieczna jest znajomość

wartości 2S i $\frac{d}{2}$ w przypadku goleni dwukołowej oraz

2S_D i $\frac{d}{2}$ w przypadku goleni czterokołowej (oznaczenia jak na rys. 6 i 8).

Wartość S otrzymuje się z charakterystyki podwozia samolotu; S_D może być wyliczone ze zwykłej zależności geometrycznej. Obliczenie $\frac{d}{2}$ można wykonać w następujący sposób:

- przyjmuje się, że powierzchnia styku opony z nawierzchnią jest elipsą o wielkości dużej osi $2a$ i małej osi $2b$,
- powierzchnia styku opony z nawierzchnią jest określona stosunkiem obciążenia P do ciśnienia w oponie p .

Można więc napisać równanie:

$$\frac{p}{P} = 1,4 \pi b^2 \quad (2)$$

$$\text{skąd } b = \sqrt{\frac{P}{1,4 \pi p}} \quad (3)$$

$$\text{Tak więc } \frac{d}{2} = \frac{S}{2} \sqrt{\frac{P}{1,4 \pi P}} \quad (4)$$

Znając grubość nawierzchni podatnej i wyznaczone wartości $\frac{d}{2}$ i $2S$ (lub $2S_D$) można skonstruować wykres jak na rys. 8 i z niego określić obciążenie zastępcze na jedno koło.

Wartość obciążenia zastępczego odkładamy na osi odciętych (rys. 3). Prowadzimy następnie prostą pionową do przecięcia się z linią odpowiadającą ciśnieniu w oponach. Punkt przecięcia wyznacza wskaźnik obciążenia LCN samolotu.

W celu zorientowania o wielkościach wskaźników obciążenia LCN podano w tablicy ich zestawienie dla niektórych typów samolotów.

Przykłady wyznaczania wskaźnika obciążenia LCN samolotu

Przykład 1

Samolot o goleni głównej dwukołowej (IL-14); całkowity ciężar samolotu — $Q = 17,50$ t

ciężar przypadający na jedną goleń główną ($Q \cdot 0,90 : 2$) = 7,88 t

ciężar przypadający na jedno koło goleni głównej — $7,88 : 2 = 3,94$ t

ciśnienie powietrza w oponie $p = 5$ kG/cm².

Z układu geometrycznego podwozia (rys. 8): $S = 55,5$ cm; $2S = 111$ cm

Wartość $\frac{d}{2}$ obliczamy ze wzoru (4):

$$\frac{d}{2} = \frac{S}{2} \sqrt{\frac{P}{1,4 \pi p}} = \frac{55,5}{2} = \sqrt{\frac{3940}{1,4 \cdot 3,14 \cdot 5}} = 14,37 \text{ cm}$$

Po namiesieniu tych wartości na rys. 8 konstruujemy krzywą, za pomocą której wyznaczamy dla grubości nawierzchni:

- 15 cm obciążenie zastępcze na jedno koło — 4,00 t
- 20 cm obciążenie zastępcze na jedno koło — 4,37 t
- 25 cm obciążenie zastępcze na jedno koło — 4,71 t
- 30 cm obciążenie zastępcze na jedno koło — 5,00 t
- 40 cm obciążenie zastępcze na jedno koło — 5,52 t

Mając obciążenie zastępcze na jedno koło oraz ciśnienie w oponie $p = 5$ kG/cm² (z wykresu rys. 3) wyznaczamy dla grubości nawierzchni:

- 15 cm wskaźnik obciążenia LCN = 8
- 20 cm wskaźnik obciążenia LCN = 9
- 25 cm wskaźnik obciążenia LCN = 10
- 30 cm wskaźnik obciążenia LCN = 11
- 40 cm wskaźnik obciążenia LCN = 12

Kryteria użytkowania nawierzchni sklasyfikowanej metodą LCN

Podatną nawierzchnię lotniskową sklasyfikowaną w powyższy sposób można eksploatować we wszystkich przypadkach pod warunkiem, że wskaźnik obciążenia LCN samolotu nie przekracza więcej niż 10% wartości nośności LCN nawierzchni.

Jednakże liczba LCN nawierzchni zawiera pewien współczynnik bezpieczeństwa, a tym samym nawierzchnia ma większą nośność i dlatego może przenieść pewną małą liczbę obciążeń większych niż wskaźnik obciążenia LCN samolotu. Stosuje się wówczas następujące kryteria wyjątkowego użytkowania lotniska:

- jeśli wartość wskaźnika obciążenia LCN samolotu mieści się w granicach 1,1—1,25 wartości wskaźnika nośności LCN nawierzchni, wówczas można dopuścić bez większych obaw liczbę 3000 operacji lotniczych tego samolotu. Należy się w tym przypadku liczyć z powstawaniem nieznacznych uszkodzeń nawierzchni
- jeśli wartość wskaźnika LCN samolotu mieści się w granicach 1,5—2,0 wartości wskaźnika LCN nawierzchni, można dopuścić nie więcej niż 300 operacji lotniczych. W tym przypadku w nawierzchni mogą powstać trwałe odkształcenia
- jeśli wartość wskaźnika LCN samolotu mieści się w granicach 1,5—2,0 wartości wskaźnika LCN nawierzchni, można dopuścić bardzo małą liczbę operacji lotniczych na nawierzchni. Należy w tym przypadku przed każdorazowym lądowaniem dodatkowo dokonać szczegółowych oględzin nawierzchni w celu sprawdzenia jej stanu
- jeśli wartość wskaźnika LCN samolotu przekracza podwójną wartość wskaźnika LCN nawierzchni, wówczas samolot taki może użytkować nawierzchnię wyłącznie w nagłej potrzebie.

Literatura

- ICAO: *Aerodromes, Air Routes and Ground Aids Division*, „Report of the 6. Session” (Doc 7791-AGA 592-2), Vol. 2, Montreal 1957.
- Grzywacz R., Kaźmierczyk F.: *Określenie nośności betonowych nawierzchni lotniskowych*, „Drogownictwo” 1965 nr 2.
- Kaźmierczyk F., Grzywacz R.: *Badania nośności betonowych nawierzchni lotniskowych*, „Drogownictwo” 1965 nr 3, „Informator ITWL” s.b/64.
- Kohl F.: *Moderner Flughafenbau*, Berlin 1956.
- Łopatek Z.: *Metoda LCN obliczenia nośności nawierzchni lotniskowych*, („Opracowanie w zbiorach ITWL”) 1961.
- Yoder E. J.: *Principles of Pavement Design*, New York 1959.

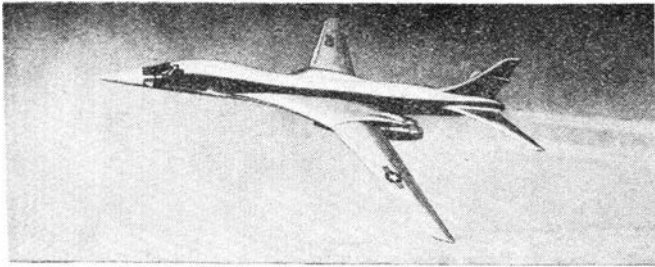
PRENUMERATĘ

TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ

przyjmuje

ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT WARSZAWA, ul. Mazowiecka 12

telefon 26-80-16



Strategiczny bombowiec naddźwiękowy B-1

Bombowce strategiczne są obecnie uważane za poważny czynnik odstraszający. W zrozumieniu tego faktu w Stanach Zjednoczonych opracowuje się strategiczny bombowiec naddźwiękowy B-1 (dawnie oznaczenie AMSA — Advanced Manned Strategic Aircraft), który ma zastąpić przestarzałe samoloty Boeing B-52 — nie mające obecnie szans na przeniknięcie przez nieprzyjacielską obronę przeciwlotniczą — oraz uważane za rozwiązanie tymczasowe bombowce General Dynamics FB-111, mogące osiągnąć tylko niektórych ważnych pod względem strategicznym celów.

Przed nowym bombowcem postawiono następujące wymagania:

- możliwość działania z polowych lotnisk
- duży udźwig i zasięg
- możliwość lotu na najmniejszych wysokościach z dużymi prędkościami poddźwiękowymi
- prędkość maksymalna na dużych wysokościach przekraczająca $Ma = 2$
- słabe odbicie radarowe
- małe promieniowanie ciepłe gazów wylotowych, co zmniejsza celność nieprzyjacielskich pocisków rakietowych z głowicami na podczerwień
- zastosowanie urządzeń umożliwiających przeniknięcie przez obronę przeciwlotniczą
- odporność zarówno płatowca, jak i wyposażenia elektronicznego na duże ciśnienie i promieniowanie towarzyszące wybuchom bomb nuklearnych
- krótki czas reakcji (ok. 4 min)
- okres użytkowania 20 lat.

Firmie North American Rockwell, która wygrała konkurs na budowę samolotu B-1, przeznaczono na prace konstrukcyjne i rozwojowe 1,35 mld dol. Równocześnie firma General Electric otrzymała 406,7 mln dol. na rozwój dwuprzepływowego silnika F101 łącznie z wyprodukowaniem 40 silników, które zostaną zabudowane na prototypach samolotu.

Ciążar startowy bombowca B-1 ma wynosić 161 440 kG, a wymiary mają odpowiadać wymiarom samolotu Boeing 707. Będzie to więc samolot mniejszy od B-52 (o ciężarze startowym 221 550 kG), będzie jednak miał większy udźwig uzbrojenia i taki sam zasięg. Prędkość maksymalną na wysokości 15 250 m określa się na $Ma = 2,2$, a prędkość przelotową przy ziemi — na $Ma = 0,85$. W przypadku mieszanego profilu lotu składającego się z odcinka lotu na dużej wysokości z prędkością naddźwiękową i z odcinka lotu na wysokości ok. 120 m z dużą prędkością poddźwiękową zasięg samolotu z udźwigiem uzbrojenia 22 700 kG wynosi 9800 km. Załoga składa się z pilota, kopilota i dwóch operatorów.

Skrzydło o zmiennym skosie zapewnia krótki start i lądowanie, dużą prędkość wznoszenia, duży zasięg w locie poddźwiękowym i dużą doskonałość w locie naddźwiękowym. Zamontowane na nosowej części kadłuba szczytkowe skrzydełko — zgodnie z zasadą „kaczki” — odciąża usterzenie wysokości w tłumieniu oscylacji kadłuba względem osi poprzecznej, przyczyniając się w ten sposób do zapewnienia bezturbulencyjnego lotu przy ziemi z dużymi prędkościami (poza tym zastosowano automatyczny układ tłumienia oscylacji w celu zmniejszenia zmęczenia załogi).

Ponieważ przewody hydrauliczne mogą być łatwo uszkodzone przez pociski, do uruchamiania sterów zastosowano bezprzewodowy układ elektroniczny, zabezpieczony przed oddziaływaniem promieniowania nuklearnego.

Samolot będzie zbudowany z duralu przy użyciu niewielkich ilości tytanu.

Cztery silniki General Electric F101 o ciągu 13 600 kG mają małe jednostkowe zużycie paliwa i bardzo korzystny stosunek ciągu do ciężaru. Dzięki dużemu stosunkowi wydatków (2 : 1) gazy wylotowe mają dość niską temperaturę, co utrudnia trafienie samolotu przez samonaprowadzające się pociski wykorzystujące promieniowanie ciepłe. W jednym z wariantów silnika przewiduje się zastosowanie dodatkowego spalania w kanale zewnętrznym, w drugim — normalne dopalanie w zmieszanych strumieniach.

System elektroniczny (awionika), który zostanie zastosowany na pierwszych seryjnych samolotach B-1, będzie zapewniał możliwości równe możliwościom systemów elektronicznych samolotów B-52 i FB-111 razem wziętych. Modułowa budowa awioniki pozwoli w następnych latach na łatwe dostosowywanie systemu do aktualnego poziomu techniki w tej dziedzinie. Warto tu przypomnieć, że ciężar wyposażenia awionicznego samolotu B-52 wzrósł w ciągu niewiele lat o 500%. Awionika samolotu B-1 umożliwi bardzo dokładną nawigację, lot przy ziemi z wykorzystaniem rzeźby terenu, bombardowanie celów strategicznych i łączność. Uniwersalny przelicznik i odpowiednie wskaźniki zapewnią kontrolę wszystkich instalacji samolotu łącznie z urządzeniami ułatwiającymi przeniknięcie przez obronę przeciwnika. Poszczególne zespoły awioniki są ekranowane przeciw promieniowaniu nuklearnemu, neutronom, jonizacji i impulsom elektromagnetycznym. W przyszłości zostanie zastosowany układ do kierowania pociskami powietrze-powietrze przeciw nieprzyjacielskim pociskom atomowym ziemia-powietrze. Będzie również rozbudowany system łącznościowy w celu przystosowania go do wykorzystywania wojskowych satelitów łącznościowych. Ciężar wyposażenia elektronicznego będzie wynosił 6350 kG, a jego koszt — 12 do 14 mln dol.

