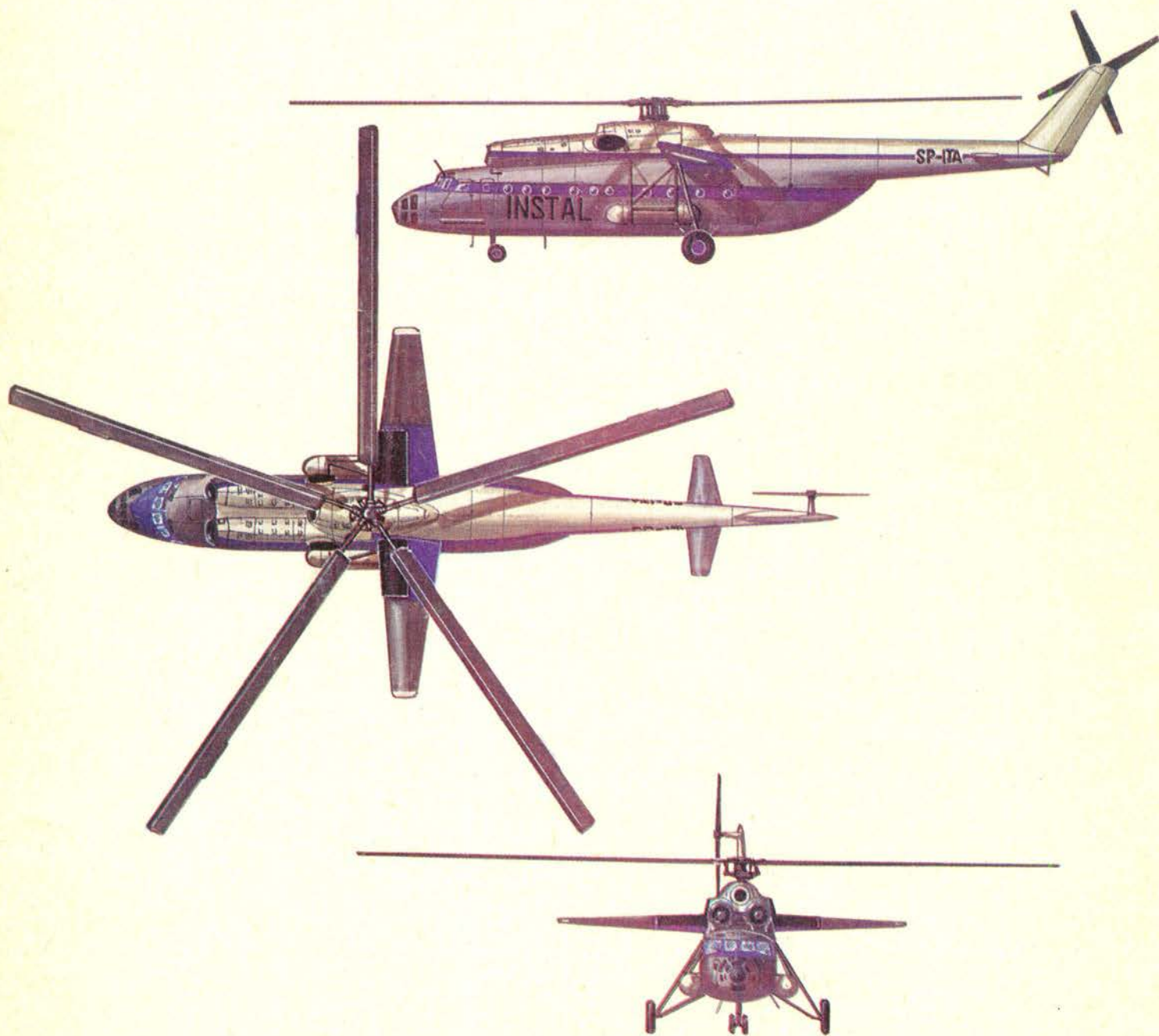


TECHNIKA

6'76

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● Осенью прошлого года прибыл в Польшу генеральный директор ИАТА К. Хаммершъльд, который во время интервью подчеркнул быстрое развитие Польских Авиалиний ЛЕТ и сказал, что по его мнению Авиалинии ЛЕТ играют важную роль — являясь связью между Польшей и поляками во всем мире. Это способствует перспективному планированию и гарантирует постоянный спрос со стороны пассажиров из-за рубежа.

● Планерная комиссия Аэроклуба ПНР — которую возглавляет известный планерист мгр инж. Эдуард Макула — поставила вывод об установлении **Золотой Медали Аэроклуба ПНР**. Комиссия предлагает ежегодно признавать медаль за наиболее выдающиеся достижения в польской спортивной авиации.

● Уже упоминалась **хорошая работа Варшавского Аэроклуба** который через 2 года будет праздновать полувечие своего существования. Результаты работы в 1975 г. насчитывающего 700 членов аэроклуба — это 4400 часов полета на планерах (для чего израсходовано 630 часов ресурса самолетов). Перелеты становили 37000 км, их выполнено около 300 (в том числе 23 перелеты свыше 300 км и 7 по 500 км).

● Вблизи вершин Гор Бескиды в южной Польши построены **20 посадочных площадок для вертолетов**. Площадки сооружены горной спасательной службой вместе с Отделом Санитарной Авиации г. Катовице.

● Государственные сельскохозяйственные предприятия в четырех северных воеводствах Польши взяли в чартер в прошлом году **12 сельскохозяйственных самолетов**. В 1976 году число это увеличилось до 20. По исследованиям одной из организаций, использование самолетов увеличило урожай ячменя на 18—19%, пшеницы на 8—15%.

● Редакция журнала „Скшидлиа Польска” подсчитывает, что в настоящее время в Польше находится около 100 **балансирных планеров с крылом Рогалло**. Свыше 50 молодых людей занимается этим спортом. Полеты выполняют в горных районах страны. Спортсмены имеют свои организации в аэроклубах в г. Ченстохова, Быдгощ, Бельско-Бяла, Бялысток, Кельце, Кружке Молодых Авиаторов в Варшавском Политехническом Институте и в аэроклубе г. Краков. Этот последний кружок насчитывает 30 спортсменов располагающих 14 планерами.

● Столичная Милиция получила **второй вертолет Ми-2** — подарок страховочной организации. Он оборудован лебедкой, непотопляемым спасательным креслом и стереометрическими фотокамерами.

● В прошлом году — по заказу Варшавских Предприятий Газоснабжения — вертолеты Ми-2 из Предприятия Авиационных Услуг начали патрулирование газопроводов. Вертолет принимает на борт ремонтные бригады. В 1976 г. на вертолетах будут установлены термические камеры для обнаружения утечки газа. В будущем вертолеты будут оборудованы ноктовизорами.

● В отделе расшифровки аэроснимков Института Географии Варшавского Университета началась **разработка аэроснимков районов страны**. На картах будут указаны географические и экономические информации, а также информации о сельском хозяйстве, дорогах, лесах и т.п.

● Мелецкие электромобили (Мелексы) используются в польской авиапромышленности. Они обеспечивают **внутренний транспорт людей и грузов**. На заводе ПЗЛ-Жешув после опробования первых 50 штук заказались дальнейшие поставки.

● Польская станция сателлитарной связи в г. Псары принадлежит к международной системе ИНТЕРСПУТ-НИК. Организация использует советские спутники Молния-2. Польская станция приспособлена к передаче в приему программ телевидения, радиопрограммы и 60 телефонических разговоров.

● В рамках радиолокационной системы метеорологических станций СЭВ современный радиолокатор будет установлен в Институте Метеорологии и Водного Хозяйства в г. Legionowo вблизи Варшавы. Радиолокатор обнаруживает грозовые облака на расстоянии до 250 км, а также определяет количество и распределение осадков на расстоянии до 150 км.

● 10 сентября 1925 г. выпущены **первые польские почтовые марки авиапочты**. Польская Почта выпустила в честь годовщины этого события две марки: с силуэтом самолета Альбатрос с 1918—25 г. (2,40 зл) и с самолетом ИЛ-62 (4,90 зл).

● Obituary. **Stanislaw Wojciech Rogalski** (1905—1976): In the interwar years, he was the designer of the well known RWD airplanes which were winners in International Touring Competitions (Challenge, 1932 and 1934), the RWD-5bis on which S. Skarzynski made the first solo transatlantic flight, the RWD-8 basic trainers and RWD-13 touring airplanes. During World War Two with a group of Polish engineers he organized a design bureau and a factory of THK aircraft in Turkey. He was a lecturer at the Istanbul University. Since 1948 he worked in the USA aerospace industry and was a lecturer at the Princeton University.

● **Mr K. Hammerskjöld**, General Director of IATA, visited Poland last autumn: When interviewed, he said that the Polish Airlines LOT had greatly increased its activities in the last five years. Mr Hammerskjöld also said that being a natural link between Poland and Polish circles scattered all over the world, LOT had the possibility of perspective service planning and the confidence that it would always have passengers.

● Gliding Committee of the Aero Club of Poland whose chairman is a known pilot Dipl Ing Edward Makula proposed a motion for establishing the **Golden Medal of the Aero Club of Poland** for the most outstanding achievement in Polish sport flying. The medal will be given annually.

● Members of the Volunteer Mountain Rescue Service jointly with the Air Medical Service Group at Katowice routed **20 landing strips for helicopters** in the locality of the crests of Beskid Żywiecki and Beskid Śląski.

● State-owned farms in the districts of Olsztyn, Elbląg and Bydgoszcz chartered **12 agricultural airplanes** last year. In 1976, number of the chartered airplanes will be increased up to 20 units. The results of tests conducted by the Industrial — Agricultural Association at Kętrzyn show an increase in barley crops by 18—19% and wheat crops by 8—15% from the moment the ag airplanes were used in agriculture.

● Editorial staff of the „Skrzydłata Polska” weekly magazine who patronizes the actions of our hang gliding enthusiast calculates the number of **hang gliders** to be 100. More than 50 young people practice this sport discipline in Poland.

● A show of hang gliders connected with flight instruction will be organized near Warszawa in may this year. In September, the **1st Nationals for hang glider pilots** will take place, in two classes. It is worth mentioning that there are 100,000 hang gliders the world over and the world endurance record is 20 hours 47 minutes. The Polish national records do not exceed 20 minutes.

● The Civil Militia at Warszawa got another **Mi-2 helicopter** as a gift from the Polish Insurance Company. The helicopter is equipped with a hoist, unsinkable rescue seat and a stereometric camera.

● **Mi-2 helicopters** are patrolling gas pipelines in Poland. Helicopters of the Air Service Company do a regular patrolling under contract with the Warsaw District Gas Works. This year the helicopters will be outfitted with special cameras for detecting gas leaks and next year they will have noctovisors.

● **MELEX electric carts** from the Mielec factory facilitate interplant transport in the Polish aviation industry: The PZL-Rzeszów factory purchased 50 Melex carts to solve its transport problems. The result is another order for the Mielec factory.

● Advanced **meteorological radar** will be installed in the Aerology Department of the Institute for Meteorology, Water Control and Exploitation at Legionowo. Radars of this type are capable of detecting thunder and hail clouds in a distance of 250 km, while in a radius of 150 km enable to estimate the amount and distribution of precipitations.

● **Aerial photographs** used in plotting maps: The Institute of Geography of the Warsaw University started to work on aerial photographs to prepare the necessary data to be plotted on maps.

Adres Redakcji:

02-668 Warszawa, Al. Lotników 19 m 4

Tel. 43-59-38

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
Optymalizacja decyzji — źródłem rezerw (TRYBUNA LOTNIKÓW)	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Siły lotnicze na świecie	4
W. Waškowski: Amerykańskie wytwórnie turbinowych silników śmigłowcowych. Część I (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	5
Narty lotnicze. Część II (CIEKAWY KONSTRUKCJE)	7
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	10
A. Ruciński: Wpływ transportu lotniczego na rozwój Warszawy (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	11
POMOCE KONSTRUKCYJNE 46: Profil GA(W)-1	13
KARTOTEKA TLIA: Mił Mi-6	15
Kawasaki C-1	17
K. Rzemek: Charakterystyki techniczno-ekonomiczne współczesnych samolotów komunikacyjnych (LOT PROBLEMY)	19
E. Babiasz: Szybowcowe przyrządy pokładowe. Część II	22
A. Gołędzinowski: Problemy technologiczne przy produkcji łopatek sprężarkowych	24
R. Makarewicz: Analiza manewrów prowadzących do niesłyszalności fali uderzeniowej	26
A. Glass: Pierwszy latający polski śmigłowiec BŻ-1 GIL (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	28
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 43: Główne terminy francuskie. Cz. I	31

Na okładce: śmigłowiec Mi-6 — rys. K. Cieślak


 WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT
 Warszawa,
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Zofia Rubini

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, mgr inż. A. Gołędzinowski, mgr inż. A. Kardymowicz, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba

Rada Programowa:

mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, mgr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, inż. R. Wołński

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. 2, W-wa. Zam. 234. Nakład 3750 egz.
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
 Konto PKO Warszawa nr 1531-5021

Papier druk. sat. kl. IV 70 g. A1. J-26.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—.

Prenumerata roczna zł 144.

INDEKS 38006/37909

WAŚKOWSKI W.

American Manufacturers of Helicopter Turbine Engines

The author characterizes three leading American manufacturers of helicopter engines. The present scope of activities as well as future plans of Avco Lycoming and Detroit Diesel Allison are described.

Air Skis. Part Two

The article discusses design and manufacturing problems of air skis, basic service conditions and specially the required ice properties.

RUCIŃSKI A.

Impact of the Air Transport on the Growth of Warsaw

The author analyses the function of Warsaw in the settlement system as an urban agglomeration, capital and world city. The present and future participation of aviation in handling the Warsaw transport is described. The necessity of air transport development is discussed as a vital factor stimulating the development of the region and the city itself.

RZEMEK K.

Technical — Economic Characteristics of Modern Transport Aircraft

The article gives basic changes in technical-economic characteristics of modern aircraft. Methods determining the direct operating costs of the airplane and an analysis of their individual elements are also given.

BABIASZ E.

Sailplane Board Instruments

The author gives a survey of basic board instruments indispensable in executing a typical glider task. The general requirements for sailplane board instruments and the assessment of instruments manufactured at present in Poland and abroad are given.

GOŁĘDZINOWSKI A.

Technological Problems Encountered in Compressor Blade Production

The article describes the course and results of tests of the effect of the Wheelbrator process on geometrical structure of compressor blade surfaces in turboshaft engines. An increased fatigue strength and corrosion resistance have been obtained.

MAKAREWICZ R.

Analysis of Maneuvers Leading to Inaudibility of the Shock Wave

A determination of the area of the shock wave audibility and conditions of inaudibility of a supersonic flight is presented. Numerical values of flight parameters meeting these conditions are given.

GLASS A.

BŻ-1 GIL — the First Flying Polish Helicopter

Twenty-five years have passed from the first flight of the Polish helicopter. The article describes the history of its design at the Aviation Institute and the trials. The helicopter designed by Bronisław Żurkowski initiated the Polish activity in the construction of rotary-wing aircraft.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXI CZERWIEC 1976

TECHNIKA

6

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

TRYBUNA LOTNIKÓW • VII KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH

Optymalizacja decyzji — źródłem rezerw

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W dość dużej liczbie zagranicznych przedsiębiorstw produkcyjnych przeprowadzono analizę mającą na celu znalezienie możliwości zmniejszenia strat. Wyniki analizy były dla wielu zaskakujące. Przeciętny pracownik wykonując niedbale swą pracę — mógł spowodować najwyżej 1—3% strat przedsiębiorstwa, zaś dokładając maksimum starań — zwiększał zysk zakładu również tylko o kilka procent. Natomiast 85% — zarówno sukcesów jak i niepowodzeń — było wynikiem decyzji podejmowanych przez kierownictwo.

Aby mieć szansę podejmowania jak najlepszych decyzji, w wielu zagranicznych przedsiębiorstwach przemysłu lotniczego powoływane są zespoły doradców. Ciekawe jest jednak, że nie jest to jeden zespół — mający wypracować optymalną decyzję. Są to zazwyczaj dwa zespoły tzw. doradców pozytywnych i doradców negatywnych. Rzeczywistą treść ich działalności lepiej oddają nazwy — zespół doradców optymistów czy entuzjastów oraz zespół krytyków, sceptyków czy realistów. Zespół optymistów ma za zadanie pokazać wachlarz możliwości. Zespół realistów — wykazać, która z nich jest najkorzystniejsza.

Tego rodzaju system został wprowadzony już 40 lat temu w Związku Radzieckim, przy podejmowaniu decyzji w sprawach zasadniczych dla przemysłu lotniczego. Np. był stosowany w przypadku dyskusji nad tym, czy do samolotów myśliwskich winny być budowane silniki gwiazdowe, czy rzędowe przy wyborze pierwszych samolotów odrzutowych do produkcji i w wielu innych sytuacjach. Opisy działania takiego systemu podejmowania decyzji znajdujemy we wspomnieniach radzieckich konstruktorów — m. in. Aleksandra Jakowlewa.

VII Zjazd Partii postawił przed nami — jako jeden z zasadniczych warunków szybkiej realizacji zadań planu 5-letniego — maksymalne wykorzystanie rezerw. Jedną z form wykorzystania rezerw jest jak najlepsze gospodarowanie posiadanymi zasobami. Zasobami produkcyjnymi i materiałowymi, zasobami konstrukcyjnymi biur konstrukcyjnych, zasobami ośrodków naukowych itp.

Im dziedzina bardziej nowoczesna, szybciej rozwijająca się, silniej związana z wynikami badań naukowych i bardziej zależna od badania rynku zbytu — tym decyzje są trudniejsze, bardziej ważne, o dalej idących skutkach. Optymalizacja decyzji w lotnictwie konieczna jest na wszystkich szczeblach kierowniczych, od najniższych do najwyższych. A wszędzie tam, gdzie decyzje dotyczą rozpoczęcia prac nad nowymi konstrukcjami, wyboru układu konstrukcji, zakupu licencji, kierunków ekspansji eksportowej itp. — niezbędne jest sprawne funkcjonowanie zespołów doradczych. Zgodnie ze swymi głównymi zadaniami — SIMP ma być doradcą. Dlatego też Koła Lotnicze SIMP i rzeczoznawcy SIMP winni spełniać rolę doradczą. Dążeniem SIMP-owców — lotników winno być wypracowanie jak najskuteczniejszej i sprężystej formy zespołów doradczych, które powinny działać przy kierownictwach zakładów i instytucji lotniczych. Zespołów — w składzie których będą się znajdować najlepsi specjaliści lotniczy.



POLSKA

● 6 lutego 1976 r. zmarł inż. Stanisław Rogalski, w latach międzywojennych konstruktor znanych polskich samolotów RWL, które zwyciężyły w międzynarodowych zawodach lotniczych Challenge 1932 i 1933 (RWD-6, RWD-9), samolotu RWD-5 bis, na którym S. Skarżyński przeleciał w 1933 r. Atlantyk, oraz samolotów szkolnych RWD-8 i turystycznych RWD-13. Podczas II wojny światowej wraz z grupą polskich inżynierów zorganizował biuro konstrukcyjne i wytwórnię samolotów THK w Turcji i był wykładowcą na uniwersytecie w Stambule. Od 1948 r. pracował w przemyśle lotniczo-kosmicznym USA i był wykładowcą na uniwersytecie w Princeton.

● Jesienią przybył do Polski dyrektor generalny IATA K. Hammerskjöld i podczas wywiadu stwierdził, że PLL LOT bardzo się w ostatnim pięcioleciu rozwinęły. Dał też wyraz przekonaniu, że LOT ma wielką misję do spełnienia. Bowiemy poza wkładem gospodarczym, poza udziałem w rozwoju Polski — PLL są naturalnym łącznikiem między krajem a skupiskami Polonii na całym świecie. Stwarza to możliwość perspektywicznego planowania i pewnością, że nie zbraknie pasażerów.

● Komisja szybowcowa Aeroklubu PRL — której przewodniczącym jest znany pilot mgr inż. Edward Makula — zgłosiła wniosek w sprawie ustanowienia Złotego Medalu Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej. Komisja postuluje, aby medal ten był przyznawany corocznie za najwybitniejsze osiągnięcia w polskim lotnictwie sportowym. Inicjatywa ta jest jak najbardziej godna poparcia i urzeczywistnienia. Takie zaszczytne wyróżnienie stanowić będzie cel, który zechcą osiągnąć ambitni lotnicy.

● Była już mowa w tej rubryce o dobrej — ostatnio — pracy Aeroklubu Warszawskiego, który za 2 lata obchodzić będzie półwiecze istnienia. Warto obecnie powiedzieć o wynikach działalności członków AW w 1975 r. Na szybowcach wylatano 4400 h (kosztem 630 h samolotowych). Przeloty wyniosły 37000 km, a wykonano ich blisko 300 (w tym 23 przeloty ponad 300 km i 7 ponad 500 km). Szybowcnicy uzyskali 15 licencji, 10 srebrnych odznak i 7 diamentów. Piloci samolotowi wylatali prawie 3000 h. Dziesięciu pilotów uzyskało uprawnienia instruktora. Pięciu pilotów osiągnęło kwalifikację kapitanów lotnictwa komunikacyjnego. Spadochroniarze wykonali rekordową liczbę 4150 skoków, w tym — historyczny — 30-tysięczny. 23 skoczków otrzymało licencje. Modelarze AW uzyskali pierwsze miejsce w kraju.

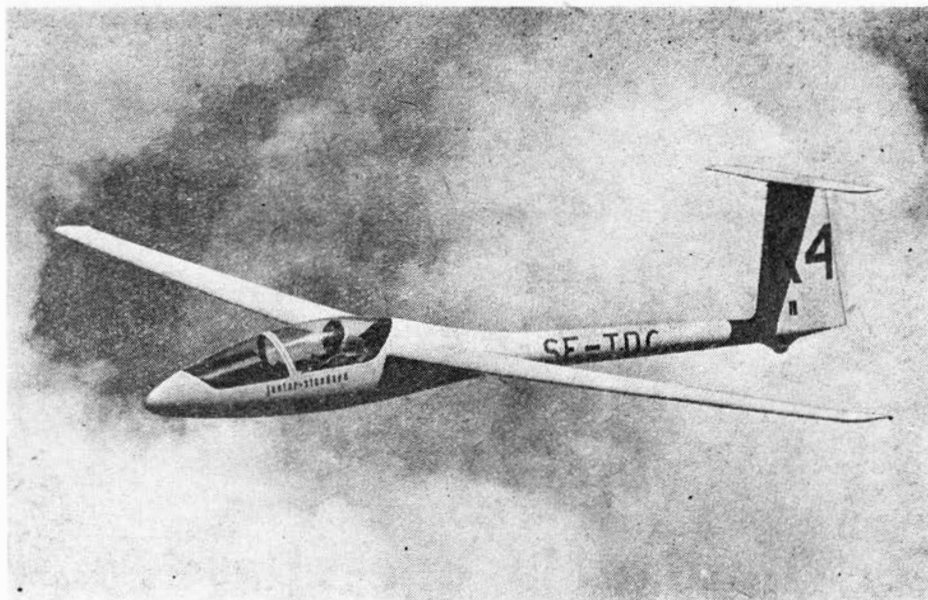
● Utraciliśmy pierwsze — a nawet drugie — miejsce w świecie w liczbie zdobytych diamentów. Nasi piloci nie dysponują szybowcem, który mógłby latać powyżej 10 tys. m. A przecież kiedyś Polak startując z lotniska w Nowym Targu ustanowił światowy rekord wysokości. Postulujemy, aby przygotować szybowiec do lotów wysokościowych. Bowiemy rekordy liczą się w świecie.

● W rejonach szczytów Beskidu Śląskiego i Żywieckiego zostało urządzone 20 ławisk dla śmigłowców. Wytyczyła je Beskidzka Grupa GOPR wspólnie z Katowickim Zespołem Lotnictwa Sanitarnego.

● Państwowe przedsiębiorstwa rolnicze w województwach: olsztyńskim, elbląskim i bydgoskim czarterowały w ub.r. 12 samolotów rolniczych. W 1976 r. liczba wynajętych samolotów ma wzrosnąć do 20. Z badań przeprowadzonych w Kętrzyńskim Zjednoczeniu Rolniczo-Przemysłowym wynika, że od momentu korzystania z samolotów plony jęczmienia wzrosły o 18÷19%, zaś pszenicy o 8÷15%.

● Powierzchnie, które na lotniskach trzeba pozabawiać pokrywy śnieżnej i lodu, są bardzo duże. Na Okęciu to mniej więcej szosa Warszawa — Radom. Odsnieżać trzeba bardzo szybko i sprawnie, aby nie zakłócać ruchu samolotów. W każdym porcie jest koncentracja sprzętu mechanicznego w postaci plugów śnieżnych, wirników, frezów i pojazdów do rozsypywania środków chemicznych. Koncentracja sprzętu opłaca się, gdyż każda minuta przetrzymania samolotu w powietrzu kosztuje bardzo wiele.

● Patronująca poczynaniom naszych lotniarzy redakcja tygodnika Skrzydłata Polska oblicza, że mamy w kraju około 100 lotni. Ponad 50 młodych ludzi uprawia ten



Szybowiec SZD-41A Jantar Standard w barwach Szwecji

Fot. W. Gorgolewski

sport. Latają w Bieszczadach, Jurze Krakowsko-Częstochowskiej i na Zarze. Lotniarze zgrupowani są w sekcjach przy aeroklubach w Częstochowie, Bydgoszczy, Białymstoku, Białymstoku, w Kielcach, w kole młodych lotników przy Politechnice Warszawskiej oraz w kole pilotów lotni przy Aeroklubie Krakowskim. To ostatnie koło — liczące 30 członków — będzie miało w sezonie wiosennym 14 aparatów.

W maju br. w okolicach Warszawy organizowany był pokaz lotni, połączonej z nauką latania; zaś, we wrześniu w Jeźwie zostaną przeprowadzone I mistrzostwa Polski pilotów lotni w dwóch klasach. Koszt materiałów na lotnię wynosi około 2000 zł, na co składa się zakup rurek duralowych i dacronu lub ortalonu służącego do pokrycia płata. Wykonanie lotni wymaga średnio około 80 h pracy czteroosobowego zespołu. Warto tu podać informację, że na świecie istnieje około 100 tys. lotni, a rekord świata w przelocie na czas wynosi 20 h 47 min. Nasze rekordy krajowe nie przekraczają 20 min.

● Stoleczna Milicja Obywatelska wzbogaciła się o drugi śmigłowiec Mi-2, dar centrali PZU. Jest on wyposażony w dźwięk, niezatapialny fotel ratunkowy oraz stereometryczne kamery fotograficzne.

● W ubiegłym roku — na zlecenie Warszawskich Okręgowych Zakładów Gazownictwa — śmigłowce Mi-2 Przedsiębiorstwa Usług Lotniczych rozpoczęły regularne patrolowanie sieci gazociągów na terenie kraju. Zabierają one na pokład również ekipy awaryjne. W 1976 r. zainstaluje się na śmigłowcach kamery termiczne do wykrywania wycieków gazu. W przyszłości patrolujące śmigłowce wyposażone będą w noktowizory.

● W pracowni fotointerpretacji geograficznej Instytutu Geografii Uniwersytetu Warszawskiego rozpoczęto prace nad zdjęciami lotniczymi gmin. Na opracowanych mapach będą zawarte podstawowe informacje geograficzno-ekonomiczne, charakter użytkowania ziemi, sieć osadnicza, drogi oraz rozmieszczenie terenów leśnych z uwzględnieniem wieku i gęstości poszczególnych drzewostanów.

● Mieleckie Melexy ułatwiają pracę w polskim przemyśle lotniczym. Posłużyły one do zorganizowania szybkiego i sprawnego transportu osobowo-bagażowego, międzywydziałowego — wprost do stanowisk pracy. W PZL-Rzeszów pierwsze 50 Melexów było tak przydatne i oszczędne, że zamówiono ich dalszą partię.

● Polska stacja łączności satelitarnej w Psarach w Górach Świętokrzyskich należy do międzynarodowego systemu satelitarne-go Intersputnik.

Organizacja Intersputnik wykorzystuje satelity radiotelegraficzne typu Molnia-2, krążące na orbicie eliptycznej, nachylonej pod kątem 63°30' względem płaszczyzny równika. Odległość satelity od powierzchni Ziemi wynosi w apogeum około 40000 km, a w pe-

rigium około 500 km. Czas obiegu satelity wokół Ziemi wynosi 12 h. W praktyce satelitę wykorzystuje się do celów łączności w okresie, kiedy znajduje się on w pobliżu apogeum. Okres ten wynosi około 8 h. Tak więc 3÷4 satelity, odpowiednio rozmieszczone w przestrzeni, zapewniają możliwość łączności w ciągu całej doby.

Polska stacja naziemna łączności satelitarnej w Psarach przystosowana jest do nadawania i odbioru sygnałów telewizyjny czarno-białej i kolorowej wraz z dźwiękiem towarzyszącym i jednym programem radiofonicznym oraz do jednoczesnej transmisji 60 rozmów telefonicznych. 24 łącza telefoniczne mogą być dodatkowo zwielokrotnione i wykorzystywane do celów transmisji telegraficznej.

● W ramach organizowanego w naszym kraju systemu radarowego stacji meteorologicznych RWPG zainstalowany zostanie nowoczesny radar meteorologiczny w Zakładzie Aerologii Instytutu Meteorologii i Gospodarki Wodnej w Legionowie. Radary tego typu mogą wykrywać chmury gradowe i burzowe w odległości 250 km, zaś w promieniu do 150 km umożliwiają oszacowanie ilości i określenie rozkładu opadów.

● 10 września 1925 r. weszły do obiegu pierwsze polskie lotnicze znaczki pocztowe. W 1975 r. Poczta Polska upamiętniła to wydarzenie emisją dwóch znaczków: z sylwetką szkoleniowego dwupłatowca Albartos z okresu 1918÷1925 (za 2,40 zł) i z fragmentem samolotu Il-62 (za 4,90 zł).

● LOT osiągnął w 1975 r. przeciętną wykorzystania miejsc na linii Londyn-Warszawa 82%. Jest to wynik dobrej propagandy i organizacji. W przyszłym roku LOT wprowadza tam samoloty Il-62. Powodzenie komunikacji lotniczej zmusza do uruchomienia nowych linii regularnych: Glasgow-Warszawa, Londyn-Kraków i Londyn-Gdańsk.

● Ostatnio zostały obronione rozprawy doktorskie magistrów inżynierów:

— Zygmunta Krawczyka — pt. Teoretyczna i doświadczalna analiza statycznych i dynamicznych parametrów układu syntetyzera częstotliwości na przykładzie syntezera pokładowej radiostacji VHF — w Instytucie Lotnictwa w Warszawie; promotor: doc. dr inż. C. Lichodziejewski, recenzenci: prof. dr hab. inż. Z. Krakowski i prof. dr hab. S. Gorgolewski;

— Antoniego Gołędzinowskiego — pt. Wpływ obróbki luznymi środkami w pojemnikach na żywotność łopatek sprężarkowych silników turbinowych — w Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej; promotor: prof. M. Wakalski, recenzenci: doc. dr B. Jancelewicz i doc. dr K. Ocoś.

Redakcja TLIA serdecznie gratuluje red. Gołędzinowskiemu — członkowi kolegium naszego miesięcznika — sukcesu naukowego. Artykuł na podstawie pracy dr inż. A. Gołędzinowskiego zostanie opublikowany na naszych łamach.



CZECHOSŁOWACJA

● Czechosłowackie towarzystwo lotnicze Slov-Air, mające swą siedzibę w Bratysławie, zajmuje się przewozami krajowymi oraz usługami lotniczymi, m.in. taksówkami i budowlano-montażowymi. Eksploatuje 191 samolotów i śmigłowców, m.in. L-410 i Mi-8; zatrudnia 724 pracowników, w tym 187 personelu latającego.

● Plan czechosłowackiej komunikacji lotniczej na lata 1976-1980 zakłada wzrost przewozów do krajów RWPG o 40% oraz bardziej intensywne wykorzystanie lotów do pozostałych krajów. Sieć linii krajowych będzie utrzymana w dotychczasowym układzie. Będą zwiększone nakłady na rozwój i modernizację infrastruktury lotniczej. Tabor zwiększy się o samoloty Jak-40 (już w 1976 r.) i Jak-42 (w latach 1978-1980).

Warto przypomnieć, że lata sześćdziesiąte stanowiły okres największego rozkwitu CS, zarówno w komunikacji międzynarodowej, jak i krajowej. W latach 1961-1965 otwarte zostały linie na Środkowy i Daleki Wschód, do Afryki i Ameryki. Ogólna praca przewoźnika wzrosła do 140 mln tkm, a liczba pasażerów na liniach krajowych zwiększyła się z 0,5 do 1,5 mln.



NRD

● Od 1 maja b.r. jest czynny nowo wydobywany dworzec pasażerski na terenie portu lotniczego Berlin Schönefeld. Dworzec ten o wymiarach 192 m x 60 m może zapewnić w pierwszym etapie działalności przepustowość 1200 pasażerów na godzinę. Zastosowanie elementów modularnych pozwoli na powiększenie obiektu w miarę potrzeb. Płyta przeddworkowa może pomieścić 8 samolotów B-62 i 6 samolotów Tu-134.



USA

● W lecie ub.r. został oblatany prototyp samolotu transportowego czterosiłnikowego typu STOL Mc Donnell — Douglas YC-15. Samolot ten jest przewidziany do przewozu samobieżnego działa dużego kalibru lub 150 uzbrojonych żołnierzy i ma zastąpić transportowiec Hercules. Masa do startu 98000 kg, ładunek 28000 kg, prędkość maks. 800 km/h, prędkość lądowania 150 km/h, rozbieg i dobieg 600 m, zasięg maks. 4800 km. Silniki Pratt-Whitney JTD80-17 o ciągu 7250 kG. Skrzydło o profilu nadkrytycznym Whitcomb'a jest zmechanizowane; posiada skrzela, zaś podwojone szczeliny klapy odganiają strumienie gazów wylotowych z silników.