Uzbrojenie samolotu B-1 ma się składać ze wszystkich rodzajów uzbrojenia stosowanych obecnie na samolotach B-52, a poza tym ma być wzbogacone o nowe typy broni, które będą ułatwiać przenikanie przez obronę przeciwnika. Są to:

- Bomber Defense Missile (BDM), czyli kierowane pociski rakietowe przeciwko nieprzyjacielskim przechwytywaczom, samolotom obserwacyjnym i rakietom przeciwlotniczym. Są to pociski o małym i dużym zasięgu. Pociski o dużym zasięgu mogą zwalczać cele na odległość ok. 400 km
- Subsonic Cruise Armed Decoy (SCAD), czyli uzbrojone pociski zakłócające o prędkości poddźwiękowej, kierowane w sposób bezwładnościowy i uzbrojone w głowice atomowe o ciężarze 90 kG i zasięgu 1600 km. Mogą one zwalczać stanowiska obrony przeciwlotniczej i zakłócać urządzenia radarowe
- Subsonic Cruise Un-armed Decoy (SCUD), czyli nieuzbrojone pociski zakłócające, które mogą poza tym symulować na ekranach radarowych echo samolotu B-1

Dokończenie na str. 32

nowości techniczne

Nowa wersja samolotu „Skyvan“

Przedsiębiorstwo lotnicze BAS (British Air Services), obsługujące linie lokalne w Anglii, bada obecnie możliwości zastosowania na regularnych trasach między prowincjonalnymi miastami, które posiadają niewielkie lotniska, nowej, 22-miejscowej wersji samolotu Short „Skyvan”, nazwanej „Skyliner”. W dalszej przyszłości przewiduje się zorganizowanie przewozów pasażerów samolotami „Skyliner” przy wykorzystaniu specjalnych lotnisk STOL zbudowanych w pobliżu centrów miast.

Ciężar samolotu „Skyliner” został zwiększony do 6125 kG w celu osiągnięcia lepszego stosunku udźwigu do zasięgu. Wyposażenie kabiny pasażerskiej odpowiada normom określonym przez linie lotnicze: wygodne fo-



tele (pojedyncze po jednej stronie przejścia i podwójne po drugiej), zamykane bagażniki nad siedzeniami, stoliki przy każdym fotelu, urządzenie do muzyki stereofonicznej, toaleta, wygodne drzwi wejściowe i dodatkowe wyjścia awaryjne. Między kabiną pasażerską a kabiną załogi znajduje się ścianka działowa z zasuwanymi drzwiami. Samolot jest wyposażony w system nawigacji płaskiej Decca i radar Bendix.

W. K.

Samolot odrzutowy na linie lokalne firmy Hawker Siddeley

Załączona fotografia przedstawia pokazany na ostatniej wystawie w Farnborough model odrzutowego samolotu na linie lokalne Hawker Siddeley HS.144 „Feederjet”. Samolot ten jest oparty na projekcie samolotu De Havilland DH.126, który nie został zrealizowany wskutek ograniczeń nałożonych na angielski przemysł lotniczy przez poprzedni rząd. Samolot HS.144 ma dwa silniki zabudowane na ogonowej części kadłuba i w związku z tym usterzenie w układzie T. Przewiduje się zastosowanie trójwałowych silników dwuprzepływowych Rolls-Royce RB.203 „Trent” o ciągu ok. 5000 kG i stosunku wydatków ponad 3:1 (miały one poprzednio stanowić napęd amerykańskiej wersji samolotu Fokker F.28 — Fairchild Hiller FH-228). Kabina samolotu ma zapewniać dużą elastyczność eksploata-

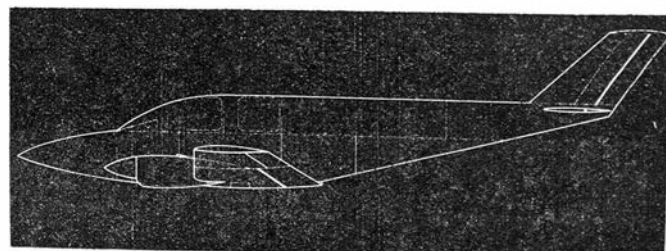


cji — pozwala ona na szybką zmianę jej układu na czysto pasażerski, mieszany i czysto towarowy. Samolot ma integralne schodki dla pasażerów i pomocniczy agregat napędowy, co zapewnia mu dużą niezależność od urządzeń naziemnych, szczególnie ważną w warunkach eksploatacji na liniach lokalnych.

W. K.

Projekt samolotu turystycznego STOL

Zachodnioniemiecki konstruktor Josef Schaih zaprojektował dwusilnikowy, czteromiejscowy samolot turystyczny skróconego startu i lądowania.



Układ dwusilnikowy został wybrany zarówno z uwagi na właściwości STOL samolotu, jak i na możliwość dostarczenia przez firmę Volkswagen silnika lotniczego o mocy 200 KM, który może konkurować z szeroko rozpowszechnionymi tłokowymi silnikami amerykańskimi.

Samolot ma całkowicie metalowe skrzydło o trapezowym obrysie i z dwudźwigarowym kesonem, którego część jest wykonana jako integralny zbiornik paliwa. Metalowe lotki mają dużą powierzchnię, co zapewnia samolotowi sterowność względem osi podłużnej równą sterowności samolotu jednosilnikowego. Kłapy są typu szczelinowego. Metalowy kadłub o półskorupowej konstrukcji jest w swej części środkowej, w której mieści się kabina, ukształtowany cylindrycznie. Za kabiną znajduje się instalacja paliwowa i awionika. Część nosowa kadłuba jest wykonana z tworzywa sztucznego. Usterzenie jest typu konwencjonalnego. Chowane podwozie ma napęd elektryczny, przy czym w razie awarii

napędu może być wypuszczone pod działaniem siły ciężkości. Koła mają hydrauliczne hamulce tarczowe. Instalacja elektryczna prądu stałego o napięciu 12 V jest zasilana przez dwie prądnice.

Dwa silniki VW „Zyklon” 180 o mocy 200 KM są zabudowane na skrzydle w ten sposób, że łącznie z dużymi kłapami szczelinowymi zapewniają dobre właściwości STOL. Metalowe śmigła o stałym skoku mają średnicę 1,90 m i maksymalną prędkość obrotową 2250 obr/min.

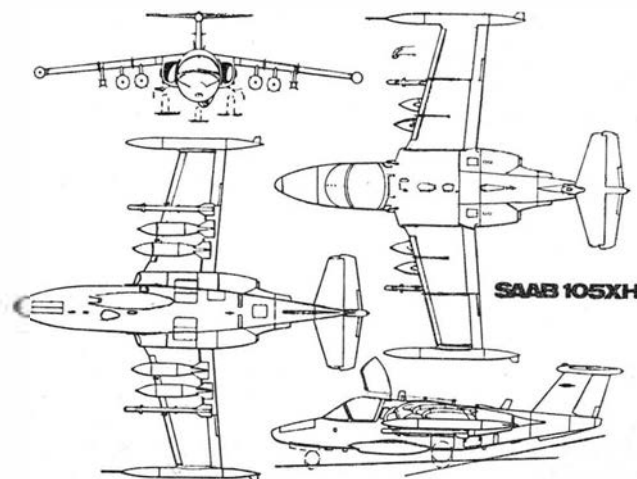
Dane techniczne: rozpiętość 10,80 m; długość 8,80 m; wysokość 2,95 m; powierzchnia skrzydła 15,50 m²; ciężar własny 860 kG, ciężar użyteczny 540 kG; obciążenie powierzchni nośnej 90,0 kG/m²; obciążenie mocy 3,5 kG/KM; prędkość maksymalna 300 km/h; prędkość przelotowa na 55% mocy startowej 260 km/h; prędkość wznoszenia 10,0 m/s; pułap praktyczny 5600 m; rozbieg 160 m; dobieg 180 m; zasięg 1000 km.

W. K.

Nowe wersje samolotu SAAB-105X

Najnowszą wersją treningowo-bojowego samolotu SAAB-105 jest obok wersji przeznaczonej dla Austrii wersja zaprojektowana dla Szwajcarii, która poszukuje obecnie następcy przestarzałych bombowców myśliwskich „Venom”. Wersja ta, nosząca oznaczenie 105XH, ma ciężar startowy 7000 kG i zabiera 2000 kG uzbrojenia. Zapas paliwa został zwiększony przez zastosowanie dodatkowych stałych zbiorników na końcach skrzydła o łącznej pojemności 400 l. Pod kadłubem zostało zamontowane szybkostrzelne działko „Ade” o kalibrze 30 mm, ładowane za pomocą magazynka ze 100 nabojami. Udoskonalono wyposażenie awioniczne samolotu. Zastosowano mianowicie celownik bombowy BT9R z laserowym dalmierzem, urządzenie dopplerowskie, stabilizowany giroskopowo celownik Ferranti ISIS F-105 i wskaźnik obrazowy. Do skrócenia dobiegu służy spadochron. Nosowa część kadłuba została udoskonalona pod względem aerodynamicznym.

W opracowaniu znajduje się wersja rozpoznawcza 105XT SLAR z radarem o zobrazowaniu bocznym. Anteny radaru są zabudowane w osłonach po bokach ka-



dłuba, podczas gdy urządzenia pomocnicze znajdują się bezpośrednio za kabiną pilotów. W nosowej części kadłuba zamontowana jest panoramiczna kamera SK600. Wersja SLAR może być uważana za taktyczny uniwersalny samolot rozpoznawczy.

Poza tym firma SAAB projektuje cywilną, czteromiejscową wersję samolotu przeznaczoną do szkolenia pilotów samolotów pasażerskich.

W. K.

Ulepszona wersja samolotu „Harrier”

Samolot taktyczny V/STOL Hawker Siddeley „Harrier” jest obecnie produkowany seryjnie dla RAF-u oraz w ilości 30 sztuk dla amerykańskiej piechoty morskiej. Firma McDonnell Douglas ma wyprodukować na podstawie licencji serię 100 samolotów „Harrier” pod oznaczeniem A-8A.

Obecnie opracowuje się wersję rozwojową samolotu „Harrier” — samolot HS.1184. Będzie on napędzany silnikiem „Pegasus” 15 o ciągu 11 300 kG. Dzięki temu nie tylko zostanie zwiększony stosunek udźwigu do promienia działania samolotu (udźwig uzbrojenia „Harriera” wynosi 3630 kG, a promień działania 650 km), lecz również będzie możliwy lot przy ziemi z prędkością naddźwiękową.

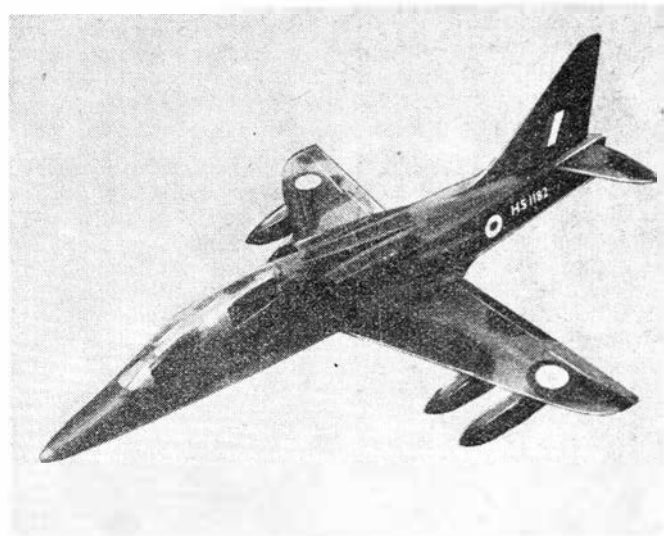
Warto tu przypomnieć, że projekt naddźwiękowego samolotu taktycznego V/STOL firma Hawker opracowała jeszcze przed ok. 10 laty. Do napędu tego samolotu przeznaczony był znajdujący się wówczas w próbach silnik nośno-napędowy Bristol Siddeley BS.100 z dodatkowym spalaniem w kanale zewnętrznym. Jednak zarówno prace nad samolotem, jak i prace nad silnikiem musiały zostać przerwane na skutek ignorancji rządu labourzystowskiego nie rozumiejącego znaczenia przodującej techniki dla gospodarczego rozwoju kraju.