● Statki powietrzne lżejsze od powietrza były modne w latach dwudziestych i trzydziestych. Wydawało się nawet, że będą skutecznie konkurowały z samolotami w przewozach pasażerskich i towarowych. Jednak ideę tę zarzucono po eksplozji i pożarze niemieckiego Zeppelina Hindenburg w USA w 1937 r. Obecnie jednak wiele ośrodków konstrukcyjnych projektuje i buduje sterowce. Prace takie intensywnie prowadzi Amerykanie. Firma All American Engineering Company w Wilmington zbudowała ostatnio prototyp sterowca, który ma służyć jako dźwign dla górnictwa, poszukiwań ropy naftowej, instalowania rurociągów i linii elektrycznych. Dla eksploatacji bogactw naturalnych potrzebuje sterowców Organizacja Państw Ameryki Południowej, do transportu reaktorów jądrowych — firma Combustion Engineering z USA. Planisci amerykańscy chcieliby wprowadzić sterowce, wyrzutnie raketowe i latające lotniskowce, w związku z czym w zakładach produkcyjnych marynarki wojennej Stanów Zjednoczonych problemami sterowców zajmuje się 200 specjalistów.

● Sto samolotów parkuje pod pokładem największego, najszybszego i najdroższego

lotniskowca świata, nuklearnego Nimitz'a. Jego wyporność wynosi 91400 ton, a prędkość 70 km/h. Zapasy paliwa dla dwóch siłowni wystarczą na 13 lat. Załoga liczy 6300 ludzi. Samoloty przy użyciu katapulty mogą startować co 15 s. Koszt okrętu wraz z samolotami wynosi 5 mld dol.: w stanie surowym — miliard. Z uwagi na ogromne koszty w Pentagonie powstała nowa koncepcja: będzie się w przyszłości budowało lotniskowce atomowe mniejsze, w cenie pół miliarda dolarów, z mniejszą liczbą, lepszych samolotów bojowych.

● Pod koniec listopada ub.r. w Stanach Zjednoczonych wyszła satelita, którego zadaniem jest zbadanie procesów zachodzących w otaczającej Ziemi na wysokości 30-50 km warstwie ozonu. Warstwa ta chroni życie na Ziemi, pochłaniając większość wysyłanego przez Słońce promieniowania ultrafioletowego.

● W NASA oświadczone, że w czasie ostatniej zimy informacje nadane przez 2 satelitów zostaną wykorzystane w celu opracowania planu walki z powodziami wioseunymi. Satelity będą sygnalizować grubość pokrywy śnieżnej w Kalifornii, Kolorado, Oregon i Arizonie. Zdjęcia pozwolą określić sposób rozłożenia mas śnieżnych i tempo ich topnienia.

● Budżet NASA na rok 1976 obejmuje sumę ponad 3,5 mld dol. Główną pozycją wynoszącą 30% budżetu są wydatki na opracowanie promu kosmicznego Space Shuttle. Drugą pozycję stanowi 583 mln dol. na naukowe badania przestrzeni kosmicznej (156 mln na badania w dziedzinie fizyki kosmosu oraz astronomii, 260 mln na badania Księżycy i innych planet oraz 167 mln dol. na rakiety nośne), 175 mln dolarów budżet NASA przeznaczona na zastosowanie techniki kosmicznej dla celów praktycznych, takich jak meteorologia i łączność satelitarna, badanie zasobów naturalnych Ziemi, badania oceanograficzne oraz w dziedzinie ochrony środowiska. Na badania perspektywiczne i prace w dziedzinie lotnictwa asygnuje się ponad 250 mln dol.

● W amerykańskim Merskim Instytucie Badawczym opracowana nowa technika radarowo-komputerowa, która pozwoli na zebranie wiadomości o pogodzie na obszarze całego północnego Atlantyku w ciągu pół godziny. Technika ta polega na radarowej obserwacji fal morskich. W bazie Instytutu Morskiego w Chesapeake Beach (stan Maryland) ustawiona została ruchoma antena o rozmiarach 45 x 90 m. Wysyła ona fale radiowe o częstotliwości 15 MHz i dużej mocy. Fale te, wysyłane ku górze, odbijają się od warstwy jonosfery, a następnie trafiają na powierzchnię oceanów dając obraz kształtu i ruchu fal. Zasięg stacji jest bardzo duży — wynosi 3000 mil morskich. Szybkość działania komputerów pozwala aktualizować mapy pogody co 30 minut, obserwować przebieg sztormów i stawiać dokładniejsze prognozy meteorologiczne.

● W USA skonstruowano kineskop o średnicy 83 cm. Kineskop (rtęry waży 103 kg) jest wykorzystywany w systemie telewizyjnym dla treningu pilotów.



ZSRR

● Uczony radziecki, Oleg Gazienko, otrzymał międzynarodową nagrodę astronautyczną Daniela i Florance Guggenheim za 1975 r. Nagrodę tę członek-korespondent Akademii Nauk ZSRR otrzymał za wybitny wkład w rozwój kosmonautyki.

Wcześniej nagrody te w Związku Radzieckim otrzymali: b. przewodniczący Akademii Nauk ZSRR, Mstisław Kiełdysz oraz kosmonauci Andrian Nikolajew i Witalij Siewastjanow.

● 26 grudnia 1975 r. nadźwiękowy Tu-144 rozpoczął regularne loty pocztowe na trasie Moskwa-Alma Ata. Odległość tę pokonuje w 1 h i 55 min. Latający dotychczas na tej linii Il-62 potrzebował na przelot 4 h. Planuje się, że loty rejsowe z pasażerami Tu-144 rozpocznie wiosną br.

● Samolot pasażerski Jak-42, który odbył swój pierwszy lot w marcu ub.r., zakończył próby fabryczne. Samolot ten ma dwie wersje: 102- i 120-osobowa.

● Czechosłowackie linie lotnicze planują zakup samolotów radzieckich. W 1976 r. zakupią Jaki-40, zaś w latach 1978-1980 120-miejscowe Jaki-42.

● Utworzone przed ponad 10 laty przedsiębiorstwo Awiaeksport sprzedało do krajów Europy, Azji, Afryki i Ameryki Łacińskiej ok. 3 tys. samolotów i śmigłowców. Centrala ta zorganizowała przelot polkazyowy Jaka-40 nad krajami Ameryki Łacińskiej, USA i Kanadą przez Syberię do Moskwy na dystansie 115 tys. km.

● Na linie Aeroflotu przypada czwarta część światowych przewozów lotniczych. Z samolotów radzieckich skorzystało w ub.r. ponad 92 mln pasażerów, a prócz tego przewiozły one ponad 2,5 mln ton ładunków. Sieć połączeń obsługiwanych przez Aeroflot przekracza 800 tys. km, z czego 250 tys. km linii zagranicznych. Powierzchnia pól opylanych z powietrza nawozami i środkami ochrony roślin przekroczyła w 1975 r. 91 mln hektarów.

● Satelity serii Meteor prowadzi stałą obserwację pogody i procesów klimatycznych. Wyposażone w kamery telewizyjne i różnorodną aparaturę informują o stanie powłoki chmur, ciśnieniu, temperaturach, wiatrach i opadach. Opracowywanie tych danych na komputerach umożliwia prognozowanie pogody. Każde półtoragodzinne okążenie satelity Meteor umożliwia dokonanie oceny sytuacji pogodowej na obszarze 40 mln km².

OGÓLNE

● W program krajów socjalistycznych badania i wykorzystania przestrzeni kosmicznej obok Związku Radzieckiego — bodaj najbardziej — angażuje się Czechosłowacja. W satelicie Interkosmos-14 — przeznaczonym do badania drgań elektromagnetycznych niskiej częstotliwości w sferze magnetycznej Ziemi, struktury jonosfery oraz intensywności strumieni mikrometeoroidów — zainstalowano urządzenie CSRS do określania koncentracji elektronów w jonosferze wzdłuż promienia radiowego między sputnikiem i punktem odbiorczym za pomocą nadajnika Majak oraz szerokopasmowy system telemetryczny z magnetofonem pokładowym do przekazywania informacji do naziemnych stacji odbiorczych. Przy projektowaniu i wykonywaniu aparatury do rejestrowania magnetycznych i elektrycznych składowych pola promieniowania niskiej częstotliwości i pomiaru temperatury elektronów w jonosferze współpracowali naukowcy czechosłowaccy i radzieccy, zaś przy przyrządzie do wykrywania strumieni mikrometeoroidów — do wymienionych dołączyli uczeni bułgarscy. Informacje z satelity odbierają obserwatoria w ZSRR, LRB, CSRS, NRD i PRU. Międzynarodowa organizacja naukowców i inżynierów istnieje już 19 lat, zaś jej działalność przyczyniła się do odkryć w takich dziedzinach wiedzy, jak klimat na świecie, wpływ działania Słońca na układ fal magnetycznych czy rozprzestrzenianie się fal radiowych.

● Towarzystwa członkowskie IATA uzgodniły podwyżkę tarif towarowych na okres dwuletni od dnia 1 października 1975 r. o 5-8%.

● W styczniu br. odbyło się w Moskwie 74 posiedzenie Komitetu Wykonawczego RWPG, na którym m.in. zatwierdzono program rozwoju połączeń transportowych między państwami członkowskimi na lata 1976-1980. Uzgodnione też zostały przedsięwzięcia mające na celu techniczne wyposażenie lotnisk międzynarodowych.

● Program francusko-radzieckiej współpracy kosmicznej na rok 1976 przewiduje przeprowadzenie kilku eksperymentów. Wstrzelenie za pomocą radzieckiej rakiety kosmicznej francuskiego satelity naukowego D2B Gamma pozwoli na badanie promieniowania Gamma. Przy pomocy radzieckiego statku kosmicznego przeprowadzone będą badania biologiczne Cytos. Program ten ma na celu ustalenie wpływu promieniowania kosmicznego na wzrost biologiczny.

Francuska aparatura naukowa Gemeaux S-2, zainstalowana na pokładzie radzieckiego satelity, umożliwi zbadanie właściwości promieniowania słonecznego. Kolejny eksperyment obu krajów ma na celu przeprowadzenie studiów nad sztuczną grawitacją.


Sily lotnicze na świecie
Europa Zachodnia

NORWEGIA	
Sily powietrzne	
B : Lockheed F-104	40
Northrop F-5	80
Razem	120
R : Northrop RF-5	15
Lockheed P-3	5
Razem	20
Sz : Saab Safir	20
T : DHC Twin Otter	4
Lockheed C-130	6
Razem	10
H : Agusta AB.47	5
Bell UH-1	30
Westland Sea King	10
Razem	45
P : Cessna 0-1	20
Piper L-18	15
Razem	35
Ogółem	250

DANIA	
Sily powietrzne	
B : Lockheed F-104	45
North American F-100	45
Saab Draken	45+ (5)
Razem	135+ (5)
Sz : Lockheed C-130	(3)
Lockheed T-33	10
DH Chipmunk	25
Razem	35+ (5)
T : Douglas C-47	8
Douglas C-54	5
Razem	13
H : Sikorsky S-61	8
Łącznie	191+ (8)
Sily lądowe	
H : Hughes 500M	12
P : KZ VII	12
Łącznie	24
Lotnictwo Morskie	
H : Alouette	8
Łącznie	8
Ogółem:	223+ (8)

AUSTRIA	
Sily powietrzne	
B : Saab 105	38
Sz : Saab Safir	15
T : Short Skyvan	2
H : Agusta AB.204	22
Agusta AB.206	13
Alouette	20
Bell H-13	5
Sikorsky S-65	2
Razem	62
P : DHC Beaver	3
Cessna 0-1	15
Razem	18
Ogółem :	135

FINLANDIA	
Sily powietrzne	
B : HSA Gnat	6+(12)
MiG-21	35
Saab Draken	12
Razem	53+(12)
Sz : Magister	40
MiG-15	3
Saab Safir	20
Razem	63
T : Douglas C-47	8
H : Agusta AB.204	4
Agusta AB.206	1
Alouette	1
Mil Mi-4	3
Mi-8	2
Razem	11
P : B-N Islander	1
DHC Beaver	1
Ilyuzin IL-28	2
Piper Navajo	1
Razem	5
Ogółem :	140+(12)

Oznaczenia: B — samoloty bojowe, R — samoloty rozpoznawcze, Sz — samoloty treningowe, T — samoloty transportowe, H — śmigłowce, P — pozostałe, w nawiasach — zamówienia
 Źródła: Flight z 28.VIII.1975 r.; Interavia nr 1/1975

Amerykańskie wytwórnie turbinowych silników śmigłowych • Część I

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Charakterystyka trzech głównych amerykańskich producentów silników śmigłowych. Obecny zakres działalności oraz plany na przyszłość firm Avco Lycoming i Detroit Diesel Allison.

W porównaniu z europejskimi przedsiębiorstwami budowy silników śmigłowych amerykańskich wytwórców tego sprzętu można uważać za olbrzymów i to nie z powodu rozmiarów tych wytwórni lub liczby zatrudnionych — gdyż tylko nieznacznie przewyższają oni swych zachodnioeuropejskich współzawodników — lecz ze względu na wielkość produkcji, jej zróżnicowanie i wyższą technologię wytwarzania.

Do głównych amerykańskich producentów silników śmigłowych należy zaliczyć następujące firmy: Avco Lycoming, Detroit Diesel Allison i General Electric (ostatnio Garrett-AiResearch czyni starania, aby włączyć się do tej wielkiej trójki, ale jak na razie — bez widocznych skutków).

Avco Lycoming jest dobrze uplasowany na rynku silników śmigłowych dzięki bardzo dużemu zbytowowi swych zespołów napędowych T-53 i T-55 o mocach (odpowiednio): 1400÷1800 KM i 3750 KM. Lycoming obecnie rozszerza swój profil produkcyjny na dalsze silniki, tym razem o małej mocy: LTS-101 (klasa mocy 600 KM).

rozwoju. Fakty wynikające z tego omówienia uwidoczniają nam znikomość szans zachodnioeuropejskich producentów silników śmigłowych w konfrontacji z amerykańskimi konkurentami.

Avco Lycoming

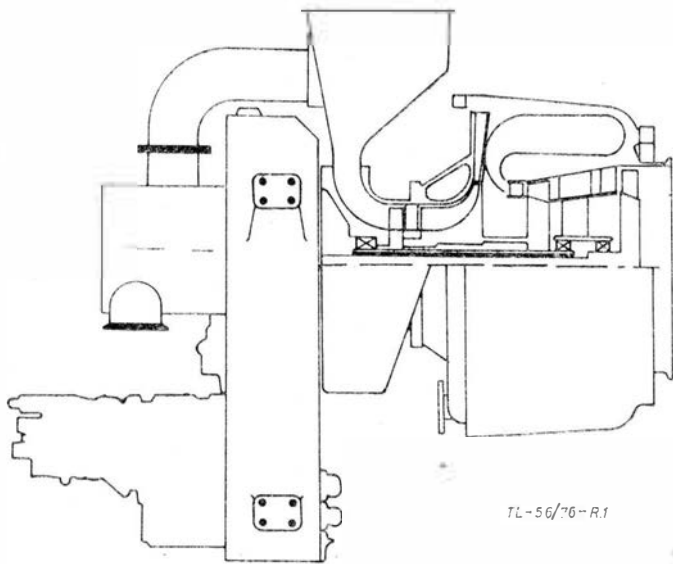
Profil działalności ugrupowania Avco Lycoming Engine Group, Avco Corporation jest bardzo szeroki. Obejmuje on między innymi usługi finansowo-kredytowe, budownictwo lądowe, inżynierię materiałową, działy badawcze oraz produkcję silników turbinowych i tłokowych. Wydział silników turbinowych zatrudnia 4600 osób. Łącznie obroty grupy wyniosły w 1973 r. 680 mln dol. przy kapitale zakładowym 1412 milionów dolarów.

W Avco istnieją dwa wydziały silników: Avco Lycoming Straford Division (dotnicze i nielotnicze silniki turbinowe) i Avco Lycoming Williamsport Division, gdzie są produkowane najpopularniejsze w świecie kapitalistycznym lotnicze silniki tłokowe.

Po wielu latach, kiedy to głównym polem działania Wydziału Silników Turbinowych były zespoły napędowe dla amerykańskich (i nie tylko) Sił Zbrojnych, dzisiaj Lycoming ponownie kładzie nacisk na dostawy dla odbiorców cywilnych. W tym celu będzie on dyskontować doświadczenia zdobyte przez Wydział Silników Tłokowych w marketingu i obsłudze rynku (serwis posprzedażny, przeglądy i remonty). Lycoming sądzi, że to zdyskontowanie doświadczenia Wydziału Silników Tłokowych zapewni mu powodzenie rynkowe przy promocji sprzedaży cywilnych silników śmigłowych, zwłaszcza LTS-101.

Silnik LTS-101

Pierwsze próby nad tym dwuwahłowym silnikiem o wolnej turbinie, nad którym prace rozwojowe były finansowane przez Lycominga, rozpoczęły się w czerwcu 1972 r. Silnik był przeznaczony dla śmigłowców wojskowych Bella, Hughes'a i przyszłościowego wojskowego śmigłowca zwiadowczego (AAS). Zawieszenie programu AAS w 1974 r. zmusiło Lycominga do prac nad przekształceniem LTS-101 wojskowego na odmianę cywilną, która uzyskała certyfikat FAA w 1975 r., po 4000 h prób. Pierwsze dostawy odmiany LTS-101-650C o mocy startowej 592 KM nastąpią w 1976 r.



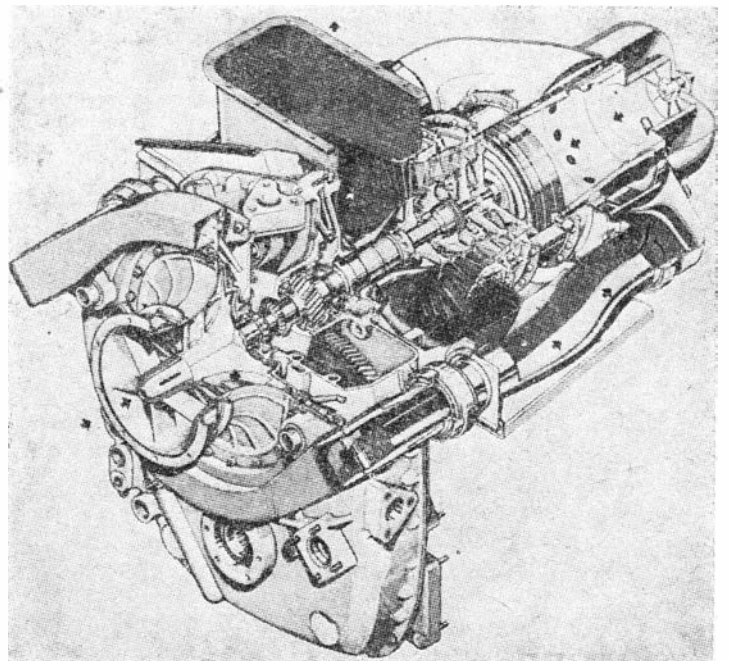
TL-56/76-R1

Rys. 1. Schemat Lycoming LTS-101

Detroit Diesel Allison zaspokaja ponad połowę zapotrzebowania rynkowego w krajach kapitalistycznych na silniki o mocy 300÷400 KM. Obecnie zaś na ostatnim etapie dopracowania lub prac rozwojowych znajdują się: silnik Allison-250 C28 o mocy 500 KM i silnik Allison-250 C30 (moc 600 KM). Odmiana Allison-250 C20B (moc 420 KM) uzyskała certyfikat w 1974 r. Opracowany został również nowy silnik o mocy 8100 KM (T-701-AD-700) przeznaczony do najcięższych śmigłowców amerykańskich.

General Electric oferuje silniki śmigłowe T-53 o mocy 1400÷1800 KM, T-64 o mocy (w zależności od odmiany) wynoszącej 3925÷4380 KM oraz będący rewelacją sezonu 1974/1975 silnik T-700, wykazujący się mocą 1525 KM. Wydaje się, że silnik ten będzie spadkobiercą sukcesów odniesionych dotychczas przez dwa pierwsze wymienione silniki, został już bowiem wytypowany jako wyposażenie amerykańskich śmigłowców wojskowych do zwalczania broni pancerniej i do transportu taktycznego plutonu uzbrojonych żołnierzy (śmigłowce AAH i UTTAS), a jest to dopiero początek jego kariery.

Poniżej przedstawiamy charakterystykę trzech wymienionych firm, obecny zakres ich działalności oraz plany



Rys. 2. Allison 250-C30

Odbiorcami silników LTS-101 będą: francuski dwusilnikowy SA-366 Dauphin, japoński Kawasaki KH-7 (od 1978 r.) oraz Bell-222. Cena silnika ma być rzędu 33÷35 tys. dol.

Przewidziany okres międzyremontowy wynosił w 1976 r. 1200 h, ale firma zapewnia, że w okresie dwóch najbliższych lat zostanie on wydłużony do 5000 h. Łącznie zbudowano 55 silników prototypowych.

Silnik T-53 (oznaczenie firmy: LTC-1)

Podstawowym przedmiotem produkcji firmy Avco Lycoming od 1959 r. jest wojskowy silnik śmigłowiec T-53 (istnieje również odmiana turbośmigłowa). Jest to dwuwahłowy silnik o wolnej turbinie, o mocy — w zależności od odmiany (istnieje osiem odmian T-53) — 1400÷1868 KM.

Do stycznia 1975 r. Lycoming zbudował ponad 17 000 sztuk T-53, użytkowanych poza Stanami Zjednoczonymi jeszcze w 29 innych krajach. Silniki te — według informacji firmy — wylatały już łącznie około 29 mln h, w tym ponad 9 mln w trudnych warunkach bojowych.

T-53 jest podstawowym silnikiem użytkowanym przez lotnictwo amerykańskie Lądowych Sił Zbrojnych, gdyż w napędy te wyposażone są wszystkie śmigłowce typu UH-1 Bell, których zbudowano do 1975 r. ponad 10 000 sztuk. Produkcja tych śmigłowców trwa nadal i należy się spodziewać, że nie będzie ona zakończona przed 1977 r. Lądowe Siły Zbrojne zamówiły dalsze poważne liczby tych silników (oznaczenie wojskowe T-703, o zwiększonej mocy termodynamicznej do 1800 KM i przedłużonej żywotności) dla rozwojowych odmian śmigłowców UH-1, tj. UH-1G i UH-1Q, przeznaczonych do zwalczania broni pancerniej. Śmigłowce te będą produkowane aż do chwili wejścia do uzbrojenia nowych maszyn typu AAH, tj. do lat 1978/1979.

Licencjobiorcami silników T-53 są Kawasaki Heavy Industries, Kloeckner-Humboldt-Deutz i Piaggio.

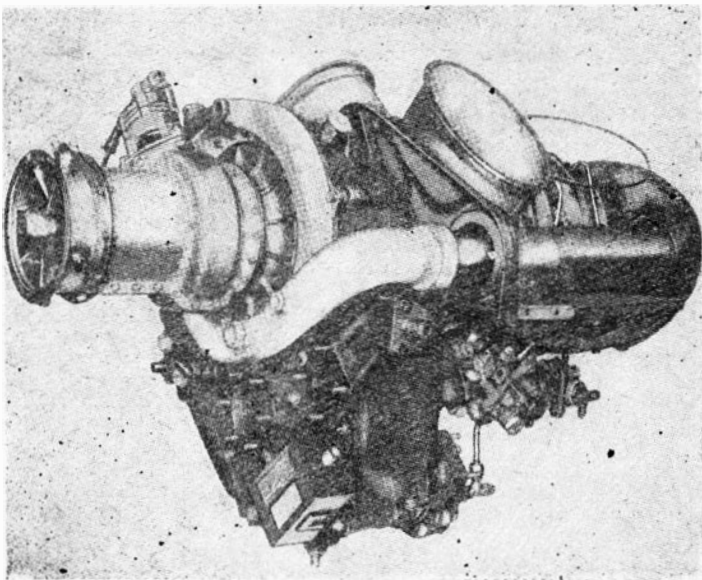
W 1975 r. 13 typów śmigłowców oraz ich odmian było napędzane silnikami T-53.

T-55 (oznaczenie firmowe: LTC-4)

Silnik ten pod względem liczby zespołów napędowych użytkowanych przez lotnictwo amerykańskiej Armii Lądowej zajmuje drugie miejsce po T-53. T-55 jest podstawowym napędem ciężkich śmigłowców tej broni (produkowany od 1959 r.). Nowe umowy na ten kosztowny silnik zostały zawarte z Iranem, który zamówił 287 śmigłowców Bell 214 A i 214 B w maju 1974 r. Łącznie do połowy 1974 r. Lycoming zbudował ponad 2000 silników T-55, o różnych mocach (1500÷4600 KM) w zależności od ich odmian (siedem odmian; najwięcej zbudowano T-55-L-7C o mocy 2925 KM, dławionej do 2259 KM).

Głównymi użytkownikami T-55 są Bell (śmigłowce Bell 214 i 309) oraz Boeing-Vertol (wszystkie odmiany śmigłowców Chinook).

Na zakończenie należy zaznaczyć, że Avco Lycoming Engine Group była tą właśnie firmą, która najboleśniej odczuła zakończenie działań wojennych w Wietnamie. War-



Rys. 3. Allison 250-C28

tość obrotów śmigłowcowymi silnikami Lycominga spadła o 30% w przeciągu dwóch lat. Dlatego staje się zrozumiałe, że wobec zmniejszonego (proporcjonalnie!) popytu na silniki wojskowe, Lycoming kieruje swoje wysiłki na zwiększenie obrotów sprzętem cywilnym. Na tym rynku napotyka jednak bardzo groźnego, miejscowego konkurenta (nie licząc firm europejskich) w postaci Detroit Diesel Allison.

Detroit Diesel Allison

Allison jest jednym z wydziałów (Division) największej korporacji przemysłowo-finansowej w krajach kapitalistycznych: General Motors. Dla scharakteryzowania jej potencjału podajemy kilka liczb: zatrudnienie w 1973 r. — 811 000 osób, roczne obroty — 35,8 mld dol., z czego na dostawy zbrojeniowe i niemotoryzacyjne przypada ponad 2 mld dol. (w tym mieści się również udział Allisona).

Działalność Detroit Diesel Allison Division obejmuje trzy podstawowe dziedziny: produkcję lotniczych i nielotniczych silników turbinowych, automatycznych przekładni oraz silników wysokoprężnych.

Allison od 1966 r. produkuje jeden, stale udoskonalany typ śmigłowcowych silników rodziny 250. Pierwsza odmiana (już nie produkowana) rozwijała moc 250 KM. Druga z kolei — Allison 250-C-17 o mocy 317 KM — została sprzedana w liczbie ponad 6500 sztuk. Z kolei odmiana C-250-C-20 rozwijająca moc startową 407÷420 KM (odmiana B produkowana od września 1974 r.) cieszy się bardzo dużym powodzeniem: w tym czasie zbudowano już 2500 sztuk. Ta ostatnia odmiana napędza wszystkie wojskowe lekkie śmigłowce amerykańskie Bell-OH-58-Kiowa, Bell 206 i 206L (Long Ranger) i Hughes 500; we Włoszech wszystkie lekkie śmigłowce Agusta na licencji Bella; w Japonii licencyjne Hughes 500 budowane przez Kawasaki, a w RFN wszystkie dotychczasowe odmiany śmigłowców Boelkowa (Bo-105). Do końca 1974 r. Allison wyprodukował ponad 10 000 silników rodziny 250.

Obecnie na ostatnim etapie dopracowania znajdują się silniki o mocy startowej 500 KM (250-C-28), które mają wejść do produkcji późną wiosną 1976 r., oraz ich 650-konna odmiana (250-C-30) przewidywana do produkcji seryjnej w 1978 r.

Nowe odmiany o większej mocy stanowią bezpośrednią odpowiedź Allisona na zagrożenie jego stanowiska jako pierwszego w świecie kapitalistycznym producenta lekkich silników śmigłowcowych przez nowe silniki tej klasy (600÷700 KM) Lycominga (LTS-101) i Turbomecy (Arriel) oraz rynkowe zapotrzebowanie na lekkie śmigłowce wyposażone w napędy o większej mocy.

Po dostarczeniu silników dla 4000 śmigłowców Bell 206A i B oraz Jet Ranger — Allison otrzymał dalsze zlecenie na wyposażenie kolejnej serii tych śmigłowców (1090 sztuk A i B) oraz 475 Long Rangerów. Ponadto nowe zamówienie dotyczy dostawy zespołów napędowych dla śmigłowców Hughes OH-6A Cayuse (wojskowy) i Hughes 500. Allison spodziewa się również, że to właśnie jemu — z chwilą wznowienia programu produkcji — przypadnie w udziale zaopatrzenie w silniki lekkich śmigłowców zwiadowczych dla wojsk lądowych USA (AAS). Będzie to bardzo duże i wieloletnie zlecenie.

Wzrost dostaw silników Allison 250 jest spektakularny. W 1973 r. 420 nowych śmigłowców zostało wyposażone w napędy Allisona, a w 1974 r. — dalsze 500 sztuk. Firma z Detroit spodziewa się, że za 4÷5 lat będzie dostarczała zespoły napędowe dla minimum 1000 śmigłowców rocznie, nie licząc dostaw części zamiennych i tak zwanych silników remontowych.

Zgodnie z szacunkiem Allisona, w okresie lat 1976÷1985 w Stanach Zjednoczonych ma być zbudowane co najmniej 8500÷9000 lekkich śmigłowców, z których większość — zdaniem tej firmy — ona wyposaży w zespoły napędowe.

Przyszłościowe silniki Allison 250-C 2830

Allison rozwiązał zagadnienie podniesienia mocy silników z 317 do 420, a wreszcie do 670 KM — nie zmieniając w tym samym modelu układu konstrukcji. Natomiast zostały wymienione poszczególne podstawowe zespoły. Zachowanie symbolu silnika (250) było spowodowane, jak się wydaje, nie tylko faktem oznaczenia tego samego układu konstrukcyjnego, ale również względami handlowymi (tradycja, ciągłość rozwoju bardzo udanej rodziny 250 oraz wyprowadzenie tego oznaczenia na rynek).

W silnikach 250-C28 i C30 znajdują się następujące nowe zespoły:

— jednostopniowa sprężarka odśrodkowa, która zastąpiła sześciostopniową sprężarkę osiową i 1 stopień sprężarki odśrodkowej, stosowane w silniku 250-C20;

— nowa jest konstrukcja dzbanowej komory spalania (z komorą wstępną); konstrukcja ta umożliwia podniesienie sprawności spalania, obniżenie ilości szkodliwych składników w gazach wylotowych i zmniejszenie poziomu głośności;

— nowy układ (jedna tylko sprężarka odśrodkowa) umożliwił również zwiększenie stopnia tolerancji na dostawanie się wody i obcych ciał z zewnątrz do silnika.

500-konny silnik 250-C28 przewidziany jest jako napęd dla rozwojowych odmian śmigłowców Bell 206L (Long Ranger) i Agusta A-109-AII Hirundo oraz Boelkow Bo-107 (rozwojowa odmiana śmigłowców Bo-105 i 106), wreszcie dla zachodniemieckiego śmigłowca do zwalczania broni pancernej (Bo-115), uzbrojonego w pociski kierowane.

Wydaje się, że można zaryzykować twierdzenie, iż rozwojowe silniki Allisona znajdują szeroki popyt na rynku

śmigłowców lekkich i będą stanowiły bardzo dużą konkurencję dla pozostałych silników tej klasy, zwłaszcza dla silników zachodnioeuropejskich.

Twierdzenie to opieramy na następujących przesłankach:

— poważne uproszczenie konstrukcji będzie miało duży wpływ na obniżenie kosztów własnych wytwarzania dzięki zmniejszeniu pracochłonności wyrobu, nie licząc redukcji kosztu materiału;

— prosta konstrukcja podnosi stopień odporności na zanieczyszczenia zewnętrzne;

— Allison zdobył duże doświadczenie w produkcji silników o identycznym układzie konstrukcyjnym oraz produkcji nie zmienionych zespołów;

— firma jest dobrze wprowadzona na rynki zbytu, tak krajowe, jak i zagraniczne, przy czym na wielu z nich jest jedynym dostawcą zespołów napędowych dla lekkich śmigłowców.

CIEKAWY KONSTRUKCJE

Narty lotnicze • Część II

Zagadnienia konstrukcji i technologii nart lotniczych. Podstawowe warunki eksploatacyjne, a przede wszystkim wymagane właściwości lodu.

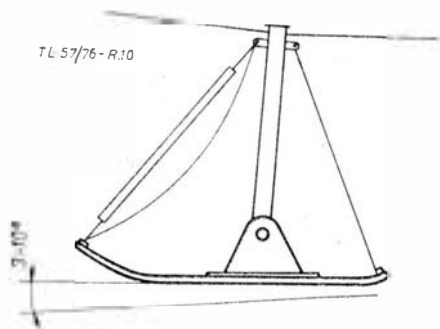
Stabilizacja podłużna

Układ stabilizujący narty względem osi zawieszenia powinien spełniać trzy zadania:

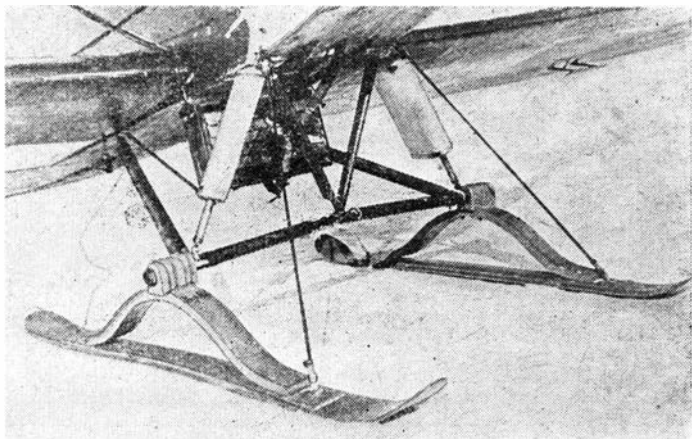
— ustawić nartę w locie w położeniu odpowiadającym najmniejszemu oporom aerodynamicznym;

— do bezpiecznego lądowania ustawić nartę z lekko uniesionym dziobem;

— dopuszczać dodatkowe sprężyste wychylenia wynikające z geometrii samolotu (np. kąta postojowego dla samolotów z podwoziem tylnym) oraz z przejeżdżania po większych nierównościach.