W. K.

Angielski odpowiednik samolotu „Alpha Jet“

Na ostatniej wystawie w Farnborough pokazany został model nowoczesnego samolotu treningowego Hawker Siddeley HS.1182. Opracowywany na okres drugiej połowy lat siedemdziesiątych i odpowiadający pod względem wymagań techniczno-taktycznych francusko-niemieckiemu samolotowi Breguet/Dornier „Alpha Jet” ma zastąpić przestarzałe samoloty „Jet Provost” i „Gnat”. Przewidziana jest również budowa wersji szturmowej o udźwigu uzbrojenia 2270 kG (zasobniki z działkami i rakietami, bomby).

W. K.



Nowe śmigłowce Sikorsky'ego

Wiadomo, że obecnie śmigłowce nie mogą rozwiązać problemu komunikacji na liniach lokalnych, niemniej jednak istnieją przedsiębiorstwa, które eksploatują śmigłowce na regularnych, krótkich trasach (w USA, na Grenlandii, w Anglii i we Włoszech; natomiast używany w Grecji śmigłowiec „Super Frelon” został zastąpiony przez samoloty „Skyvan”). Przedsiębiorstwa te stosują przeważnie śmigłowce Sikorsky S-61, nic więc dziwnego, że firma Sikorsky usiłuje wykazać opłacalność śmigłowców na krótkich trasach. W tym też celu 17 maja 1970 r. urządzono pokazowy przelot wojskowego śmigłowca CH-53D z 28 pasażerami na trasie Londyn-Paryż. Śmigłowiec startował z londyńskiego portu śmigłowcowego w Battersea na Tamizie, a lądował w byłym paryskim porcie śmigłowcowym Issy-les-Moulineaux. Cały przelot trwał 1 h i 22 min. Przy użyciu samolotu odrzutowego z centrum Londynu do centrum Paryża można się dostać w ciągu 4 h, z czego 3 h przypadają na dojazd.

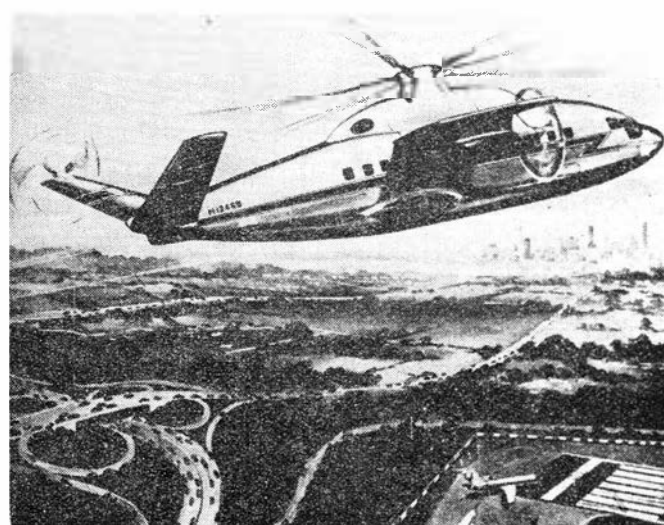
Opracowano pasażerską wersję śmigłowca CH-53 — śmigłowiec S-65 (rys. 1). Ma on przedłużony o 1,1 m kadłub z izolacją dźwiękochłonną, 48 foteli pasażerskich, powiększone okna kabiny pasażerskiej i dwa silniki General Electric CT64-630-6 o mocy krótkotrwałej 4250 KM i mocy startowej, utrzymywanej do temperatury 32 °C, 3660 KM. Hałas w kabinie nie przekracza 75 PNdB, a na zewnątrz, w odległości 150 m — 95 PNdB. Drgania w kabinie przy prędkości lotu 277 km/h wynoszą 0,1 g.

Dane techniczne śmigłowca S-65: średnica wirnika 22,0 m; długość całkowita 26,9 m; wysokość 7,6 m; ciężar własny 11 205 kG; ciężar użyteczny 5409 kG; ciężar startowy 16 874 kG; prędkość przelotowa 277 km/h; zasięg z pozostawieniem rezerwy paliwa na 30 min lotu: 145 km z 48 pasażerami (po 91 kG na pasażera), 241 km z 44 pasażerami, 338 km z 40 pasażerami i 386 km z 38 pasażerami.

Śmigłowiec S-65 ma zastąpić od 1972 r. śmigłowiec S-61 i zapoczątkować pierwszą fazę rozwoju śmigłowcowej komunikacji na liniach lokalnych. W następnej fazie mają być stosowane śmigłowce z dodatkowym ciągiem S-65-200.



1



2

Firma Sikorsky prowadziła w ub. 10-leciu gruntowne prace badawcze w dziedzinie śmigłowców z dodatkowym ciągiem (śmigłowców sprzężonych), przy czym do badań tych przystosowano śmigłowiec S-61 zaopatrując go w małe skrzydło i dwa dodatkowe odrzutowe silniki; śmigłowiec ten osiągnął prędkość 400 km/h. Poza tym prowadzono badania tunelowe z modelami śmigłowców sprzężonych.

Śmigłowiec S-65-200 (rys. 2) wbrew swemu oznaczeniu nie ma być wersją rozwojową śmigłowca S-65, lecz ma stanowić zupełnie nową konstrukcję. Śmigłowiec ma przewozić 86 pasażerów z prędkością 425 km/h. Do jego napędu przewiduje się trzy silniki turbinowe o mocy 5000 KM, z których jeden będzie zabudowany w kadłubie, pod wirnikiem nośnym, a dwa pozostałe, ze śmigłami ciągnącymi, pod skrzydłem. Silniki będą ze sobą

połączone wałami. Śmigło ogonowe, umieszczone na motylkowym usterzeniu, pozwala dzięki skośnej płaszczyźnie wirowania na zwiększenie dopuszczalnej wzdrowki środka ciężkości. Wirnik nośny jest 7-łopatowy; w locie poziomym wytwarza on tylko ok. 30% siły nośnej.

Typowy przelot śmigłowca S-65-200 będzie się odbywał na trasach o długości 370 km, na wysokości 2400 m, z prędkością blokową 386 km/h.

Cenę śmigłowca, łącznie z częściami zamiennymi, szacuje się na 3,9 mln dol, a bezpośrednio koszty eksploatacyjne na 539 dol/h, tj. ok. 1,5 centa na pasażerokilometr, co przy jednakowej długości odcinka przelotu odpowiada kosztom samolotu DC-9.

Pozostałe dane techniczne śmigłowca S-65-200: rozpiętość skrzydła 14,5 m; średnica wirnika 24,1 m; długość całkowita 27,7 m; ciężar własny 17 704 kG; ciężar startowy 28 850 kG; prędkość przelotowa na wysokości 2400 m 425 km/h; prędkość wznoszenia 11 m/s (do 35 °C); zasięg 370 km z 86 pasażerami (po 91 kG na pasażera) i 570 km z 74 pasażerami; hałas w odległości 60 m 100 PNdB.

Firma Sikorsky uważa, że śmigłowce typu śmigłowców S-65-200 odegrają decydującą rolę w komunikacji na liniach lokalnych pozwalając na odciążenie środków komunikacji naziemnej oraz tras lotniczych.

W. K.

Zespół napędowy Volkswagen „Zyklon“ 180

W związku z niespełnieniem przez silnik Wankla pokładanych w nim nadziei uważa się, że w obecnym dziesięcioleciu napęd lekkich samolotów w dalszym ciągu będą stanowić silniki tłokowe. Silniki turbinowe mogą je wyprzeć dopiero w dalszej przyszłości. Napęd lekkich samolotów jest obecnie opanowany przez amerykańskie silniki tłokowe. Firma Volkswagenwerk AG. chce im przeciwstawić własny silnik, który mógłby z nimi konkurować pod względem ceny, osiągów, niezawodności i trwałości.

Silnikiem tym ma być „Zyklon“ 180 o mocy 200 KM (SAE). Właściwie jest to zespół napędowy złożony z dwóch silników, będących modyfikacją silnika samochodowego Typ 4 o mocy zwiększonej z 85 KM (SAE) do 100 KM.

Zabudowana na silniku I przekładnia czołowa z dwoma wolnymi kołami przejmuje moc z obu silników i przekazuje ją z odpowiednią prędkością obrotową na wał śmigła. Oba silniki są zawieszony na łożu oddzielnie i połączone wałem o dwóch przegubach, dzięki czemu drgania jednego silnika nie przenoszą się na drugi. Iskrowniki są pojedyncze, napędzane przez wałki rozrządowe. Na końcu wału korbowego silnika II zabudowana jest prądnica. Zamiast gaźników zastosowano układ wtryskowy doprowadzający paliwo do rury ssącej. Zaworki wtryskiwaczy są sterowane przez urządzenie elektroniczne. Układ ten eliminuje podgrzewacz mieszanki i korektor wysokościowy oraz czyni silnik niewrażliwym na położenie.

Ważnym elementem silnika jest sprzęgło hydrauliczne łączące oba silniki bez przenoszenia drgań skrętnych.

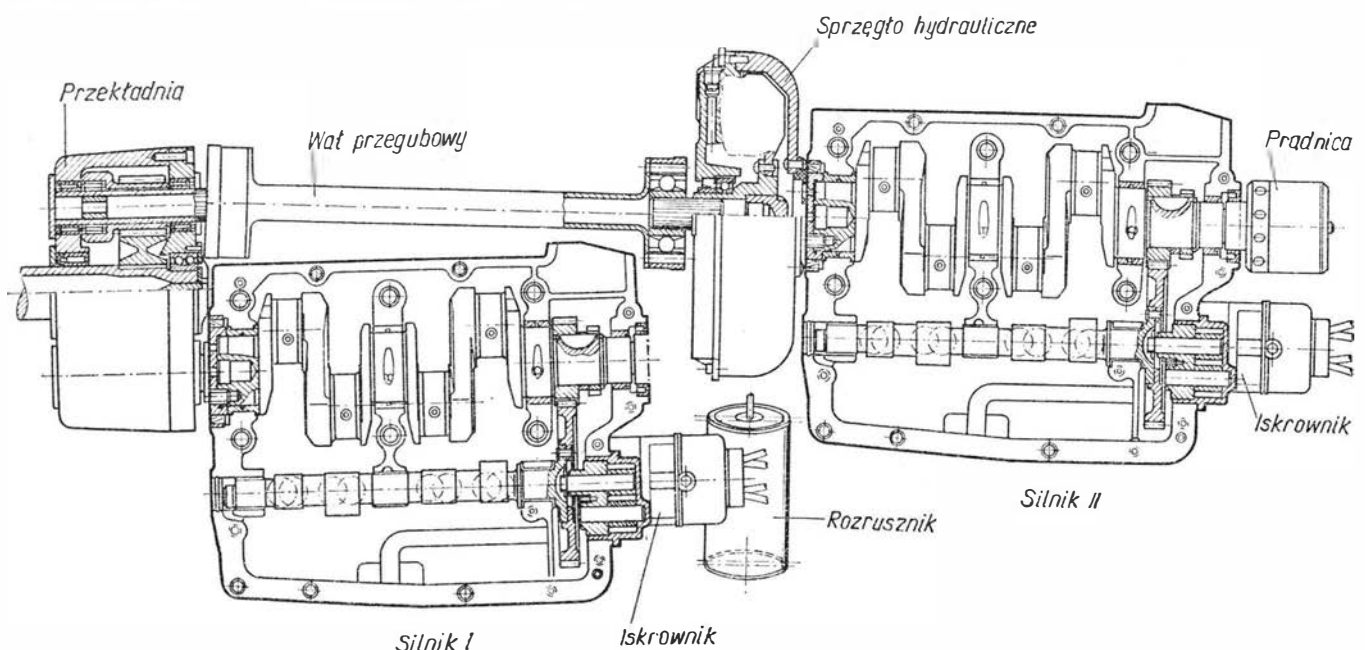
W czasie rozruchu silnika II moment obrotowy rozrusznika, sprzęgniętego z wieńcem zębatym obudowy sprzęgła, nie jest przekazywany na wirnik napędowy (turbinę) sprzęgła. Dopiero przy dostatecznie dużej prędkości obrotowej następuje sprzężenie obu silników i rozruch silnika I.

Zespół „Zyklon“ 180 zapewnia duże bezpieczeństwo lotu dzięki dwóm niezależnym silnikom w zespole. W przypadku samolotu dwusilnikowego na wysokości 1200 m może być kontynuowany lot poziomy przy wyłączonych trzech silnikach. Wolne koła Borg-warner, zamontowane w przekładni zespołu, odłączają uszkodzony silnik od wału śmigła. Dzięki wolnym kołom śmigło daje mały opór w przypadku wyłączenia się całego zespołu. Specjalny przyrząd informuje pilota o zakłóceniach w pracy silników.

Ciężar zespołu wynosi 188 kG, tj. o ok. 60 kG więcej w porównaniu z silnikami amerykańskimi. Jednostkowe zużycie paliwa nie różni się od zużycia silników amerykańskich. Trwałość międzynaprawcza jest oceniana na 2000 h. Niezawodność gwarantuje fakt zastosowania wypróbowanych części.

Cena zespołu będzie o ok. 50% niższa od cen silników amerykańskich, głównie dzięki wykorzystaniu części produkowanych w dużych seriach oraz dzięki uniknięciu przekładni planetarnej i podwójnego układu zapłonowego.

W. K.



Prace MBB nad elektrycznym napędem raketowym

Na zlecenie zachodniemieckiego ministerstwa oświaty i nauki oraz towarzystwa do spraw badań kosmicznych oddział studiów działu kosmicznego firmy Messerschmitt-Bölkow-Blohm bada zagadnienie współpracy raketowych silników jonowych z ogniwami słonecznymi o łącznej powierzchni 30 m².

W NRF prace zarówno nad silnikami jonowymi (które mają być stosowane do wynoszenia satelitów łącznościowych i telewizyjnych na orbitę stacjonarną i do napędu pojazdów międzyplanetarnych), jak i nad ogniwami słonecznymi osiągnęły już taki poziom, że obecnie planuje się badania napędu jonowego w przestrzeni kosmicznej. Do tego celu ma służyć projektowany przez MBB satelita techniczny SELAM. Na satelicie znajduje się sześć silników jonowych RIT-10, opracowanych przez uniwersytet w Giessen, dla których energię elektryczną wytwarza system ogniw słonecznych o mocy 2,5 kW. Satelita jest poza tym wyposażony w układ stabilizujący z elementami do pomiaru położenia, telemetrycznymi i zdalnego sterowania.

Jako raketę nośną satelity SELAM bierze się pod uwagę rakiety „Thor-Delta” i „Europa” 1. Satelita ma być umieszczony na orbicie o wysokości 500 km, a następnie za pomocą silników jonowych wyniesiony na wysokość 10 000 km.

W. K.

Kilka informacji na temat angielskich satelitów

Anglia dzięki przynależności do europejskich organizacji badań kosmicznych ELDO i ESRO zdobyła duże doświadczenie w budowie sztucznych satelitów. Przewodzi w tej dziedzinie firma BAC (British Aircraft Corp.), która współpracuje z firmami amerykańskimi przy budowie satelitów łącznościowych „Intelsat” 4 oraz jako członek stowarzyszenia CESAR — do którego obok BAC należą firmy MBB, ETCA, Selenia i SNIAS — buduje na zlecenie ESRO satelitę naukowego Cos-B do badania promieniowania kosmicznego. Satelita Cos-B (rys. 1) będzie po „Arielu” 3 drugim czysto angielskim satelitą. Poza tym firma BAC buduje pierwszego angielskiego satelitę technicznego X-3, który zostanie wystrzelony w 1971 r. za pomocą rakiety „Black Arrow”.

Firma Hawker Siddeley Dynamics opracowuje wspólnie z firmami MATRA, ERNO i SAAB pierwszego europejskiego satelitę ze stabilizacją położenia ESRO TD.1A. Firma ta jest również głównym wykonawcą w programie ESRO 4, który ma za cel budowę satelitów naukowych umieszczanych na polarnych orbitach o perigeum 300 km i apogeum 1000 km, a na zlecenie ministerstwa techniki opracowuje założenia projektowe satelity meteorologicznego METSAT (rys. 2).

W. K.

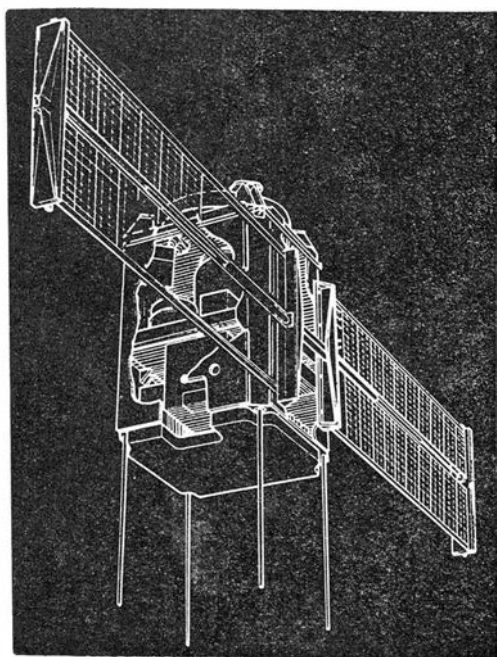
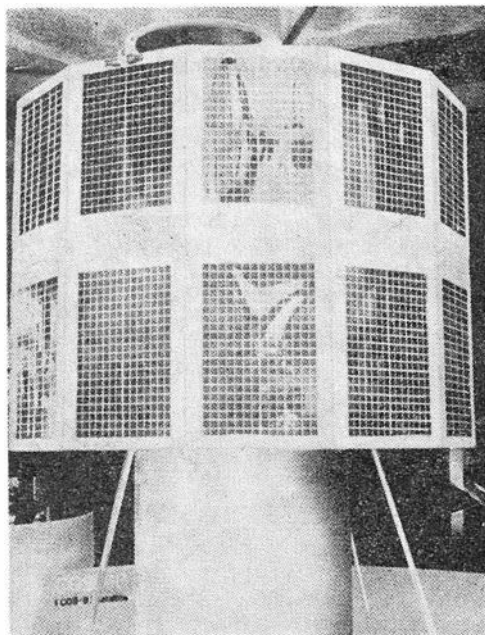
Dokończenie ze str. 27

- Short Range Attack Missile (SRAM), czyli pociski kierowane systemem bezwładnościowym o niedużym zasięgu, przeznaczone do zwalczania celów wydzielających promieniowanie elektromagnetyczne, tj. przede wszystkim stacji radarowych, wykrytych przez system rozpoznawczy samolotu B-1.

Poza zadaniami typowymi dla wojny atomowej bombowce B-1 będzie mógł wykonywać z wyjątkową dokładnością zadania konwencjonalne, jak np. bombardowanie na dalekim zapleczu nieprzyjaciela dróg, mostów, węzłów kolejowych i zakładów energetycznych oraz przeprowadzać bezpośrednie wsparcie.

W dalszej przyszłości, gdy bombowce strategiczne stracą swe znaczenie, samolot B-1 będzie mógł służyć jako latająca wyrzutnia raket balistycznych i przeciwraket.

W. K.



90-dniowa próba układu zapewniającego warunki życia w stacjach kosmicznych

W symulatorze należącym do firmy McDonnell Douglas Astronautic Co. przebywa czteroosobowa załoga w celu wypróbowania w ciągu 90-dniowego okresu układu zapewniającego warunki życia w stacjach kosmicznych. Układ ten wytwarza w cyklu zamkniętym wodę pitną i tlen z wydzielin organizmu ludzkiego.

Projekt orbitalnej stacji księżycowej

Firma McDonnell Douglas przedstawiła na konferencji American Astronautical Society projekt stacji kosmicznej do badań Księżyca. Stacja byłaby umieszczona na orbicie księżycowej, gdzie trzyosobowa załoga prowadziłaby przez okres 90 dni następujące prace: badanie składu chemicznego, struk-

Obrazowy wskaźnik parametrów silników

W celu usunięcia z samolotu przyrządów elektromechanicznych, które zajmują dużo miejsca i absorbują uwagę pilota, firma Smith Industries Ltd. opracowała elektroniczny wskaźnik obrazowy do przedstawiania parametrów silników samolotów przyszłej generacji. Do zalet nowego urządzenia należy zaliczyć zmniejszoną ilość przyrządów, które trzeba obserwować, mniejsze zapotrzebowanie miejsca na tablicy pokładowej i możliwość włączenia w układ automatycznej kontroli silników. Poza tym możliwe jest zainstalowanie tanim kosztem przelicznika wymaganego ciągu. Pozostałe zalety to: dokładność wskazań, łatwość obsługi, niezawodność i duży stopień integracji systemu z innymi systemami, np. z układem nawigacyjnym.

Rejestrator lotu Leads 200

Kanadyjska firma Leigh Instruments Ltd. i zachodniemiecka firma Dornier-System opracowały wspólnie rejestrator lotu Leads 200, a firma Messerschmitt-Bölkow-Blohm za-

symulator jest zbudowany na wzór stacji kosmicznej. Ma długość 12,19 m, średnicę 3,66 m i objętość 116,1 m³. Ściany są podwójne. Atmosfera składa się z 30% tlenu i 70% azotu. Zasadniczym zespołem układu warunków życiowych jest ogrzewane za pomocą baterii izotopowej urządzenie destylacyjne do odzyskiwania i oczyszczania wody oraz urządzenie do odzyskiwania tlenu z dwutlenku węgla. W symulatorze znajduje się żywność, części zamienne i narzędzia. Dodatkowe zaopatrzenie nie jest przewidziane.

Załoga przeprowadza zaplanowane prace w czasie 8—12 h dziennie.

Wyniki próby będą wykorzystane w programie budowy pierwszej amerykańskiej stacji orbitalnej, nazywanej obecnie „Skylab”, i innych stacji kosmicznych.

W. K.

tury i właściwości fizycznych powierzchni Księżyca oraz właściwości wnętrza Księżyca, pomiary przepływu ciepła, pomiary pola magnetycznego i badania zasobów naturalnych. Wyposażenie naukowe stacji ma się składać z urządzenia radarowego do wykrywania zasypanych kraterów oraz meteoroidów i asteroidów, które mogą znajdować się na znacznej głębokości, z urządzeń fotograficznych do zdjęć wielospektralnych, z urządzeń pomiarowych na podczerwień, z czujników do wychwytywania fotonów i cząstek o dużej energii oraz z magnetometru do badania pola magnetycznego.

Projekt stanowi w zasadzie modyfikację stacji orbitalnej „Skylab”, która ma być umieszczona na orbicie wokółziemskiej w 1972 r.

W. K.

Układ obejmuje przelicznik, który jest zaprogramowany do ciągłej kontroli parametrów silników w odniesieniu do granicznych wartości tych parametrów i szybkości ich zmian, oraz dwie lampy katodowe — elementy obrazowe. Na ekranie pierwszej lampy pokazywane są w postaci cyfrowej i analogowej podstawowe parametry silników, podczas gdy na ekranie drugiej lampy — parametry, które osiągnęły swą wartość graniczną lub zbliżają się do niej.

Najważniejszym dla pilota parametrem silnika jest stosunek ciśnienia za sprężarką do ciśnienia otoczenia, gdyż jest on miarą ciągu. Stosunek ciśnień jest przedstawiony na ekranie pierwszej lampy, w postaci cyfrowej i analogowej, albo automatycznie albo za naciśnięciem guzika. Postać analogowa wyraża stosunek ciśnień osiągnięty i zadany. Na pierwszym ekranie przedstawiona jest poza tym temperatura przed turbiną, prędkość obrotowa, wydatek paliwa i ciśnienie oleju. W przypadku gdy dany parametr lub szybkość jego zmian osiągną wartość graniczną, jest on przedstawiany na ekranie drugiej lampy katodowej, a wygaszany na ekranie pierwszej lampy (stanowi to dodatkowe ostrzeżenie dla pilota).