Rys. 10. Optymalny kąt ustawienia narty w stosunku do kierunku lotu



Rys. 11. Samolot Bartel BM-5 na nartach drewnianych od Spada 61 z roku 1929

Do tego celu służy na ogół układ linek i amortyzatorów gumowych lub sprężyn (rys. 10). Typowym rozwiązaniem jest ciężko sprężyste lub linka z amortyzatorem z przodu między dziobem narty a konstrukcją samolotu i linka bez amortyzatora z tyłu. W celu uniknięcia nadmiernego wychylenia narty do dołu w przypadku pęknięcia amortyzatora stosuje się dodatkową luźną linkę zabezpieczającą z przodu. Zamiast ciężkich linkowych można zastosować amortyzator hydrauliczny związany jednym końcem z nartą, a drugim z golenią podwozia, tak że przy wahaniami narty amortyzator jest ściskany i rozciągany. Zalecane zadarcie narty w locie względem osi podłużnej samolotu wynosi $2-10^\circ$ (na Mohawku zastosowano $1^\circ 45'$). Inną metodą, dość rzadko stosowaną, jest wyważenie masowe narty i zaopatrzenie jej w usterzenie poziome, dzięki czemu narta samoczynnie ustawia się w linii lotu.

Materiały konstrukcyjne

Drewno — dawniej stosowane powszechnie — obecnie używa się raczej sporadycznie. Zalecany jest jesion lub hikora, klejone z warstw (lamelowane) i formowane na gorąco. Z metali powszechnie stosuje się stopy aluminium, rzadziej magnezu.

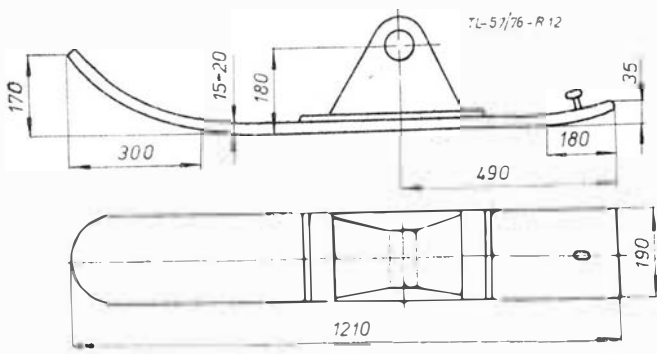
Powierzchnie ślizgowe narty powinny być złym przewodnikiem ciepła. Jako warstwa izolacyjna korzystna jest nawet molekularna warstwa tlenku aluminium. Równie ważny jest warunek niezwilżalności wodą. Spełniają go dobrze tworzywa sztuczne. Dlatego też ostatnio często pokrywa się nimi spody nart metalowych (np. przez przyklejenie) bądź wykonuje się narty z laminatów. Najkorzystniejszym materiałem na spody nart jak dotąd jest teflon. Pozwala on na eksploatację nart praktycznie w każdych warunkach śniegowych.

Obciążenia nart

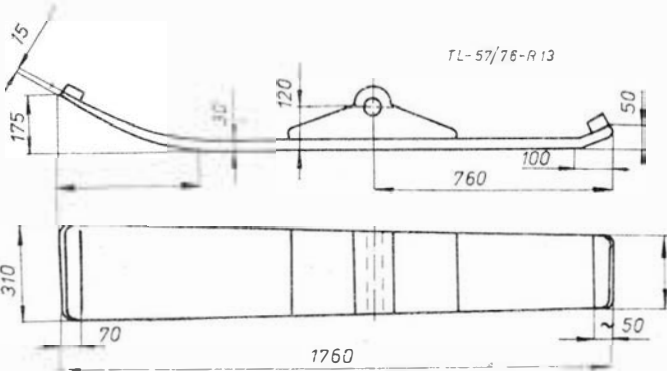
Przepisy budowy sprzętu lotniczego niewiele mówią o wymaganej wytrzymałości nart. Przepisy brytyjskie BCAR wspominają tylko, że podwozie z nartami powinno przenosić te same obciążenia co podwozie kołowe. Jedynie przepisy amerykańskie dla lekkich samolotów (FAR23) przewidują dodatkowy warunek przymarznienia jednej narty. Jako niszczące obciążenie skręcające przyłożone do jednej nogi przyjmuje się moment siły wynoszącej 3,6% maksymalnego ciężaru startowego, przyłożonej na końcu kadłuba w rejonie usterzenia.

Zagadnienia eksploatacyjne

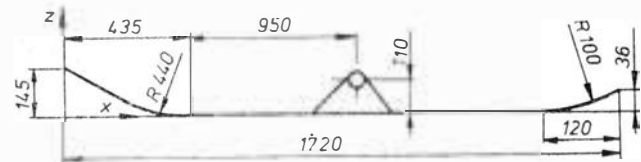
Przymarzanie nart — oprócz konieczności odrywania ich przed ruszeniem z miejsca — ma tę wadę, że pozostawia chropowatą powierzchnię ślizgową, co znacznie zwiększa



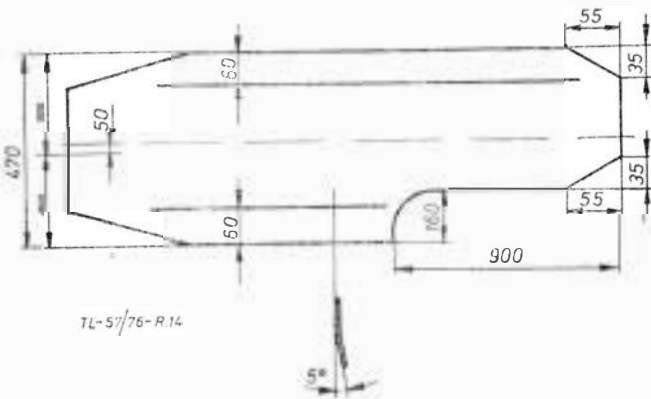
Rys. 12. Szkic narty drewnianej stosowanej w Czechosłowacji na samolotach C-106 (Bü 181 Bestmann) i K-68 (Piper L-4 Cub)



Rys. 13. Szkic narty drewnianej stosowanej w Czechosłowacji na samolocie K-74 (Fairchild UC-61)



x	0	50	100	150	200	250	300
z	145	118	94	72	52	35	19



Rys. 14. Geometria narty głównej samolotu PZL-104 Wilga

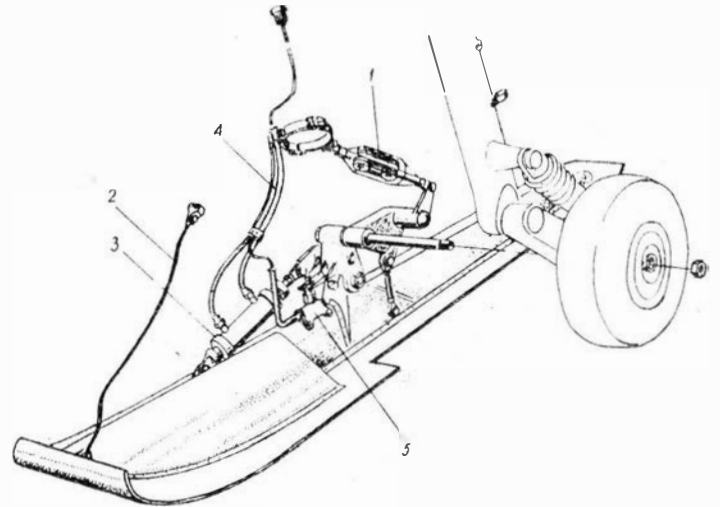
tarcie. Teflonowanie narty wprawdzie zmniejsza, ale nie eliminuje tego problemu. Jedną z metod przeciwdziałających przymarzaniu jest ułożenie na śniegu przed samolotem gałęzi lub patyków i „wkołowanie” na tak przygotowaną matę na czas postoju. W celu zmniejszenia tarcia po ruszeniu z miejsca do startu niektórzy zalecają ułożenie kawałków brezentu nasyczonego naftą i przejechanie po nich nartami. Przy parkowaniu samolotu z podwoziem nartowo-kołowym wskazane jest postawienie go na kołach, z nartami uniesionymi.

Ciekawym zagadnieniem jest wykorzystanie zamrożonych jezior w charakterze lotnisk i lądowisk. Zamrożone jeziora mogą być bardzo gładkie, jeżeli nie są zbyt duże. Na dużych jeziorach łatwo tworzą się zasypy śniegu nanieśione przez wiatr. Grubość lodu w nieznanym terenie oczywiście nie może być określona z powietrza. W miarę możliwości należy ustalić grubość oraz rodzaj lodu i śniegu ze źródeł naziemnych.

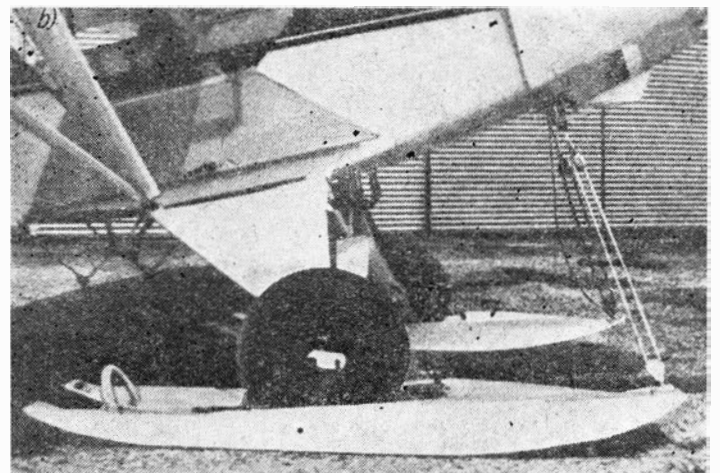
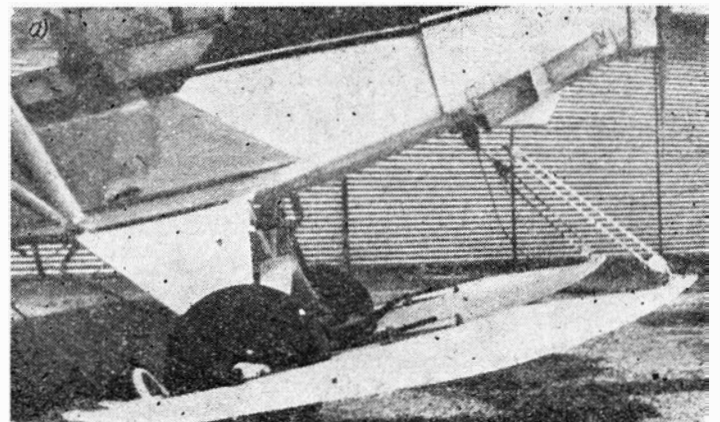
Ważna jest pierwsza faza tworzenia się lodu na początku zimy. Szybkie zamarznięcie, a następnie duży opad śniegu powodujący izolację — przeciwdziałają powstaniu solidnego lodu. Ten typ lodu można rozpoznać w miejscach odwianych ze śniegu po szarawym odcieniu, podczas gdy zdrowy lód ma intensywny kolor błękitny. Słaby lód może powstać w miejscu źródeł, wirów i strumieni.

Na wiosnę trzeba się wystrzegać lodu „gąbczastego”. Pod śniegiem znajduje się na lodzie warstwa wody, która stopniowo przenika w głąb, tworząc lód gąbczasty. Woda na lodzie przybiera dość wyraźnie szaro-brązowy kolor, gdy śnieg ustępuje. Poziom wody podnosi się i lód pęka od brzegów. Już jest wtedy niepewny i są na nim obszary kruche i słabe. Po tym tzw. „podniesieniu lodu” można liczyć na eksploatację przez 7÷10 dni, zależnie od tego, czy temperatura w nocy spada poniżej 0°C.

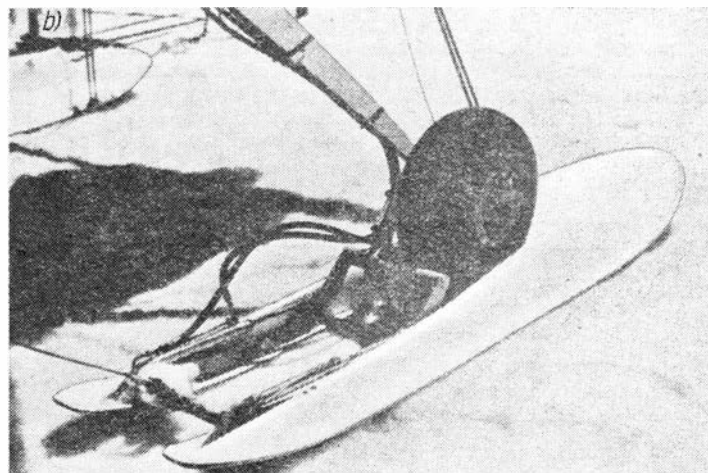
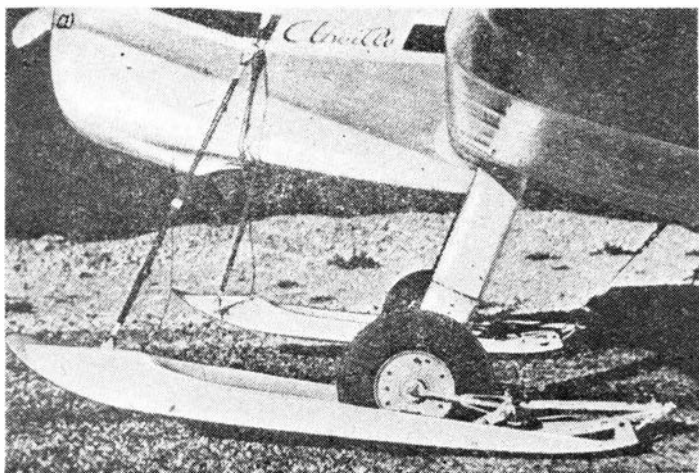
Na odkrytych terenach lub gdy są silne wiatry śnieg jest nawiewany tak, że jeździ się po nim jak po wybojach.



Rys. 15. Narta główna samolotu PZL-104 Wilga: 1 — amortyzator dwustronnego działania, 2 — linka zabezpieczająca z przodu, 3 — dźwignik przestawiania narty, 4 — przewody instalacji pneumatycznej

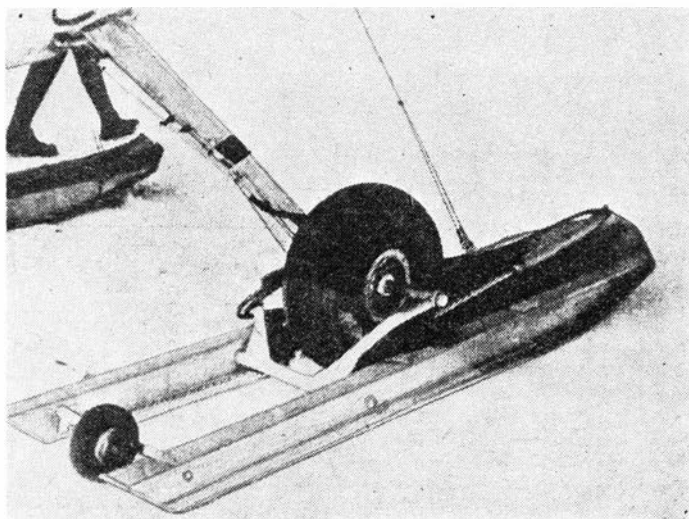


Rys. 16. Narta laminatowa Fernandez na samolocie Piper PA-18. Widoczne dwa ustawienia: a) w pozycji „na kołach”, b) w pozycji „na śniegu”



Rys. 17. Narty laminatowe Fernandez. W pozycji „na śniegu” zdjęcia narty Fernandez: a) na samolocie SAN D-140 Abeille z dwiema dźwignikami przestawiania narty

koła opierają się o nartę, a opona pracuje jak amortyzator. Na z jednym dźwignikiem, b) na samolocie CESSNA 182 z dwoma



Rys. 18. Narta metalowa Fluidyne z centralnym wycięciem i przesuwającą płytą zamykającą pod kołem. Przesuw płyty realizowany jest przy pomocy dźwignika hydraulicznego. Na zdjęciu narty na samolocie CESSNA 180

powietrza utrzymuje się w ciągu kilku dni poniżej 0°C, wymagana grubość lodu do lądowania musi być zwiększona o 20%. Nie należy lądować przy temperaturze powietrza powyżej 5°C.