Dokładność wskazań opisanego urządzenia jest większa od dokładności przyrządów elektromechanicznych: w całym zakresie wskazań wynosi ona $\pm 0,1\%$ dla postaci cyfrowej i $\pm 0,3\%$ dla postaci analogowej.

W. K.

budowała go na samolocie Lockheed F-104G. Przyrząd odrzucony podczas symulowanego wypadku w locie pokazowym został odnaleziony w stanie nie uszkodzonym.

Urządzenie różni się od dotychczas stosowanych rejestratorów lotu dosyć znacznie, gdyż zawiera dodatkowe elementy zabezpieczające, a mianowicie element ostrzegający pilota, element do sprawdzania systemów samolotu po lądowaniu, sterowany przez przelicznik element analizy obsługi i nadajnik SOS.

Urządzenie ma zwiększyć bezpieczeństwo lotów i zmniejszyć koszty obsługi.

W. K.

Autocysterna o pojemności 87 tys. litrów

Przemysł holenderski realizując zamówienie administracji lotniska amsterdamskiego Schiphol opracował autocysternę, wyprodukowaną przez Dutch DAF Automobile Industrie, o pojemności 87 000 l. Cysterna ta jest zaledwie o 10 m krótsza od samolotu DC-9, a zespół jej pomp zapewnia wydatek paliwa 4000 l/min. Cysterna jest przeznaczona głównie do tankowania samolotów Boeing 747 i McDonnell Douglas DC-10. Pojemność cysterny całkowicie wystarcza do pełnego zatankowania tych samolotów.

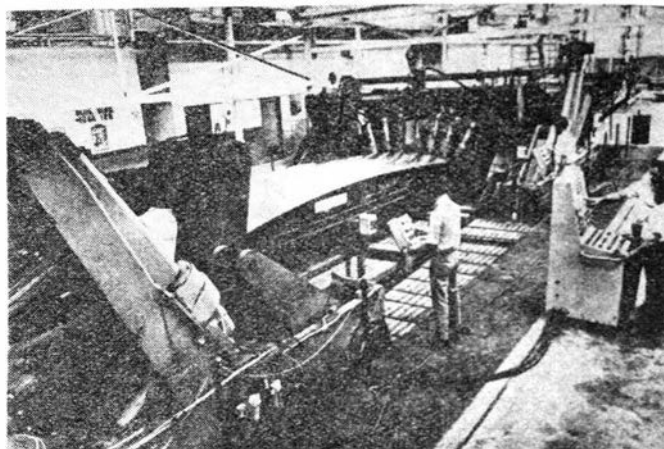
W. K.



Rozciągarka do produkcji samolotów „TriStar”

W wytwórni Lockheed w Burbank zainstalowano wielką rozciągarkę firmy Bath o sile 500 T przeznaczoną do formowania blach pokryciowych o wymiarach 2,3 x 6,4 m do samolotów L-1011 „TriStar”. Na obu końcach rozciągarki znajduje się 7 uchwytów do mocowania blach w czasie, gdy są one formowane przez tłocznik. Maszyna może formować blachy o wymiarach 2,5 x 11,3 m.

B.D.



KRONIKA

▼ Tradycje toruńskiego lotnictwa sięgają pół wieku, a historia Aeroklubu Pomorskiego liczy 35 lat.

W roku 1920 Toruń stał się na długie lata głównym centrum wyszkolenia w lotach balonowych. Tu latał wówczas — jedyny w kraju — sterowiec „Lech”, tu szkolili się późniejsi triumfatorzy zawodów o puchar „Gordon Bennetta”. W tym okresie w Toruniu znajduje się również Centrum Szkolenia Pilotów i Nawigatorów Lotnictwa Wojskowego.

W roku 1933 powstaje pierwsze Koło Szybowcowe, a w 2 lata później — Aeroklub Pomorski. Jego piloci odnoszą liczne sukcesy. Na zawodach samolotowych w Zurychu dr Przysiecki zajmuje I miejsce. W roku 1938 Toruń jest gospodarzem Ogólnopolskiego Zlotu Lotniczego, w którym uczestniczy 200 samolotów. W tym samym roku na zawodach balonowych w Brukseli A. Janusz zdobywa I miejsce.

W czasie II wojny światowej większość członków aeroklubu zginęła w walce z okupantem. Tuż po wyzwoleniu Torunia aeroklub zostaje reaktywowany. W stonkowo krótkim okresie Aeroklub Pomorski staje się prężnym ośrodkiem lotnictwa sportowego. Klub wychował wielu zdolnych pilotów. Do ich grona należą m.in. J. Adamek, który ustanowił na szybowcu rekord krajowy w przelocie docelowym do Zamościa — 413 km, a Barbara Frydrych-Dankowska pobiła rekord Polski w przelocie otwartym — 543 km i jako druga kobieta na świecie zdobyła Złotą Odznakę Szybowcową.

W latach 1963 i 1966 Aeroklub Pomorski uznany zostaje przez Zarząd Główny APRL za najlepszy ośrodek w kraju. Obecnie w 4 sekcjach (samolotowa, szybowcowa, spadochronowa i modelarska) działa 960 członków. Od roku istnieje w Toruniu (jeden z trzech w kraju) Ośrodek Akrobacji Lotniczej, któremu podle-

gają aerokluby z 10 miast. Zajęcia w ośrodku prowadzi znany i ceniony w kraju i za granicą pilot Stanisław Akerman. Z okazji jubileuszu ślemy Aeroklubowi Pomorskiemu serdeczne życzenia dalszego rozwoju, ku chwale polskiego lotnictwa.

▼ Na liście „trucicieli wód” figurują lotnicy dokonujący opylania lasów i pól. Prasa donosi bowiem o karygodnym wyrzucaniu do jezior środków owadobójczych pozostałych po opylaniu pobliskich terenów. Ofiarami bezmyślnych pilotów padły już ławice ryb i hodowle raków na Mazurach.

▼ W Krakowie przy ul. Basztowej 15 został otwarty salon recepcyjny Polskich Linii Lotniczych „Lot”. Jest to najnowocześniejsza placówka „Lotu” w kraju. Informacja o rozkładzie lotów wraz z plastycznym uwidocznieniem połączeń znajduje się w wolno stojącym zespole gablot na zewnątrz budynku, pomiędzy ul. Basztową a pl. Kleparskim.

▼ W samolotach PLL „Lot” (podobnie jak w samolotach wszystkich innych linii lotniczych) zabrania się palenia jedynie podczas startu i lądowania. Obecnie „Lot” przeprowadza ankietę wśród pasażerów, zawierającą pytanie: „co sądzisz o ewentualnym zakazie palenia na liniach krajowych”.

▼ Przed Sądem Wojewódzkim we Wrocławiu zakończył się proces w sprawie katastrofy samolotu pasażerskiego AN-24, jaka wydarzyła się w styczniu 1969 r. W wypadku tym lekkie obrażenia odnieśli dwaj piloci i jeden z pasażerów. Samolot uległ zniszczeniu. Akt oskarżenia zarzucał i pilotowi Rudolfowi Rembieniowskiemu, że sprowadził niebezpieczeństwo katastrofy, decydując się na lądowanie we Wrocławiu w niekorzystnych warunkach atmosferycznych. W wyniku rozprawy R. Rembieniowski został uniewinniony. Zdaniem sądu pilotom nie

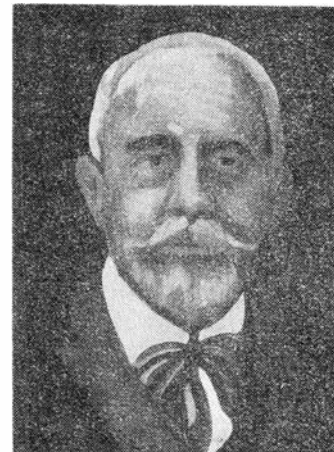
można zarzucać uchybienia, a winę należy przypisać fałszywym wskazaniom wysokościomierza.

▼ W czasie wizyty przewodniczącego Rady Państwa w Pakistanie na zaproszenie prezydenta Yahyi Khana, podpisana została w Rawalpindi umowa o komunikacji lotniczej między Polską a Pakistanem. Umowę ze strony polskiej podpisał — wkrótce tragicznie zmarły — podsekretarz stanu w MSZ Zygfryd Wolniak.

▼ Na marginesie ostatnio zawijanej przyjaźni z Pakistanem — nadmienimy, że szefem sztabu służby technicznej i zaopatrzeniowej lotnictwa pakistańskiego był do niedawna Polak — gen. Władysław Turowicz. Turowicz — z wykształcenia inżynier lotniczy, absolwent Politechniki Warszawskiej — w 1941 r. został w Anglii odkomenderowany do ośrodka badań prototypów samolotów i ich uzbrojenia. Funkcję oblatywacza zamienił później na pracę pilota dostarczającego samoloty do eskadr. Stąd skierowano Turowicza do Royal Aircraft Establishment w Farnborough, słynnego lotniczego ośrodka badań laboratoryjnych. Pracował nad celownikami do bombowców, gdy nadszedł rok 1948, a z nim demobilizacja z RAF.

Na propozycję rządu Pakistanu mjr Turowicz (w grupie 54 Polaków) przyjechał do Karachi. W Pakistanie był kierownikiem zakładów naprawczych lotnictwa, dowodził szkołą techniczną, był komendantem bazy lotniczej, projektodawcą reformy lotnictwa pakistańskiego ... W 1960 r. został generałem lotnictwa, zaś w 4 lata później przyjął obywatelstwo Pakistanu. Dziś gen. Turowicz — będąc na emeryturze — zajmuje się badaniem górnych warstw atmosfery i pod jego kierunkiem wystrzelono ostatnio w Pakistanie pierwszą rakietę eksperymentalną (według francuskiej licencji) na wysokość 400 km.

Stefan Drzewiecki (1844-1938)



„Czasy, w których żyję, otwarły przed ludzkością nieograniczone wprost możliwości. Nie zamieniłbym z nikim okresu mego życia — jest to bowiem złoty wiek dla naukowca i wynalazcy”.

To słowa Stefana Drzewieckiego, urodzonego 26.XII.1844 r. w Kuncie na Podolu. Działalność polskiego uczonego przypadła na przełom XIX i XX wieku — okres rozwoju kapitalizmu, okres doniosłych wynalazków i nagłego skoku w rozwoju techniki. W tych czasach była jeszcze możliwa działalność odkrywcy i wynalazcza prowadzona przez jednego człowieka na różnych polach. Takiej właśnie, zadziwiająco wszechstronnej, z wybitnymi osiągnięciami, działalności oddawał się nasz rodak.

Wiele tegich umysłów w Polsce udawało się wówczas na emigrację z kraju, utrzymywanego celowo przez zaborców w zafocianiu gospodarczym. Należał do nich i Drzewiecki.

Studia wyższe ukończył w Szkole Centralnej w Paryżu, ale pierwszą serię swych wynalazków zademonstrował w Wiedniu. W tym okresie życia umysł Drzewieckiego zaprzątnięty był takimi problemami technicznymi kolejnictwa, jak: konstrukcja aparatu rejestrującego automatycznie prędkość parowozu, automatyczny szczepliacz wagonów, paraboliczny regulator do maszyn parowych, a ponadto cyrkiel do wykreślenia przekrojów stożkowych. Za te dwa ostatnie wynalazki otrzymał Drzewiecki nagrody na wystawie wiedeńskiej 1873. Na niespełna trzydziestoletniego wynalazcę zwrócił uwagę rząd rosyjski i zaprosił go do Petersburga. Młody uczoney z radością przyjął zaproszenie. Miał tam pracować w budownictwie okrętów podwodnych, w dziedzinie która była wówczas w powijakach, bez żadnych tradycyjnych obciążeń szablami, gdzie można było w pełni eksperymentować.

Uczoney odniósł w dziedzinie budownictwa morskiego niespodziewany, ale w pełni zasłużony sukces. Wprowadzenie peryskopu, zastosowanie opływowych kształtów kadłuba, pomyslnie rozwiązanie tak trudnego zagadnienia, jak zanurzenie i wynurzenie — wszystko to zadecydowało, że jeden z okrętów Drzewieckiego został zatwierdzony przez admiralicję, stanowiąc prototyp tego rodzaju jednostek w marynarce rosyjskiej. Prędkość okrętu była — jak na ówczesne czasy — rewelacyjna: na powierzchni 15, a w zanurzeniu 10 węzłów.

Kilka typów łodzi od małej jednoosobowej do dużego wieloosobowego okrętu podwodnego * oraz napęd od najprostszego nożnego do nowoczesnego silnika elektrycznego — to plon prac Drzewieckiego na tym polu. Jeden z okrętów Polaka zdobył bezapelacyjnie pierwszą nagrodę na konkursie międzynarodowym w Paryżu w 1897 r.

W roku 1889 Drzewiecki powrócił do Paryża i w trzy lata później przedstawił francuskiemu Stowarzyszeniu Żeglugi Morskiej rozprawę z wyłożeniem rachunku pozwalającego wyznaczyć wymiary części składowych śrub okrętowych.

Schylek XIX i początek XX wieku to „okres lotniczy” uczonego — okres, w którym zdobył on największy rozgłos. Już

w roku 1885 wygłosił referat o lotnictwie w Cesarskim Towarzystwie Technicznym w Rosji, w roku 1887 wydał książkę *Aeroplany w przyrodzie (Samoloty w przyrodzie)* oraz broszurę *Les Oiseaux Considerées Comme des Aéroplanes Animés (Ptaki jako żywe samoloty)*, a w dwa lata później dziełko traktujące wyłącznie o szybowaniu ptaków *Le Vol Plané (Lot szybowy)*.

Jest znamienne, że od samego początku swych prac lotniczych Drzewiecki zupełnie nie interesował się balonami, których udoskonalanie pociągnęło tak wiele nawet bardzo wybitnych umysłów tego okresu — i nie poszedł drogą mniej lub więcej niewolniczego naśladowania lotu ptaków (ornitoptery). Już w pierwszej swej pionierskiej pracy podkreślał ścisły związek pomiędzy utrzymywaniem się ptaka w powietrzu a jego prędkością poziomą: „Bez prędkości poziomej nie ma lotu. Prędkość ta wytwarza opór poziomy, który ptak usiłuje pokonać zużywając na to swój zasób energii”. Drzewiecki sformułował pogląd o słuszności wzorowania się na ptakach jedynie w pewnym ograniczonym stopniu, wtedy kiedy szybują z nieruchomo rozpostartymi skrzydłami. Ostrzegali, że w przeciwnym razie realizacja lotu aparatów cięższych od powietrza może być skierowana na zupełnie błędne tory.

W pracy *L'aviation de demain (Lotnictwo przyszłości)* Drzewiecki sformułował wiele wniosków, które chociaż zawierają — w świetle dzisiejszego stanu wiedzy — pewne nieścisłości, to istotna ich treść pozostaje aktualna. Należy podkreślić, że te zasadnicze prace lotnictwa płatowcowego zostały ogłoszone na przeszło dwanaście lat przed pierwszym kontrolowanym lotem braci Wright na samolocie z silnikiem spalinywym.

W okresie 1909—13 Drzewiecki pracował nad samoczynną równowagą płatowca (w 1909 r. opatentował samolot o tym układzie) i dla potwierdzenia prac teoretycznych zbudował odpowiedni samolot. Samolot ten o nazwie „Canard” (Kaczka) był jednopłatem, którego stateczność została osiągnięta przez usytuowanie płata i usterzenia poziomego pod odpowiednimi kątami względem osi samolotu i na różnych wysokościach. Płat o rozpiętości 11,4 m i powierzchni 16,4 m² był nieruchomy, a usterzenie o rozpiętości 7 m i powierzchni 8,5 m² — ruchome względem osi poprzecznej. Stery kierunkowe w postaci dwóch małych płaszczyzn pionowych znajdowały się na płacie. W czasie lotu pilot używał tylko steru kierunku, a zmianę wysokości uzyskiwał przez odpowiednie regulowanie mocy silnika. Jedynie podczas lądowania płyty usterzenia poziomego, umieszczone w przedniej części samolotu, wychylane były pod odpowiednim kątem. Sterowanie poprzeczne odbywało się przez niezależną zmianę kąta natarcia obu płyt usterzenia, które spełniały zarówno rolę steru wysokości, jak i lotek. Były więc sterolotkami pracującymi w układzie „kaczka”. Nazwy „kaczka” dla układu samolotu, w którym usterzenie poziome (wysokości) znajduje się przed skrzydłami w przedniej części kadłuba, użył prawdopodobnie jako pierwszy francuski konstruktor wodnosamolotu Henri Fabre w 1910 r. Podwozie samolotu Drzewieckiego składało się z dwóch identycznych części pod płatem i usterzeniem. Silnik o mocy 70 KM był umieszczony z tyłu. Samolot wykazał spodziewane zalety (maksymalna prędkość ok. 100 km/h), jednakże przede wszystkim wobec niechęci pilotów do tego sy-

Dokończenie na str. 36

* Czterooosobowa łódź podwodna konstrukcji Stefana Drzewieckiego znajduje się w Muzeum Marynarki w Leningradzie.

WNIOSKI Z KONFERENCJI NAUKOWO-TECHNICZNEJ „LOTNICZY TRANSPORT TOWAROWY” ZORGANIZOWANEJ PRZEZ SITK W DNIACH 6 i 7. XI. 1970 r. w POZNANIU

Zebrani na Konferencji uważają rozwój lotniczego transportu towarów za aktualną, obiektywną, podyktowaną potrzebami ekonomicznymi tendencją rozwojową; zatem lotniczy przewóz towarów nie może być traktowany jako zagadnienie uboczne, lecz jako odrębny problem ekonomiczny, równoważny z lotniczymi przewozami pasażerskimi.

Względnie małe aktualnie koszty eksploatacji, osiągnięte przez PLL „Lot” (w zestawieniu ze średnimi „światowymi”), stwarzają szansę nadrobienia zaległości na odcinku przewozów towarowych.

W związku z tym formułuje się następujące wnioski szczegółowe:

- Istnieje potrzeba przeanalizowania wieloletniego, etapowego planu rozwoju lotnictwa cywilnego, w zakresie przewozów towarowych, w celu stworzenia warunków do przyspieszenia rozwoju tych przewozów.
- Warunkiem osiągnięcia należytej dynamiki rozwoju lotniczych przewozów towarowych jest niezwłoczna modernizacja i rozwój zaplecza technicznego, przede wszystkim urządzeń paletyzacji i konteneryzacji przewozów.

- Przystosowanie użytkowanego aktualnie sprzętu lotniczego do potrzeb przewozów towarowych oraz zagwarantowanie na przyszłość specjalnego lotniczego sprzętu towarowego są niezbędnymi warunkami do osiągnięcia koniecznej dynamiki rozwoju, co ma również istotne znaczenie z punktu widzenia obronności kraju.

- Istnieje potrzeba kontynuowania, rozszerzenia i współdziałania zainteresowanych jednostek w zakresie analizy rynku lotniczych przewozów towarowych, w celu uzyskania optymalnych rozwiązań ekonomicznych.

W trakcie dyskusji wystąpiły również następujące zagadnienia:

- Proponuje się rozważenie możliwości szerszego wykorzystania śmigłowców w gospodarce narodowej. Miałyby to również duże znaczenie dla obronności kraju.
- Organizatorzy konferencji naukowo-technicznych o tematyce lotniczej powinni informować uczestników konfe-

rencji o załatwieniu wniosków uchwalonych na konferencji poprzedniej.

- Pożądane jest opracowanie harmonogramu na temat konferencji lotniczych na dłuższy okres czasu (minimum 3 lata). W pierwszej kolejności postuluje się zorganizowanie konferencji na temat portów lotniczych oraz transportu lotniczego towarów przy zastosowaniu palet i kontenerów.
- Uczestnicy Konferencji z zainteresowaniem wysłuchali informacji gości z NRD i Bułgarii w przedmiocie rozwoju lotniczych przewozów towarowych w tych krajach.
- Zebrani uważają za celowe delegowanie polskich specjalistów na zapowiadaną konferencję nt. *Aspekty techniczne lotniczego przewozu towarów*, która odbędzie się jesienią 1971 r. w NRD.
- Należy spowodować u władz SITK organizowanie wielobranżowych narad i konferencji, poświęconych problematyce podziału zadań między poszczególne gałęzie transportu.

Dokończenie ze str. 15

Tablica 5. Sprzęt lotniczy będący w dyspozycji przedsiębiorstw (liczba samolotów wg klas)

Samoloty	1960	1964	1969
Turboodrzutowe	388	1044	3449
Turbośmigłowe	723	944	1495
Tłokowe, w tym:			
czterosilnikowe	1621	1270	696
dwusilnikowe bez DC3	986	994	623
DC-3	1296	1209	871
Razem	5014	5461	7134

* Ocena dotyczy tylko działalności transportu lotniczego państw członkowskich ICAO. Nie uwzględnione są w artykule wyniki działalności „Acroflotu”. Można jednak przyjąć, że wynoszą one ok. 18% wartości przewozowych ICAO.

Dokończenie ze str. 35

stemu, w znacznym stopniu usprawiedliwioną nieufnością do niezawodności silnika, Drzewiecki zaniechał dalszych udoskonalień.

Drzewiecki był jednym z pierwszych — o ile nie pierwszym — teoretykiem zarówno śrub okrętowych, jak i śmigieł lotniczych. Przed nim stosowano wyłącznie metody empiryczne do ich budowy. Na temat śmigieł ogłosił uczony w okresie 1892—1920 wiele rozpraw. Dzieło *Théorie générale de l'hélice* (Ogólna teoria śmigła) zostało nagrodzone przez Akademię Nauk w Paryżu, a w myśl opinii znakomitego radzieckiego aerodynamika B. Juriewa, właśnie praca naszego rodaka posłużyła za podstawę wszystkich późniejszych rozwinięć tej gałęzi wiedzy lotniczej. Teoria Drzewieckiego została z czasem rozwinięta i uzupełniona przez niego samego oraz przez innych późniejszych badaczy i uczonych, przede wszystkim zaś została skojarzona z teorią Froude'a i otrzymała miano „Teorii Froude-Drzewiecki”. Jak zawsze, obok prac teoretycznych Drzewiecki zajmował się pracami konstrukcyjnymi. Obliczył i skonstruował oryginalne wiatraczki o nastawnych łopatkach i samoczynnej regulacji prędkości obrotowej. Były one używane na francuskich samolotach wojskowych (także w okresie międzywojennym w Polsce na samolotach lekkiego bombardowania Potez XXV) do napędu prądnic o napięciu 12 V, zasilających nadajniki radiowe oraz instalacje świateł pokładowych i urządzenia sygnalizacyjne.

Radykalnie zmieniła się struktura sprzętu. Jeśli w 1960 r. samoloty tłokowe stanowiły 78% stanu, turbośmigłowce — 14% a odrzutowe 8%, to w 1969 r. odpowiednio: 48,21 i 31%. Bardziej charakterystyczna jest jednak ich zdolność przewozowa. W 1969 r. samoloty odrzutowe przewoziły około 90% towarów.

Jak już zaznaczono, poważną presję na zmianę sprzętu lotniczego wywierały przedsiębiorstwa przemysłowe. I tak w dziesięciolecie największe zamówienia zrealizowały następujące firmy: Boeing — 48% (2093 samoloty), Douglas — 29% (1262 samoloty), inne firmy USA 7% (281). Pozostałe 16% samolotów pochodziło: z Wielkiej Brytanii — 388, Francji — 271, Holandii — 30. W 1969 r. wydano 3 mld dolarów na zakup nowego sprzętu.

Czego należy oczekiwać w następnych latach? Rok 1970 przyniósł już wprowadzenie do eksploatacji samolot Boeing 747, kolejno należy spodziewać się samolotu naddźwiękowego oraz innych samolotów gigantów. Na zakup tych samolotów będą mogły sobie pozwolić bogate przedsiębiorstwa.

W okresie 1926—29 Drzewiecki skonstruował śmigło o zmiennym skoku. Tylko z powodu trudności stawianych przez fabryki francuskie śmigło to nie weszło wówczas do użytku. W dziesięć lat później stało się ono nieodzownym elementem wszystkich nowoczesnych samolotów.