Fala rezonansowa

Przemierzające się obciążenie wywołuje falę rezonansową, której natężenie zależy od głębokości wody i od prędkości obiektu. Na płytkiej wodzie wpływ głębokości jest bardzo duży; mniej wpływa grubość lodu. Krytyczną operacją jest kołowanie z prędkością 24÷32 km/h. Jeżeli grubość lodu bliska jest dopuszczalnej i głębokość wody wynosi około 6 m, samolot może się zapaść. Dla bardzo głębokiej wody krytyczna prędkość zależy głównie od grubości lodu (rys. 20÷21), ale to raczej powoduje duże prędkości krytyczne. Złym wyborem lodu do lądowania jest pas wzdłuż brzegu na płytkiej wodzie i w granicznej odległości jednego promienia wpływu L od brzegu (rys. 23). Wtedy prawdopodobnie wystąpi rezonans, chyba że grubość lodu jest zdecydowanie daleka od minimalnej. Lokalne prądy powietrza mogą zwiększyć ryzyko, zwłaszcza gdy lód jest tylko cienko pokryty śniegiem. Gdy lód ma minimalną grubość, szerokość jeziora powinna być nie mniejsza niż 4L (tzn. np. dla $d_1 = 76$ cm jezioro ma być

TABLICA

	Lód słodkowodny						Lód morski					
	operacje						operacje					
	regularne		sporadyczne		regularne		sporadyczne		regularne		sporadyczne	
Temperatura [°C]	-10	-7	0	-10	-7	0	-10	-7	0	-10	-7	0
Lądowanie na kołach	41	46	62	32	36	41	69	79	94	52	60	71
Lądowanie na nartach	46	52	60	33	37	42	63	79	94	52	60	71

Przy słabym wietrze i dużym opadzie powierzchnia jest gładka.

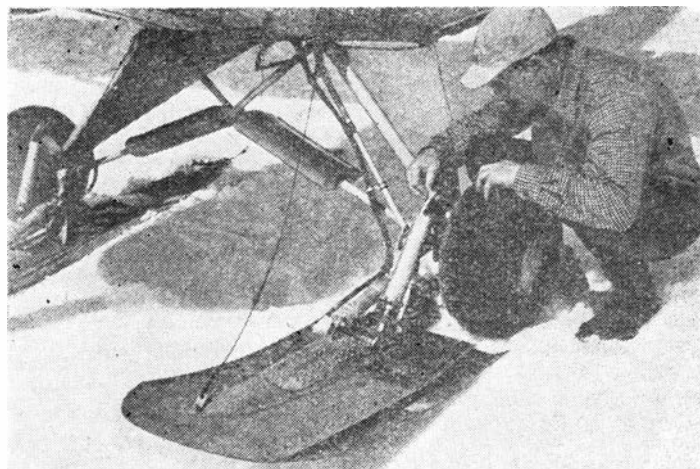
Niebezpieczne warunki spowodowane są przez:

- wczesne zamarznięcie i duży opad śniegu;
- duży opad śniegu z silnym wiatrem;
- cwał z po pierwszym lub silnym opadzie śniegu.

Wymagana grubość lodu

Nawet najłżejszy samolot nie powinien lądować na lodzie cieńszym niż 15 cm. Zależność wymaganej grubości lodu od ciężaru samolotu pokazuje wykres na rys. 19.

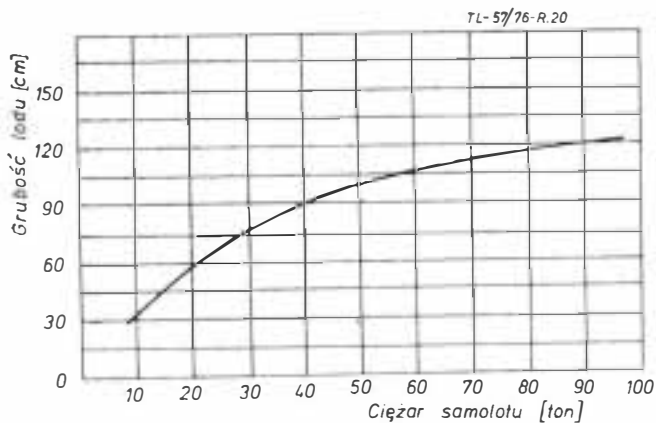
Lód jest mocniejszy w niższych temperaturach, a jego wytrzymałość wzrasta czterokrotnie między temperaturą -5°C a -60°C. Sól, pęcherze powietrza, wmarznięte rośliny, pęknięcia i ciężka pokrywa śnieżna — osłabiają lód. W warunkach ciągłej eksploatacji lód ulega zmęczeniu, a jego wytrzymałość spada. Ilustruje to tablica, w której przedstawiono wymaganą minimalną grubość lodu [cm] dla lądowania samolotu Grumman Albatross (ciężar startowy 13,5 tony). Grubość lodu wymaga zwiększenia o 6% przy każdorazowym wzroście ciężaru o 10%. Jeżeli temperatura



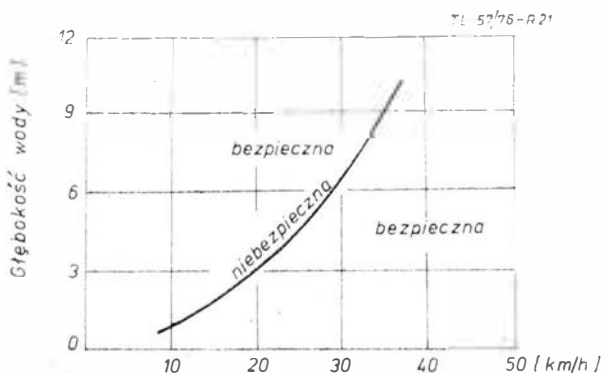
Rys. 19. Typowe podwozie nartowo-kołowe na samolocie Piper Pa-18 Super Cub. Widoczny amortyzator i dźwignik przestawiania narty

przynajmniej 245 m szerokie, a lądowanie powinno być w odległości 2L, tzn. 122 m od brzegu). Zatem wąskie zbiorniki wody są nieodpowiednie do lądowania, chyba że lód jest bardzo gruby lub w sytuacji awaryjnej.

Lądowanie na nieznanym lodzie wymaga specjalnej techniki: kolejne przyziemianie i ponowny start bez zatrzy-



Rys. 20. Wymagana grubość lodu w funkcji ciężaru samolotu dla lodu słodkowodnego



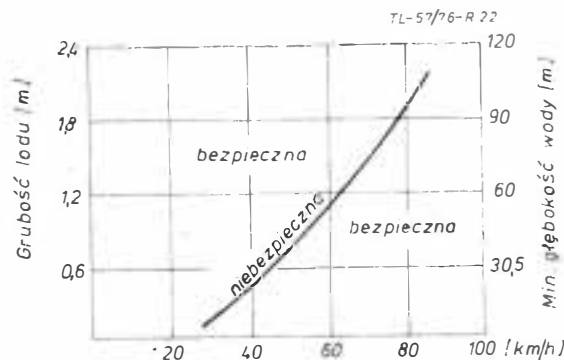
Rys. 21. Krytyczna prędkość kołowania po lodzie na głębokiej wodzie

mania z następnym przelotem i oglądaniem śladów, dla wykrycia ewentualnego załamania się lodu. Przy kolejnych nawrotach dopuszcza się do zmniejszenia prędkości, wydłużając odcinek ruchu na ziemi. Jeżeli po czwartym przelocie nie widać tworzących się plam na śladach nart — można wylądować z zatrzymaniem.

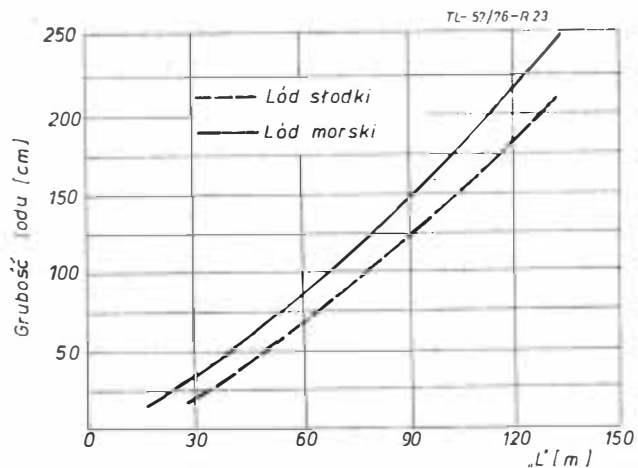
Przykłady rozwiązań nart lotniczych

Pierwsze narty montowane do samolotów miały bardzo prostą, drewnianą konstrukcję. Były montowane na osi goleni w miejsce kół (rys. 11, 12).

Długie przeloty lotnictwa transportowego, kiedy to często start odbywał się z pokrywy śnieżnej, a lądowanie na lotnisku bez śniegu, wymagały konstrukcji podwozi nartowo-kołowych. W pierwszych tego typu konstrukcjach narta montowana była obok koła, a koło wystawało nieco poza



Rys. 22. Krytyczna prędkość kołowania po lodzie w funkcji głębokości wody



Rys. 23. Zależność promienia wpływu L od grubości lodu i odległości od brzegu

obrys powierzchni ślizgowej. Takie rozwiązanie dawało dość duże opory ślizgania i znacznie wydłużało rozbieg. Dzisiaj niemal wyłącznie stosuje się podwozie nartowo-kołowe z przestawianiem narty w położenie *na śniegu* za pomocą instalacji pneumatycznej lub hydraulicznej (rys. 15). Koło umieszczone jest z boku narty, jak na samolocie PZL-104 (rys. 14) lub w centralnym wycięciu zamkniętym płytą przesuwaną sterowaną hydraulicznie (rys. 17) Boczne belki nośne mogą być w tym układzie przedłużone do tyłu.

Koło opierając się o nartę może służyć jako amortyzator (rys. 16).

LITERATURA

1. D. B. SMALL: Flight Tests of the Ski Equipped Mohawk. *Canadian Aeronautics and Space Journal* nr 1/74.
2. J. LECARME: Les Skis. *Aviation Magazine* nr 649-652/1975 r.
3. N. D. van SICKLE: Modern Airmanship.
4. Prospekty fabryczne.
5. *Kridla Vlasti*.
6. F. J. STEVEN: Flying Boat Pilotage. Cz. 3. *Shell Aviation News*.

Opracował mgr inż. Tadeusz Piwowarczyk

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

O Salonie Paryskim-1975

Staraniem Zarządu Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP i Koła Zakładowego przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego i Silnikowego 27 lutego br. odbyło się spotkanie członków Sekcji, na którym kol. mgr inż. Tadeusz Królikiewicz zapoznał zebranych ze sprzętem latającym eksponowanym na XXXI Salonie Paryskim. Jak ocenił prelegent, na liczbie i różnorodności eksponatów odbił się kryzys ekonomiczny zachodniego świata, jak również rywalizacja przemysłów kapitalistycznych: europej-

skiego i Stanów Zjednoczonych. Prelegent przedstawił na prezencjach i omówił większość interesujących samolotów i śmigłowców eksponowanych na lotnisku Le Bourget: od wielkich transportowców i sławnych Concorde oraz Tu-144 — do Pilatus'a Turboporter'a na pływakach i od zwyczajny we współzawodnictwie o kontrakt stulecia w państwach NATO General Dynamics YF-16 — do jego konkurenta, licznie eksportowanego na Wschód — M. Dassault Mirage F-1-c. Ciekawym elementem Salonu był pokaz — na ziemi i w locie — samolotów historycznych, demonstrowanych przez pa-

ryskie Muzeum Lotnictwa. Prelekcja (która odbyła się w sali konferencyjnej ZPLiS) zgromadziła 30 uczestników.

Rozprawa doktorska

W Instytucie Lotnictwa 15 grudnia ub.r. odbyła się obrona rozprawy doktorskiej mgr inż. Wojciecha Klepackiego na temat nieklasycznych zagadnień drgań łopatek turbin lotniczych. Promotorem był prof. dr inż. Waldysław Fiszdun, zaś recenzentami: prof. dr inż. Zbigniew Brzoska i doc. dr inż. Edward Stankiewicz.

Wpływ transportu lotniczego na rozwój Warszawy

Analiza funkcji Warszawy w systemie osadniczym kraju (jako aglomeracji miejskiej, stolicy i miasta światowego). Obecny i przewidywany udział lotnictwa w obsłudze transportowej Warszawy. Konieczność rozwoju transportu lotniczego jako zasadniczego czynnika regionotwórczego, ożywającego przemysł i miastotwórczego.

Jedną z charakterystycznych cech rozwoju działalności człowieka jest proces koncentracji życia społeczno-gospodarczego. Proces ten zachodzi zarówno w produkcji przemysłowej — prowadząc do zwiększania się skali zakładu produkcyjnego oraz do skupiania się zakładów produkcyjnych w określonych miejscach — jak też następuje powstawanie wielkich skupisk ludności, o charakterze miejskim, określanym mianem aglomeracji bądź aglomeracji wielkomiejskich. Pojęcie aglomeracji wielkomiejskiej wywodzi się z terminologii urbanistycznej i obok pojęcia aglomeracji miejskiej bądź przemysłowo-miejskiej jest jednym z najczęściej występujących określeń odnoszących się do wielkich miast. *Warunkiem istnienia aglomeracji miejskiej jest przede wszystkim w pełni rozwinięty rdzeń, przez co rozumie się pewną minimalną liczbę mieszkańców, odpowiednią gęstość zaludnienia, odpowiednią strukturę osiedlową, komunikację i rozwój funkcji centralnych z punktu widzenia kultury, gospodarki i administracji; istnienie przemysłu jest wprawdzie oczywistym zjawiskiem towarzyszącym, niekoniecznie jest jednak istotną częścią miasta*¹⁾.

Funkcje Warszawy w systemie osadniczym kraju

Agglomeracja miejska jest we współczesnym tego słowa znaczeniu dużym, liczącym ponad 250÷300 tys. mieszkańców zespołem miejskim o charakterystycznym układzie centralnym. Zgodnie z przedstawionymi kryteriami w polskich pracach urbanistycznych do ośrodków o charakterze aglomeracji wielkomiejskich zalicza się następujące miasta: Warszawę, Łódź, Kraków, Wrocław, Poznań, Bydgoszcz, Lublin i — jako odrębne aglomeracje — zespół miast GOP-u oraz Trójmiasto.

Określono zatem pierwszą funkcję Warszawy w systemie osadniczym kraju — jako funkcję aglomeracji wielkomiejskiej, drugiej co do wielkości po aglomeracji górnośląskiej (tabl. 1).

Warszawa, obok typowych funkcji ośrodka centralnego wyższego stopnia, pełni funkcję stolicy kraju, aspirując jednocześnie do roli miasta światowego. Wynikają z tego rozliczne funkcje, jakie ma to miasto do speł-

nienia wobec otaczającego regionu. W przypadku Warszawy funkcje te są szczególnie liczne i ważne, a zasięg oddziaływania miasta wyjątkowo duży. Najważniejsze funkcje charakterystyczne dla ośrodka tego szczebla to:

- funkcje administracyjne, gospodarcze i polityczne;
- społeczno-kulturalne;
- naukowe;
- w zakresie lecznictwa i ochrony zdrowia;
- w zakresie transportu;
- łączności i środków masowego przekazu²⁾.

W Warszawie nastąpiła w najwyższym stopniu koncentracja wyliczonych funkcji, jest więc miastem — siedzibą centralnych władz administracyjnych, politycznych i gospodarczych, w zakresie funkcji społeczno-kulturalnych jest największym ośrodkiem wydawniczym kraju, koncentrując np. 60% literatów krajowych i 35% plastyków. W dziedzinie funkcji naukowych w Warszawie skupione jest około 25% kadr naukowców i jednocześnie blisko 1/4 studentów wyższych uczelni kraju. Wysoka koncentracja w zakresie funkcji transportu wyraża się wyposażeniem miasta w urządzenia komunikacyjne w dużo większym stopniu niż w pozostałych aglomeracjach wielkomiejskich w Polsce.

TABLICA 2. Ruch samolotów na Okęlcu w latach 1945÷1973

Rok	Liczba obsłużonych samolotów				
	ogółem	w ruchu		o napędzie odrzutowym	w ruchu czarterowym
		krajowym	międzynarodowym		
1938	2 734			—	—
1945			971	—	—
1950		3 344		—	—
1955	8 428	7 053	1 375 ^{a)}	—	—
1960	12 253	5 581	6 672	432	1 156
1965	14 457	8 886	5 571	2 110	700
1970	30 297	15 952	14 345	8 359	1 761
1971	31 630	16 406	15 224		
1972	34 348	17 915	19 434		
1973	39 421	19 434	19 987		

a) — dane nie obejmują samolotów towarzystw zagranicznych

Źródło: M. Mikulski: Port lotniczy Warszawa-Okęcie w latach 1945–1971; nadbitka; *Biuletyn Informacyjny Lotnictwa Cywilnego* nr 51

TABLICA 1. Aglomeracje wielkomiejskie w Polsce w 1975 roku

l.p.	Wyszczególnienie	Liczba mieszkańców [tys. osób]
	POLSKA	33 691,0
	w tym:	
1	GOP	2 311,1
2	m. st. Warszawa	1 410,4
3	Łódź	787,0
4	Trójmiasto	671,7
5	Kraków	668,3
6	Wrocław	568,9
7	Poznań	506,2
8	Szczecin	363,7
9	Bydgoszcz	313,5
10	Lublin	264,0

Źródło: Mały Rocznik Statystyczny 1975. Warszawa GUS 1975

Warszawa jest największym węzłem kolejowym, samochodowym i lotniczym w kraju, tu zbiegają się najważniejsze linie w komunikacji krajowej i międzynarodowej. Wyjątkowa pozycja Warszawy zaznacza się w każdej z przedstawionych funkcji miasta — jako stolicy kraju i ośrodka centralnego wyższego rzędu. Zasięg oddziaływania miasta jest więc wyjątkowo duży, a w przypadku szeregu funkcji unikalnych w skali kraju (funkcje centralnego ośrodka — stolicy) cały kraj staje się regionem ciężącym do Warszawy.