Wszelstronność zainteresowań Drzewieckiego była niezwykła. Rozpoczął przecież swoją długą serię wynalazków jako student w roku 1866 skromnym patentem na licznik... dla dożówek konnych, aby następnie rozwiązać bardzo wiele kluczowych zagadnień technicznych. Pomimo podeszłego wieku jego żywa umysłowość pochłonięta była wciąż nowymi problemami: turbiną szybkoobrotową, budową atomu, modernizacją teorii Newtona. Wszelstronnie uzdolniony uczony nie traktował swych prac jako środka do zdobycia majątku — toteż pod koniec życia (zmarł w Paryżu 23.IV. 1938 r.) zmuszony był utrzymywać się ze skromnej renty ubezpieczeniowej na starość.

Dom Drzewieckiego stał zawsze otworem dla przebywających w Paryżu Polaków. W czasie jednego ze spotkań z profesorem Czesławem Witoszyńskim — z okazji jego pobytu we Francji — Drzewiecki przekazał na jego ręce poważny dar pieniężny na budowę Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie. W testamencie zapisał Polsce wszystkie swoje prace oraz bardzo bogatą bibliotekę naukową.

Janusz Kędziński

One decade of the meteorological satellites

In this paper the early meteorological satellites TIROS and Cosmos, the operational meteorological satellite systems ES-SA, ITOS and Meteor and the research meteorological satellites Nimbus and ATS are presented.

DULĘBA L.

539.37:624.073.1

The elasticity properties of the orthotrophy plates

In this article the elasticity coefficients of a plate consisted of many orthotropic layers having the same elasticity properties are calculated. These layers are arranged in such manner that their main elasticity axes are crossed at 90° angle. The calculated elasticity coefficients are compared with the experimental results obtained in the investigations carried out at Politechnika Warszawska.

OCHELSKI S., SZCZECIŃSKI S.

539.432:621.43—242.4

A contribution to strength calculation of piston engines connecting rods

This article regards the important problem of designing piston engines — the determination of the loads acting on connecting rod and the strength calculation of connecting rod using a method that takes into account the shear loads. This problem is important especially in regard to modern aircraft high speed piston engines.

DOSTATNI B.

388.9:656.7.003

The technical and economical situation of the air transport in 1969

The results of the ICAO airlines in 1969 indicate the increase of the passenger, freight and mail transport as well on domestic as on international routes, the decrease of the seat and commerce area utilization factor — as results of introduction of high productivity aircraft — and the decrease of the airlines profits in comparison with 1968.

JANOWSKI J.

656.7.052:629.7.051

The navigation technics on long range routes

In this article the problems of air navigation in North America and North Atlantic areas, that are critical in regard to the traffic intensity, and in other, non critical, areas are explained. The necessity of application of navigational board equipment that would be independent upon ground equipment is emphasized.

DĄBROWSKI K.

629.735.077.4:656.7.052

The aquaaplaning problem

In this paper the problem of the aircraft take-off and landing on the runway surfaces covered with water, melting snow or mud is discussed. Author gives the measures preventing the wheel slide during aircraft landing.

KAŻMIERCZYK F.

656.71:625.8

The aerodrome surface classification by the use of the LCN method

The method of determination of aerodrome surface lift coefficient LCN is presented. The examples of determination the LCN for the Il-14, Il-18 and some other aircraft are given and the exploitation conditions of the surfaces classified by the LCN method are discussed.

WNIOSKI Z KONFERENCJI NAUKOWO-TECH „LOTNICZY TRANSPORT TOWAROWY” ZORGANIZOWANEJ PRZEZ SITK W DNIACH

Zebrani na Konferencji uważają rozwój lotniczego transportu towarów za aktualną, obiektywną, podyktowaną potrzebami ekonomicznymi tendencją rozwojową; zatem lotniczy przewóz towarów nie może być traktowany jako zagadnienie uboczne, lecz jako odrębny problem ekonomiczny, równoważny z lotniczymi przewozami pasażerskimi.

Względnie małe aktualnie koszty eksploatacji, osiągnięte przez PLL „Lot” (w zestawieniu ze średnimi światowymi), stwarzają szansę nadrobienia zaległości na odcinku przewozów towarowych.

W związku z tym formułuje się następujące wnioski szczegółowe:

● Istnieje potrzeba przeanalizowania wieloletniego, etapowego planu rozwoju lotnictwa cywilnego, w zakresie przewozów towarowych, w celu stworzenia warunków do przyspieszenia rozwoju tych przewozów.

● Warunkiem osiągnięcia należytej dynamiki rozwoju lotniczych przewozów towarowych jest niezwłoczna modernizacja i rozwój zaplecza technicznego, przede wszystkim urządzeń paletyzacji i konteneryzacji przewozów.

● Przystosowanie sprzętu i wozów towarowych na przeczą sprężonymi warunkami dynamicznej dynamiki nie jest istotną obronnością

● Istnieje potrzeba szerzenia i wanych jedn rynku lotniczych, w cel rozwiązań ek

W trakcie dy następujące za

● Proponuje szerszego w gospodarce również duż ści kraju.

● Organizatorzy technicznych winni inform

Dokończenie ze str. 15

Tablica 5. Sprzęt lotniczy będący w dyspozycji przedsiębiorstw (liczba samolotów wg klas)

Samoloty	1960	1964	1969
Turboodrzutowe	388	1044	3449
Turbośmigłowe	723	944	1495
Tłokowe, w tym:			
czterosilnikowe	1621	1270	696
dwusilnikowe bez DC3	986	994	623
DC-3	1296	1209	871
Razem	5014	5461	7134

* Ocena dotyczy tylko działalności transportu lotniczego państw członkowskich ICAO. Nie uwzględniono są w artykule wyniki działalności „Aeroflotu”. Można jednak przyjąć, że wynoszą one ok. 18% wartości przewozowych ICAO.

Dokończenie ze str. 35

stemu, w znacznym stopniu usprawiedliwioną nieufnością i niezawodnością silnika, Drzewiecki zaniechał dalszych udoskonalień.

Drzewiecki był jednym z pierwszych — o ile nie pierwszym — teoretykiem zarówno śrub okrętowych, jak i śmigieł lotniczych. Przed nim stosowano wyłącznie metody empiryczne ich budowy. Na temat śmigieł ogłosił uczony w okresie 1892—1920 wiele rozpraw. Dzieło *Théorie générale de l'hélice* (Ogólna teoria śmigła) zostało nagrodzone przez Akademię Nauk w Paryżu, a w myśl opinii znakomitego radzieckiego aerodynamika B. Juriewa, właśnie praca naszego rodaka posłużyła za podstawę wszystkich późniejszych rozwinięć tej gałęzi wiedzy lotniczej. Teoria Drzewieckiego została z czasem rozwinięta i uzupełniona przez niego samego oraz przez innych późniejszych badaczy i uczonych, przede wszystkim zaś została skojarzona z teorią Froude'a i otrzymała mian „Teorii Froude-Drzewiecki”. Jak zawsze, obok prac teoretycznych Drzewiecki zajmował się pracami konstrukcyjnymi. Obliczył i skonstruował oryginalne wiatraczki o nastawnych łopatkach i samoczynnej regulacji prędkości obrotowej. Były one używane na francuskich samolotach wojskowych (także w okresie międzywojennym w Polsce na samolotach lekkiego bombardowania Potez XXV) do napędu prądnic o napięciu 12 V, zasilających nadajniki radiowe oraz instalacji świateł pokładowych i urządzenia sygnalizacyjne.

Co piszą inni...

Wpływ wynalazczości na poziom jakości i nowoczesności wyrobów

Autor wskazuje na wysoką rangę ruchu wynalazczego i wpływ poszczególnych form wynalazczości na kształtowanie poziomu jakości i nowoczesności wyrobów w poszczególnych sferach wytwarzania.

„Wynalazczość i Racjonalizacja” 1970 nr 10

Rolls-Royce wygrywa spór o patenty na silniki odrzutowe — cz. 2

W drugiej części artykułu podano szczegóły procesu, w czasie którego Anglicy bronili tezy, że patenty francuskie sprzed wojny nie mają wpływu na rozwój współczesnych silników odrzutowych.

„Wynalazczość i Racjonalizacja” 1970 nr 10

Naukowcy o polskim prawie wynalazczym

W artykule mgr C. Drozd krytycznie omawia interesującą pracę M. Tyczki „Przepisy proceduralne obowiązujące w zakresie wynalazczości”, która jest poświęcona szczegółowej analizie postępowania administracyjnego przed jednostkami gospodarki społecznej i jednostkami nadrzędnymi, w tym również w sprawach zgłaszania za granicą, postępowaniu administracyjnemu i spornemu przed Urzędem Patentowym oraz quasi-sądowemu przed komisjami Odwoławczą i Rozjemczą przy Urzędzie, jak również omówieniu postępowania sądowego i arbitrażowego w sprawach wynalazczości.

„Wynalazczość i Racjonalizacja” 1970 nr 10

Organizacja służb bezpieczeństwa pracy w NRF

W reportażu z podróży po NRF B. Makarewicz pisze, że stan techniki bezpieczeństwa pracy we wszystkich przedsiębiorstwach charakteryzuje się wysokim poziomem nowoczesności. Mechanizacja, automatyzacja i hermetyzacja są tam zjawiskiem powszechnym, a urządzenia techniczne pochodzą z produkcji ostatnich lat. Przedsiębiorcy niemieccy obliczyli, że inwestycje na bhp są jak najbardziej opłacalne i w związku z tym stworzyli określony system nadzoru nad warunkami pracy. W przedsiębiorstwach zachodniemieckich występują trzy rodzaje służb: sztabowy personel bhp, pełnomocnicy bhp i komisje bhp. Autor charakteryzuje pracę każdej z tych służb.

„Ochrona Pracy” 1970 nr 10.

Cel, metody i organizacja eksploatacyjnych badań niezawodności wyrobów branży automatyki i pomiarów

W artykule omówiono specyfikę eksploatacyjnych badań niezawodności, podano rolę, jaką one spełniają z punktu widzenia producenta, użytkownika i państwa. Przedstawiono zakres zbieranych informacji oraz organizację badań w USA, ZSRR i NRD.

„Pomiary Automatyka Kontrola” 1970 nr 10

Problemy polskiego przemysłu aparatury pomiarowej

W artykule omówiono problemy rozwoju przemysłu aparatury pomiarowej w Polsce. Przedstawiono zamierzenia fabryk zgrupowanych w Zjednoczeniu Przemysłu Automatyki i Aparatury Pomiarowej „Mera”, które skupiają 60% całej krajowej produkcji. Na zakończenie sformułowano wnioski mające na celu rozwiązanie wszystkich problemów nurtujących ten przemysł.

„Pomiary Automatyka Kontrola” 1970 nr 10

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Kowal S.

PRZEZ ROZRYWKĘ DO WIEDZY. ROZMAITOŚCI MATEMATYCZNE

Warszawa 1969, format A5, s. 368, rys. 266, nakład 10 000, poziom III, oprawa pł., zł 36.—

W książce znajdują się ciekawe zadania, łamigłówki i anegdoty historyczne, obejmujące różne działy matematyki: algebrę, geometrię, kombinatorykę, rachunek prawdopodobieństwa i inne. Są one podane w sposób interesujący i bogato ilustrowane. Książka przeznaczona jest dla szerokiego kręgu czytelników, a szczególnie dla młodzieży.

Bromirski J.

TEORIA AUTOMATÓW

Warszawa, 1969, format B5, s. 256, rys. 145, nakład 3000, poziom IV, oprawa pł., cena zł 30.—

Jest to podręcznik akademicki, przeznaczony dla studentów specjalności automatyka i maszyny matematyczne wydziałów elektroniki. Mogą z niego korzystać również pracownicy tych dziedzin nauki i techniki, w których znajdują zastosowanie przetworniki informacji dyskretnej. W książce omówiono podstawowe zagadnienia teoretyczne syntezy struktur logicznych automatów skończonych, podano metody syntezy automatów bez pamięci (dyskretnych automatów kombinacyjnych) z uwzględnieniem charakteru ich realizacji układowej. Rozpatrzono różne typy struktur automatów skończonych z uwzględnieniem charakteru kodowania informacji wejściowej.