Oprócz funkcji o znaczeniu krajowym, Warszawa spełnia szereg funkcji wykraczających swym oddziaływaniem poza granice kraju, funkcji typowych dla ośrodka centralnego wyższego rzędu — miasta światowego. Najważniejsze funkcje miasta światowego to:

- siedziba międzynarodowych organizacji politycznych i gospodarczych;
- stolica kraju i jednocześnie otaczającego je bezpośrednio obszaru;
- siedziba organizacji krajowych;
- siedziba krajowych i międzynarodowych banków i instytucji ubezpieczeniowych;
- miejsce wielkiego handlu światowego, handlu hurtowego;

¹⁾ F. Iwanicka-Lyra: Delimitacja aglomeracji wielkomiejskich w Polsce. Warszawa 1969, s. 11.

²⁾ P. Eberhardt: Wielkie miasta jako ośrodki koncentracji działalności gospodarczej i społecznej w Polsce. Warszawa 1968, s. 13.

TABLICA 3. Przewozy w Centralnym Porcie Lotniczym Warszawa-Okęcie w latach 1945 ÷ 1973

Rok	Liczba przewiezionych pasażerów		Przewozy towarowe [tony]		Przewozy pocztowe [tony]	
	ogółem	w ruchu krajowym	ogółem	w ruchu krajowym	ogółem	w ruchu krajowym
1938	15 302	..	377,7	377,7	111,4	111,4
1945
1950	..	60 787	..	351,5	..	10,4
1955	132 786 ^{a)}	122 593	..	1 358,9	..	176,4
1960	213 411	99 793	3 940,3	914,0	1 048,1	73,3
1965	434 732	193 040	7 459,3	1 985,2	1 699,4	197,9
1970	980 654	474 813	9 751,0	4 491,0	2 845,0	425,0
1971	1 124 537	579 838	10 609,9	4 500,9	2 806,6	307,5
1972	1 342 900	872 100	14 900,0	6 200,0
1973	1 563 700	998 100

a) dane nie obejmują pasażerów przewiezionych przez samoloty towarzystw zagranicznych

Źródło: M. Mikulski: Port..., op. cit., s. 51

— miejsce lokalizacji wyspecjalizowanego przemysłu elektronicznego, maszynowego, konfekcyjnego, poligraficznego;

— szeroko rozumiane funkcje kulturalne;

— węzeł komunikacyjny z dogodnymi połączeniami, dobrze zlokalizowany i przygotowany do przyjęcia ruchu zarówno zewnętrznego jak i wewnętrznego, o dużym natężeniu.

Trudno jednoznacznie przesądzić, czy Warszawa jest miastem światowym w pełni, czy tylko miastem aspirującym do roli miasta światowego. Należy tu odwołać się do określenia miasta światowego: *...miasto światowe jest ekonomicznym, kulturalnym i politycznym centrum, którego działalność nie ogranicza się tylko do jednego kraju, lecz jest natury międzynarodowej. Wielkie miasto mające milion mieszkańców nie jest miastem światowym, jeżeli jego oddziaływanie ogranicza się głównie do jednego kraju. Miasto światowe winno mieć ponad kilkaset tysięcy mieszkańców, posiadać duży wolumen produkcji i spożycia różnorodnych dóbr i posiadać wysoce zorganizowane instytucje miejskie*³⁾.

TABLICA 4. Liczba pasażerów na liniach krajowych PLL-LOT w połączeniach z Warszawą w latach 1971 ÷ 1973

Linia	1971	1972	1973 ^{b)}
Warszawa — Bydgoszcz	21 469	24 346	36 415
— Gdańsk	124 682	143 717	148 848
— Katowice	47 793	59 348	66 413
— Koszalin	38 413	50 017	70 251
— Kraków	34 877 ^{a)}	106 723	125 885
— Poznań	55 192	49 572	62 071
— Rzeszów	41 677	45 639	58 135
— Szczecin	50 331	58 896	63 486
— Wrocław	151 588	148 650	167 343
Razem z/do Warszawy	566 019	686 908	798 847

a) wyniki półroczne (przez 6 miesięcy linia była nieczynna z powodu remontu dróg startowych w jednym z portów docelowych linii)

b) bez dzieci poniżej 2 lat

Źródło: Biuletyn Informacyjny Lotnictwa Cywilnego nr 51, s. 8

Niezbędnym kryterium zaliczenia miasta do grupy miast światowych jest sprawna obsługa komunikacyjna, szczególnie w zakresie transportu pasażerskiego dalekiego zasięgu. Transport, a szczególnie transport lotniczy, jest elementem przesądzającym jednoznacznie o uznaniu Warszawy jako miasta światowego.

Obsługa Warszawy przez transport lotniczy

Warszawa, podobnie jak każda aglomeracja wielkomiejska, do właściwego spełniania swych rozlicznych funkcji wymaga sprawnej obsługi transportowej. Zasięg oddziaływania miasta — sięgający kilkaset kilometrów w skali krajowej i tysięcy w międzynarodowej — sprawia, że szczególne znaczenie dla obsługi miasta ma transport dalekiego zasięgu. Miasto reprezentuje pewien potencjał przewozowy, ma potrzeby przewozowe. Potrzeby te wynikają

z wielu czynników, a do najważniejszych zaliczyć można: wielkość danego miasta, odległość od innych dużych ośrodków centralnych oraz sumę funkcji właściwych ośrodkowi centralnemu jakim jest miasto.

Trudno jednoznacznie ocenić, które z funkcji miasta jako ośrodka centralnego w największym stopniu stanowią źródła powstawania potrzeb przewozowych. Potrzeby te wynikają zarówno z funkcji politycznych (Warszawa jako siedziba krajowych i międzynarodowych organizacji politycznych), gospodarczych (banki, instytucje, ministerstwa) jak i szeroko rozumianych funkcji naukowych i kulturalnych. W zaspokajaniu potrzeb przewozowych aglomeracji Warszawy biorą udział praktycznie wszystkie środki transportu, ale tylko transport lotniczy jest tym elementem kompleksowej obsługi transportowej, który różnicuje jakościowo obsługę aglomeracji wielkomiejskiej Warszawy od innych miast kraju.

Pojawienie się transportu lotniczego w transportowej obsłudze aglomeracji wielkomiejskich w Polsce spowodowane jest zasięgiem wielofunkcyjnego oddziaływania aglomeracji, wielkością regionu węzłowego. W przypadku Warszawy wielkość tego regionu odpowiada powierzchni całego kraju, stąd odległości rzędu 300-400 km w komunikacji pomiędzy miastem a oddalonymi punktami w kraju. Najbardziej sprawniejszą obsługę komunikacyjną na tych odległościach zapewnia transport lotniczy, dla którego są to typowe trasy bliskiego i średniego zasięgu. Średnia prędkość samolotu jest w warunkach polskich 2-3-krotnie większa niż pociągu i 2,5-krotnie większa niż autobusu.

Podstawowymi samolotami stosowanymi obecnie w połączeniach krajowych są turbośmigłowe An-24, w mniejszym stopniu czterosilnikowe samoloty typu Il-18. W połączeniach zagranicznych stosuje się samoloty Il-18, Il-62, Tu-134.

Konkretnym wyrazem obsługi miasta przez transport lotniczy jest fakt istnienia przy nim portu lotniczego, w przypadku Warszawy — CPL Okęcie.

Lotnisko Okęcie odgrywa bardzo ważną rolę dla miasta stołecznego Warszawy. Jest ono ogniwem infrastruktury technicznej miasta o zasięgu krajowym i międzynarodowym, jest węzłem transportowym Warszawy i Polski.

Wzrost liczby połączeń lotniczych Warszawy o zasięgu krajowym i międzynarodowym spowodował znaczne nasilenie ruchu w porcie lotniczym Okęcie. Ruch samolotów w Centralnym Porcie Lotniczym Warszawa-Okęcie w latach 1945 ÷ 1975 ilustruje tabl. 2.

Lata powojenne charakteryzowały się dużą dynamiką przewozów w omawianym porcie lotniczym. W roku 1946 obsłużono około 3,5-krotnie więcej pasażerów niż w roku 1938. W roku 1958 przewozy pasażerskie były już około 10-krotnie wyższe. Szczególnie systematyczny wzrost przewozów pasażerskich notowano na liniach międzynarodowych na skutek wzrostu liczby połączeń zagranicznych i wzrostu zdolności przewozowej na tych liniach. Przez lotnisko warszawskie odbywa się w zasadzie cały lotniczy ruch międzynarodowy, obejmujący aż 98% polskich lotniczych przewozów zagranicznych⁴⁾.

W skali lotniczych portów europejskich Centralny Port Lotniczy Warszawa-Okęcie należy do portów małych. Ustępuje wielu portom lotniczym Europy zachodniej, jak również wielu portom stołecznym krajów demokracji ludowej.

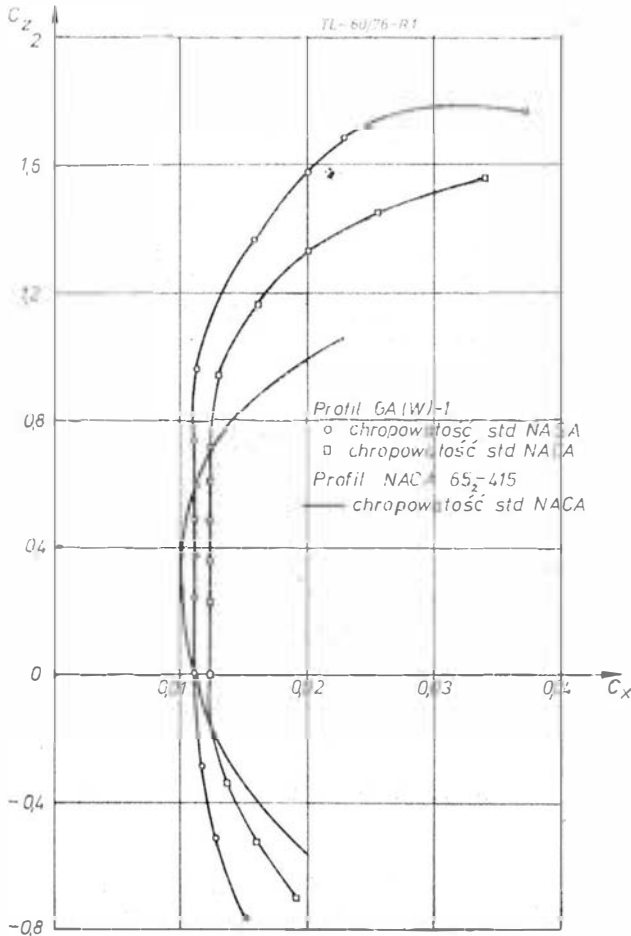
⁴⁾ W. Mickiewicz: Aglomeracja miejska a lotnisko. Materiały z konferencji naukowo-technicznej pt. Lotnisko jako element przestrzennego zagospodarowania aglomeracji miejskiej. SITK Gdańsk 1973.

³⁾ Zum Problem der Weltstadt. Berlin 1959, s. 112.

Profil GA(W)-1

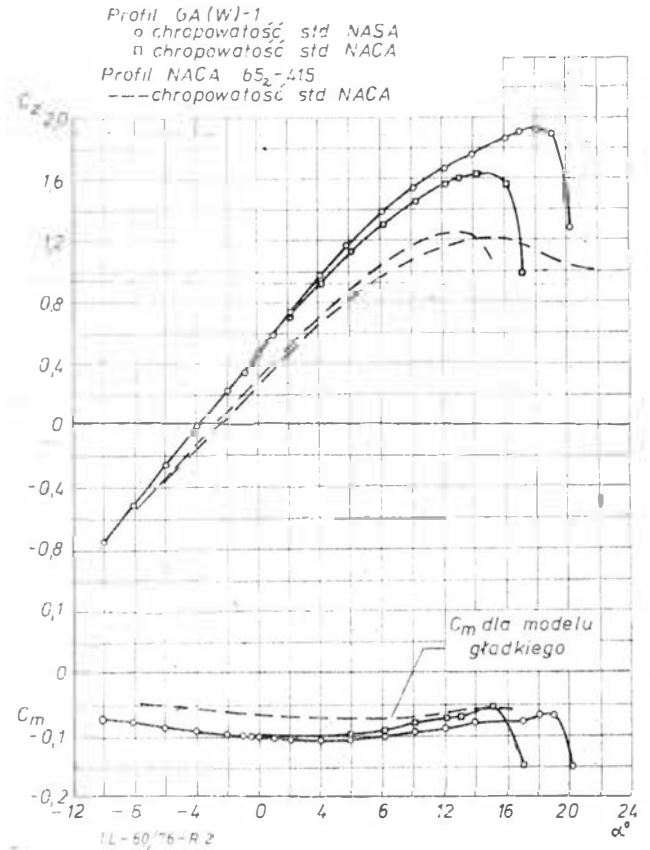
Dane techniczne

Profil GA(W)-1 został opracowany w biurach NASA przez aerodynamika Richarda T. Whitcomb'a. GA w nazwie profilu pochodzi od słów General Aviation (ogólnolotniczy), (W) — od Whitcomb, -1 oznacza pierwszy z serii.



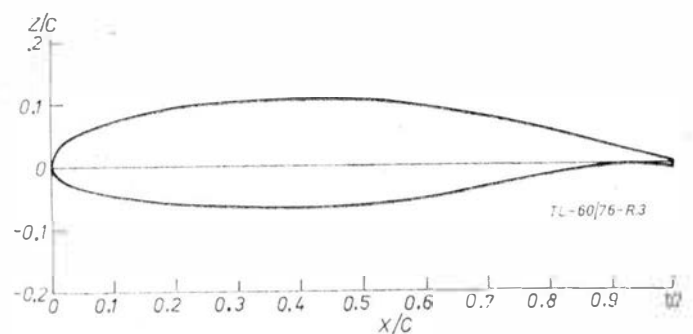
Rys. 1. Porównanie biegunowych profili GA(W)-1 i NACA 65₂-415

Charakterystyki profilu NASA GA(W)-1, uzyskane w wyniku dmuchań tunelowych, znacznie przewyższają charakterystyki profili NACA; i tak np. C_{zmax} profilu GA(W)-1 jest o około 30% większy od C_{zmax} profili NACA, zaś jego doskonałość jest większa o ok. 50% od pozostałych.



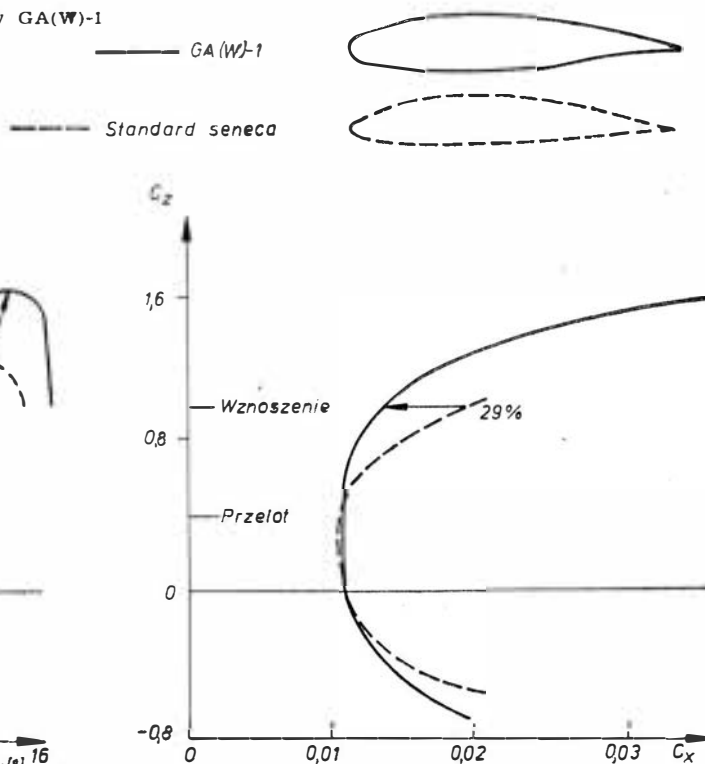
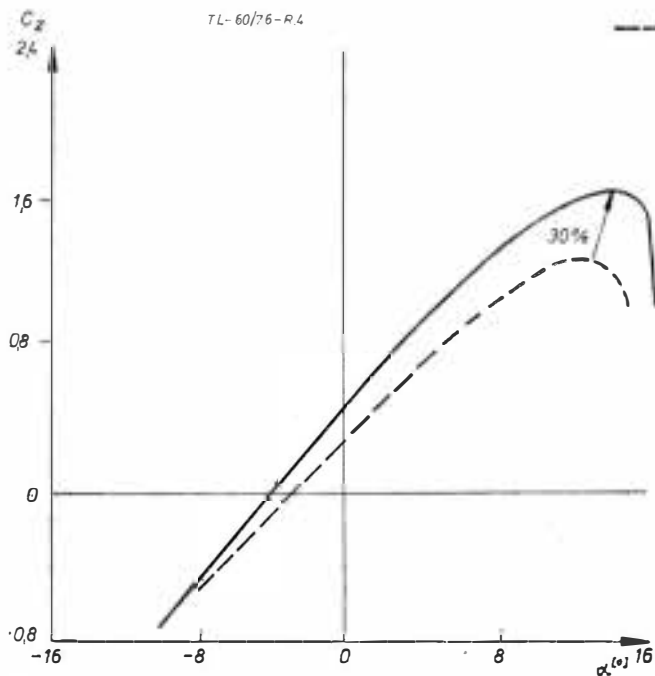
Rys. 2. Porównanie charakterystyk $C_z(\alpha)$ i $C_m(\alpha)$ profili NASA GA(W)-1, NACA 65₂-415 i 65₄18; $M = 0,2$, $R = 8 \cdot 10^8$

Poniżej został przedstawiony rysunek profilu GA(W)-1 oraz jego współrzędne.