Praca zbiorowa

ENCYKLOPEDIA TECHNIKI. MA- TERIAŁOZNAWSTWO

Warszawa 1969, format B5, s. 924, rys. 465, nakład 30 000, poziom III—IV, oprawa pł., zł 180.—

Książka obejmuje materiałoznawstwo następujących grup: bitumy i woski, celuloza i papier, ceramika, chłodziwa, drewno, emalie, farby i lakiery, gazy techniczne, jonity, kauczuk naturalny i syntetyczny, materiały elektrotechniczne, elektroniczne, izolacyjne, ognio- i zarobopne, uszczelniające, metale i stopy, minerały użyteczne, oleje techniczne, odczynniki techniczne, paliwa, skały użyteczne i rudy, skóra, spoiwa i zaprawy, smary, szkło, tkaniny techniczne, tłuszcze i mydła, tworzywa sztuczne, tworzywa z węgla uszlachetnionego, włókna sztuczne. Encyklopedia zawiera ok. 7000 haseł podanych w porządku alfabetycznym, przeznaczona jest dla inżynierów i techników wszystkich specjalności.

Praca zbiorowa

MUZEA I ZABYTKI TECHNIKI W POLSCE

Warszawa, 1969, format A5, s. 118, rys. 56, nakład 5000, poziom III, zł 15.—

Dokończenie z IV str. okładki

Na wszystkich kierunkach geograficznych istnieją również stałe połączenia towarowe, których ranga, jak już zaznaczono, stała rośnie. Istnieje np. stałe połączenie towarowe z Japonią, Związkiem Południowej Afryki, Stanami Zjednoczonymi itp.

Wielkość przewozów stanowi funkcję wyposażenia technicznego przedsiębiorstwa. Od początku istnienia „Lufthansa” (1954) podstawowym samolotem był Boeing. „Lufthansa” jest jednym z największych klientów firmy Boeing.

Wg stanu na dzień 1.1.1970 r. „Lufthansa” miała następujące samoloty:

5 Boeing 707 — 430 Intercontinental

Praca ta przeznaczona jest dla czytelników interesujących się rozwojem polskiej techniki. Omówione są w niej zasady nowoczesnego muzealnictwa technicznego i sposoby jego organizowania oraz podano najcenniejsze zabytki techniki i spis muzeów w Polsce.

Kasprzyk S.

OCENA I KSZTAŁTOWANIE JA- KOŚCI WYROBÓW

Warszawa 1970, format A5, s. 124, rys. 13, tabl. 3, nakład 3000, poziom III—IV, zł 11.—

Jest to książka z serii „Biblioteka Organizatora Produkcji”, przeznaczona dla techników, inżynierów, ekonomistów i organizatorów produkcji. Omówiono w niej ocenę wyrobów przemysłu, a zwłaszcza maszyn i urządzeń oraz zasady organizacji procesu kształtowania jakości wyrobów. Podano charakterystykę faz kształtowania jakości wyrobów (konstrukcja, technologia, produkcja, eksploatacja, konserwacja i remonty), w przekroju których omówiono środki oddziaływania na jakość produkcji.

Indraszkiewicz J.

PSYCHOLOGIA I SOCJOLOGIA W PRZEDSIĘBIORSTWIE PRZEMYSŁOWYM

Warszawa 1970, wyd. 1, seria 2, format A5, s. 104, nakład 3000, poziom III—IV, zł 10.—

Jest to książka z serii „Biblioteka Organizatora Produkcji” przeznaczona dla kadry kierowniczej, inżynierów i techników. Omówione są w niej wybrane zagadnienia psychologii i socjologii pracy, a więc psychologiczne aspekty procesu pracy, psychospołeczne uwarunkowania wydajności pracy, wykorzystanie psychologii i socjologii do projektowania działań społecznych, społeczny charakter pracy ludzkiej, program szkolenia kadr w zakresie psychologii i socjologii.

Porębski Z., JAROSŁAWSKI K.

METODY ANALIZY DROGI KRY- TYCZNEJ I ICH ZASTOSOWANIE W PRZEDSIĘBIORSTWIE

Warszawa 1970, format A5, s. 180, rys. 49, tabl. 18, nakład 3000, poziom III—IV, zł 17.—

Jest to książka z serii „Biblioteka Organizatora Produkcji” przeznaczona dla techników, inżynierów, ekonomistów i pracowników zajmujących się zagadnieniami organizacji pracy, produkcji i zarządzania, związanych z planowaniem nowych uruchomień oraz dla zainteresowanych metodami sieciowymi. W książce omówiono zasady posługiwania się nowoczesnymi, sieciowymi metodami plano-

wania i kontroli przedsięwzięć. Opisane są różne metody sieciowe, ze szczególnym zwróceniem uwagi na metody PERT i CPM. Przykłady zaczerpnięto z doświadczeń zakładów przemysłowych.

Athans M., Falb P. L.

STEROWANIE OPTYMALNE

tłum. z angielskiego

Warszawa 1969, format B5, s. 860, rys. 265, tabl. 1, nakład 2000, poziom IV—V, oprawa pł., zł 140.—

Książka przeznaczona jest dla pracowników naukowych, inżynierów automatyków, matematyków oraz dla studentów wyższych uczelni technicznych specjalizujących się w automatyce i maszynach matematycznych. Omówiono w niej podstawy matematyczne związane z opisem i analizą układów dynamicznych, zagadnienia teorii sterowania optymalnego łącznie z zasadą maksimum Pontriagina oraz zastosowanie tej teorii do projektowania optymalnych układów sterowania automatycznego przy różnych kryteriach jakości.

Praca zbiorowa

SŁOWNIK TECHNICZNY POLSKO- -NIEMIECKI

Warszawa 1969, format A5, s. 732, nakład 10 000, opr. pł., zł 210.—

Słownik zawiera ok. 75 000 terminów polskich z ich odpowiednikami lub objaśnieniami w języku niemieckim ze wszystkich dziedzin techniki oraz najważniejsze skróty literowe spotykane w polskim piśmiennictwie technicznym.

Praca zbiorowa

MAŁY PORADNIK MECHANIKA. NAUKI MATEMATYCZNO-FIZY- CZNE I OGÓLNOTECHNICZNE

Wyd. 11, popr. i uzupeł. Warszawa 1969, s. 1032, rys. 711, tabl. 287, nakład 50 000, poziom III, oprawa pł., zł 99.—

Poradnik ten przeznaczony jest dla techników mechaników, dla uczniów szkół średnich kierunku mechanicznego, mistrzów i techników wszystkich innych specjalności zatrudnionych w przemyśle. Zawiera podstawowe wiadomości z matematyki, metrologii, mechaniki ogólnej, wytrzymałości materiałów, hydromechaniki, nauki o cieple, elektrotechniki, materiałoznawstwa, rysunku technicznego maszynowego, części maszyn i maszynoznawstwa oraz wiadomości różne, liczne tablice wykresy i dane liczbowe potrzebne w pracy zawodowej.

- 11 Boeing 707 — 330B Intercontinental
- 3 Boeing 707 — 330C (towarowy)
- 11 Boeing 727 — 30 Europa Jet
- 11 Boeing 727 — 30QC Europa Jet
- 11 Boeing 727 — 130 City Jet
- 8 „Vickers Viscount” 814D
- Samoloty otrzymane w 1970 r.:
- 2 Boeing 707 — 330C
- 7 Boeing 737 — 130
- 4 Boeing 727 — 230 QC
- 3 Boeing 737 — 30
- Zamówienia perspektywiczne:
- 3 EAC/Sud Aviation „Concorde”
- 3 Boeing 2707/300

Lotnicze przedsiębiorstwa świata

„LUFTHANSA“

Przedsiębiorstwo „Lufthansa”, mimo że ma wyjątkowo bogate tradycje, przekreśliło je w okresie drugiej wojny światowej, kiedy to czynnie włączone zostało do działań wojennych. Przypomnijmy, że w okresie międzywojennym „Lufthansa” ściśle realizowała program wyznaczony przez władze wojskowe.

Przedsiębiorstwo „Lufthansa” powstaje 6 stycznia 1926 r. z kapitałem zakładowym 25 milionów marek. Zadania „Lufthansy” sprecyzowane zostały w trzech punktach, w których określono pozycję lotnictwa transportowego w państwie leżącym w dogodnej pozycji w Europie oraz dysponującym rozwiniętym przemysłem. Niezależnie od naszej oceny, okres drugiej wojny światowej był okresem doskonałej koniunktury dla „Lufthansy”, jakkolwiek zakres usług ogranicza się do obsługi frontów i wielkiego obszaru okupowanego przez wojska hitlerowskie.

W wyniku poniesionej klęski „Lufthansa” zostaje zlikwidowana, lecz nie na długo. W 1954 r. reaktywowano działalność przedsiębiorstwa. W początkowym okresie zarówno sprzęt, jak i personel latający dostarczono ze Stanów Zjednoczonych i Wielkiej Brytanii. Zainteresowanie własnym transportem lotniczym ze strony rządu federalnego narastało w miarę rozwoju gospodarczego i wyjścia na rynki międzynarodowe. Rząd federalny zaangażował olbrzymie kapitały w rozwój „Lufthansy” gwarantując przy tym dla siebie 85% udziału. Na przełomie lat 1959/1960 „Lufthansa” otrzymuje w formie jednorazowej subwencji 19 mln marek z przeznaczeniem na zakup sprzętu. To jednak nie zaspokoiło narastających potrzeb. W następnych latach (do 1965 r. włącznie) do dyspozycji „Lufthansy” przekazano łącznie 163 mln dolarów. Suma ta w całości wykorzystana została na zakup sprzętu odrzutowego oraz wyposażenia pomocniczego i rozbudowę lotnisk.

Tak olbrzymie środki stanowiły podstawowy czynnik postawienia „Lufthansy” w rzędzie największych potęg lotniczych świata. Jeszcze w 1960 r. „Lufthansa” znajdowała się na 12 pozycji w przewozach pasażerskich, w 1965 r. już na 8 miejscu. Wg danych statystycznych za 1969 r. „Lufthansa” znalazła się już na 6 miejscu, a w przewozach międzynarodowych na 4 miejscu. W tym przypadku określona pozycja „Lufthansy” oceniana jest przez ICAO, dotyczy to więc kolejnej pozycji państw członków tej organizacji. Jeśli natomiast rozpatrywać

przedsiębiorstwa lotnicze, to „Lufthansa” znajduje się w czołówce europejskiej.

Wyjątkowo wysoką pozycję zajmuje „Lufthansa” w przewozach towarowych, a tempo tych przewozów wyniosło 35,6% w latach 1968-69. Według przewidywań należy się spodziewać, że w roku 1975 „Lufthansa” oraz JAL staną się największymi potęgami lotniczymi świata i wyznaczać będą kierunki rozwojowe.

Sieć lotnicza „Lufthansy” opiera się na długodystansowych połączeniach międzynarodowych obejmujących swoim zasięgiem niemal cały świat. Rynek lotniczy „Lufthansy” ma charakter bardzo trwały, o czym świadczą wysoki stopień wykorzystania powierzchni handlowej. W wielu przypadkach tradycyjne połączenia lotnicze przedsiębiorstw Europy zachodniej nie wytrzymują konkurencji z „Lufthansą”. Przedsiębiorstwo to ma bowiem połączenia bezpośrednie ze wszystkimi większymi ośrodkami świata, m.in. określone połączenie na kontynencie afrykańskim i w Ameryce Południowej, dużą częstotliwość połączeń na Północnym Atlantyku. „Lufthansa” ma połączenia z wieloma miastami

Tablica. Rozwój przewozów lotniczych „Lufthansy”

Rok	Liczba przewiezionych pasażerów (tys.)	Ladunek towarowy (tys. ton)	Przem. (tys. ton)	Długość lotu na pasażera (km)	% wykorzystania powierzchni handlowej
1956	2440	1,99	1,08	1250	47
1959	786,63	5,07	3,28	1194	54
1962	1 858,99	26,36	13,66	1295	53
1965	3 218,45	36,40	21,72	1405	61
1968	4 380,00	117,00	26,40	1350	58

Stanów Zjednoczonych, połączenie z Ameryką Północną znacznie usprawnione zostało po wprowadzeniu do eksploatacji Boeinga 747. Samolot ten dociera 9 razy tygodniowo (wrzesień 1970 r.) do Nowego Jorku i Chicago.

Dokończenie na III str. okł.