Rys. 3. Profil NASA GA(W)-1

Rys. 4. Porównanie charakterystyk tunelowych profilów GA(W)-1 oraz STANDARD SENECA



TABLICA. Współrzędne profilu NASA GA(W)-1

x/c	$(z/c)_{upper}$	$(z/c)_{lower}$
0.0	0.0	0.0
.002	.01300	-.00974
.005	.02035	-.01444
.0125	.03069	-.02052
.025	.04165	-.02691
.0375	.04974	-.03191
.05	.05600	-.03569
.075	.06561	.04209
.100	.07309	-.04700
.125	.07909	-.05067
.150	.08413	-.05426
.175	.08848	-.05700
.20	.09209	-.05926
.25	.09778	-.06265
.30	.10169	-.06448
.35	.10409	-.06517
.40	.10500	-.06483
.45	.10456	-.06344
.50	.10269	-.06901
.55	.09917	-.05683
.575	.09674	-.05396
.60	.09374	-.05061
.625	.09013	-.04678
.65	.08604	-.04265
.675	.08144	-.03830
.700	.07639	-.03383
.725	.07096	-.02930
.750	.06517	-.02461
.775	.05913	-.02030
.800	.05291	-.01587
.825	.04644	-.01191
.850	.03983	-.00852
.875	.03313	-.00565
.900	.02639	-.00352
.925	.01965	-.00248
.950	.01287	-.00257
.975	.00604	-.00396
1.000	-.00074	-.00783

Do badań tunelowych użyto profilu o cięciwie (c) równej 58,42 cm (23 in).

Zastosowanie praktyczne profilu GA(W)-1

W Stanach Zjednoczonych powstał program Atlit — przebadania profilu GA(W)-1 na zmodyfikowanym samolocie Piper Seneca. Modyfikacja polegała na zmianie profilu skrzydeł, wprowadzeniu spoilerów zamiast klasycznych lotek oraz klap Fowlera na całej rozpiętości.

Opisana modyfikacja przyniosła następujące korzyści:

- zmniejszenie zużycia paliwa ● około 10%;
- zwiększenie siły nośnej na skrzydłach o około 30%;
- zmniejszenie powierzchni nośnej o 25% (4,7 m²);
- zwiększenie prędkości wznoszenia o 1÷1,8 m/s (200÷300 fpm);
- zwiększenie prędkości przelotowej o 10 mph (~16,1 km/h).

Podczas pierwszych lotów (100 h) samolotu Piper z profilem GA(W)-1 jest przewidywane monitorowanie około 40 parametrów. Rejestracji podlegać będą zarówno sygnały sterujące jak i odpowiedzi badanej struktury dla różnych faz lotu.

Program Atlit kosztował około 0,5 mln dol.

Opracował R.S. na podstawie: *New NASA General Aviation Airfoil*, Newport News, Virginia 23606 oraz *Aviation Week & Space Technology* 3 II 1975

WCT/56/K/76

Mil Mi-6 • ZSRR •

Ciężki śmigłowiec transportowy

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy jednowirnikowy śmigłowiec ze śmigłem ogonowym.

Kadłub. Metalowy, konstrukcji półskorupowej z dużą ilością podłużnic i wrg. W przedniej części znajduje się dobrze oszklona kabina załogi z szybami odladzanymi. Część centralna kadłuba o przekroju zbliżonym do prostokąta mieści obszerną ładownię, przedział silnikowy i przedział zbiorników paliwa. Ładownia posiada wzmocnioną podłogę wytrzymałą na naciski do 2000 kg/m², w której przewidziano specjalne uchwyty do mocowania ładunków. Ponadto wyposażona jest w elektrycznie napędzaną wciągarkę o sile na haku 800 kG, z możliwością jej zwielokrotnienia za pomocą układu wielokrążków. Wygodny załadunek umożliwia tylny luk załadowczy wyposażony w trap. Drzwi luku, jak również trap sterowane są siłownikami hydraulicznymi. Możliwy jest załadunek niewielkich przedmiotów (przy użyciu wciągarki) w czasie zawisu śmigłowca. Służy do tego centralny luk montażowy w podłodze. Ładunki o dużych gabarytach i ciężarze do 9000 kG można transportować na zewnątrz śmigłowca przez podwieszenie na linie. Śmigłowiec może także służyć do przewozu pasażerów. W tym celu wzdłuż burt ładowni rozmieszczone są odchylane fotele oraz istnieje możliwość zamontowania foteli pośrodku kabiny. Tak przystosowany śmigłowiec jest w stanie przewozić 65 ludzi. Przewidziano możliwość utworzenia wersji sanitarnej. Przystosowanie śmigłowca do tej wersji polega na zamocowaniu w specjalnych uchwytach 41 sztuk noszy oraz na zamontowaniu indywidualnej instalacji tlenowej dla każdego chorego. Tylna część kadłuba przechodzi w belkę ogonową zakończoną skośnym statecznikiem pionowym. Na belce ogonowej zawieszony jest niewielki statecznik poziomy, przestawialny w locie.

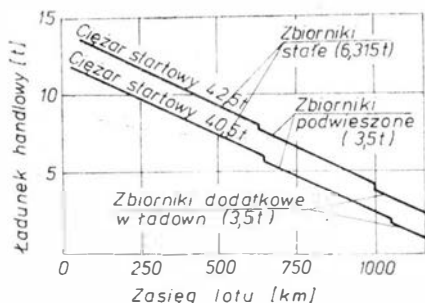
Wirnik nośny 5-łopatowy, przegubowy z tłumikami wahań łopat w płaszczyźnie poziomej. Obrys łopat prostokątno-trapezowy w egzemplarzach wyprodukowanych przed 1965 r. i prostokątny w egzemplarzach produkowanych po 1965 r. Łopaty zwichrzone aerodynamicznie (profile CAGI-P-57-9 na końcu łopaty i NACA 230M przy głowicy) oraz geometrycznie. Konstrukcja łopat metalowa. Stalowy dźwigar ma formę integralnej walcowanej na zimno rury, o zmiennym przekroju. Do dźwigara za pomocą specjalnych węzłów zamocowany jest szkielet złożony z 20 sekcji. Każda sekcja składa się z części noskowej i spływowej. Pokrycie części spływowej podarte jest wypełniaczem ulowym. Poszczególne sekcje nie są połączone między sobą w sposób sztywny. Na krawędzi natarcia zamontowana jest elektryczna instalacja przeciwoblodzeniowa. W czasie przelotów wirnik nośny jest częściowo odciążany przez niewielki, doczynny piąt nośny. Śmigło ogonowe 4-łopatowe, przestawialne, odladane elektrycznie.

Podwozie 3-kołowe, z kołem przednim. Podwozie główne trójprętowe, wyposażone w koła o wymiarach 1325 X 480 mm. Amortyzatory olejowo-gazowe mają dwie komory niskiego i wysokiego ciśnienia. Komory wysokiego ciśnienia amortyzatorów prawego i lewego podwozia są połączone ze sobą układem przetwarzania, wyposażonym w srebrny tłumik. Układ taki zapewnia tłumienie drgań zarówno przy małym, jak i przy dużym obciążeniu podwozia. Podwozie przednie jednoczołowe, samonastawne, posiada 2 koła o wymiarach 720 X 310 mm. Amortyzacja olejowo-gazowa.

Zespół napędowy: 2 silniki turbinowe Sotlowiew D-25W o mocy startowej 5500 KM i nominalnej 4700 KM. Moc startowa jest utrzymywana do wysokości 3000 m i przy temperaturze otoczenia do +40°C. Wloty



do silników zaopatrzone są w elektryczną instalację przeciwoblodzeniową. Łopatki kierownicy I stopnia sprężarki podgrzewane są gorącym powietrzem. Osłony silników dwuczęściowe, odchylane hydraulicznie. Dolna część osłony po odchyleniu stanowi podest dla mechanika wykonującego przeglądy i obsługę. Układ paliwowy składa się z 11 głównych zbiorników mogących pomieścić 6560 kG paliwa oraz zbiorników doczepnych o pojemności 4400 kG. W razie konieczności można jeszcze zamontować uzupełniające zbiorniki w ładowni (pojemność 4400 kG). Śmigłowiec zaopatrzony jest w automat sterujący dystrybucją paliwa z poszczególnych zbiorników w ten sposób, że przemieszczenia środka ciężkości są zredukowane do minimum.



Instalacja hydrauliczna. Składa się z 3 niezależnych układów: głównego, dublującego i wspomagającego. Każdy z układów posiada oddzielne pompy napędzane od reduktora głównego oraz oddzielne zespoły regulacyjne. Ciśnienie w układzie 120÷155 kg/cm². W przypadku awarii układu głównego, który zasila wzmocniacze (bustery) w układzie sterowania, następuje automatyczne jego odłączenie i włączenie układu du-

blującego lub wspomagającego. W normalnych warunkach układ wspomagający służy do zasilania mechanizmów otwierania osłon silników, drzwi trapu, luku załadowczego, regulacji foteli pilotów itp. Układy główny i wspomagający posiadają dodatkowe pompy napędzane silnikami elektrycznymi, co umożliwia pracę urządzeń hydraulicznych na ziemi przy unieruchomionych silnikach.

Wyposażenie. Oprócz normalnego zestawu przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych śmigłowiec posiada: radiowysokościomierz małych wysokości, elektryczne sztuczne horyzonty, automatyczny radiokompas, żyrobosolę indukcyjną, odbiornik markera, dwie radiostacje: średnio- i krótkofalową oraz UKF. Zasilanie urządzeń elektrycznych z dwóch prądnic prądu stałego o mocy 12 kW i napięciu 27 V oraz z dwóch prądnic trójfazowych prądu przemiennego o mocy 90 kVA i napięciu 360 V. Częstotliwość prądu przemiennego 400 Hz. Na pokładzie znajdują się również akumulatory, które w razie awarii prądnic, lub zatrzymania silników zabezpieczają pracę niezbędnych do lotu urządzeń przez 30 min. Oprócz powyższych źródeł energii elektrycznej śmigłowiec zaopatrzony jest w niezależny przewożony na pokładzie agregat energetyczny, złożony z silnika turbinowego AI-8 o mocy 100 KM i generatora o mocy 24 kW. Urządzenie to służy do zasilania odbiorników elektrycznych śmigłowca w warunkach polowych i przy unieruchomionych silnikach.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prace konstrukcyjne rozpoczęto latem 1954 r. Pierwszy lot prototypu nastąpił w czerwcu 1957 r. 30 października 1957 r. załoga dowodzona przez Rafaela Kapreliana ustanowiła pierwszy rekord międzynarodowy — podniesienie ładunku 12 T na wysokości 2432 m. Do chwili obecnej ustanowiono na Mi-6 12 rekordów międzynarodowych, między innymi rekord prędkości na dystansie 100 km, wynoszący 340 km/h. Pierwsze partie seryjne dostarczono do Indii, Pakistanu i DRW. Na bazie Mi-6 skonstruowano (przez modyfikację kadłuba i podwozia) śmigłowce latające dźwigi Mi-10 i Mi-10K. Za skonstruowanie śmigłowca Mi-6 zespół dr M. L. Miła otrzymał międzynarodową nagrodę im. Igora Sikorskiego.

DANE TECHNICZNE

Wymiary

Srednica wirnika	35 m
Srednica śmigła ogonowego	6,3 m
Długość z obracającym się śmigłem i śmigłem ogonowym	42,02 m
Długość bez wirnika i śmigła ogonowego	33,165 m
Wysokość	9,156 m
Rozpiętość skrzydła	15,3 m
Rozstaw podwozia	7,5 m

Baza podwozia	9,175 m
Minimalna odległość od ziemi	0,596 m
Wewnętrzne wymiary ładowni: długość	11,725 m
— szerokość	2,655 m
— wysokość	2,048 m
Wymiary drzwi przednich i tylnych	1,71 X 0,81 m
Wymiary drzwi ładunkowych w tylnej części kadłuba	2,52 X 2,655 m
Wymiary centralnego luku montażowego w podłodze	1,44 X 1,93 m

Ciężary

Ciężar pustego śmigłowca
 Nominalny ciężar startowy
 Maks. ciężar startowy przy starcie pionowym
 Maks. ciężar startowy w wersji przeciążonej
 Ładunek handlowy
 Maks. ciężar ładunku podwieszanego
 Ciężary paliwa: w zbiornikach stałych

— w zbiornikach podwieszonych
 — w zbiorniku dodatkowym montowanym w ładowni

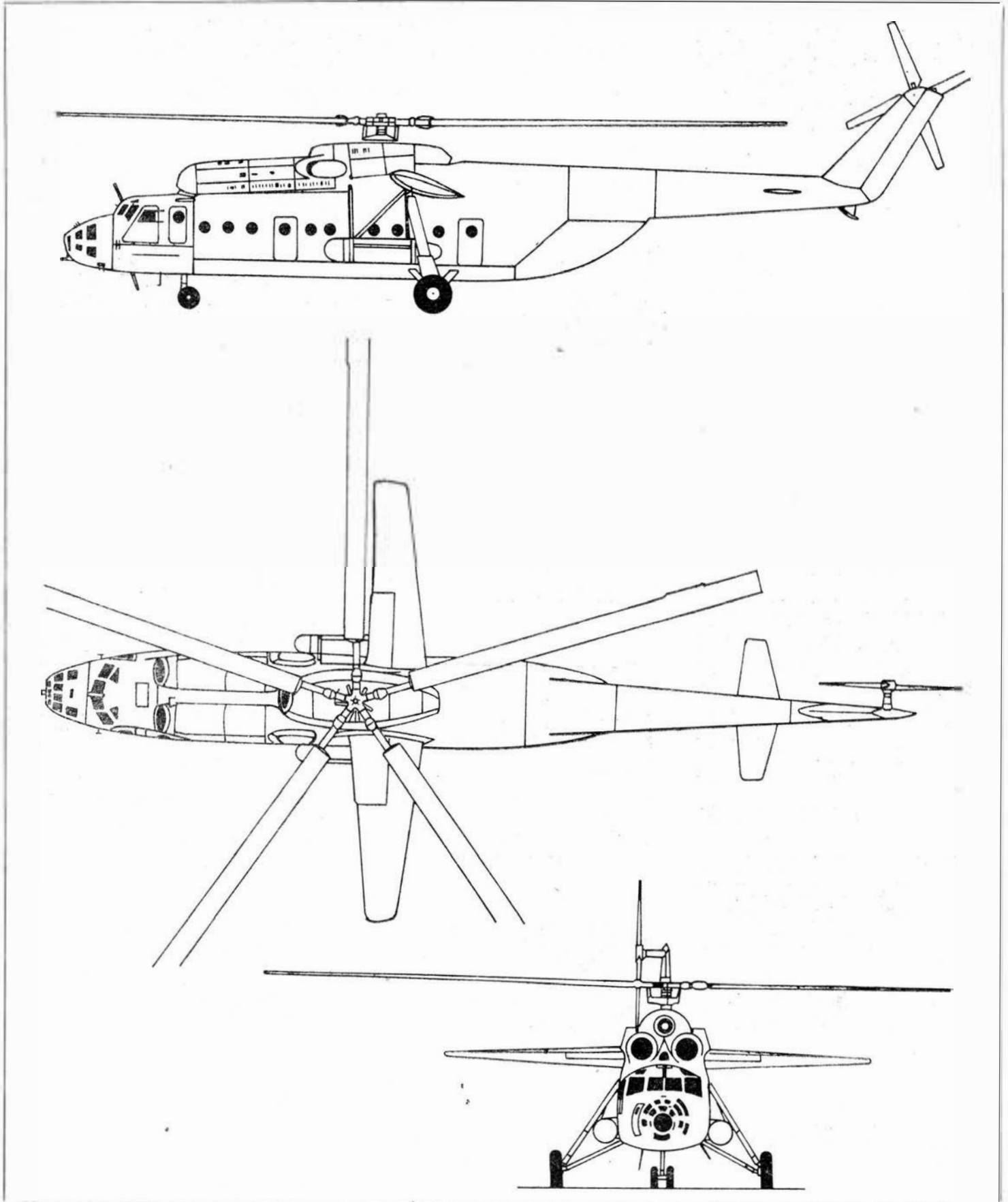
27 800 kG
 40 500 kG
 42 500 kG
 44 000 kG
 do 12 000 kG
 8 000 kG
 6 560 kG

4 400 kG
 4 400 kG

Osiągi

Prędkość maks. 300 km/h
 Prędkość przelotowa 250 km/h
 Pułap maks. 4 500 m
 Pułap z maks. ciężarem startowym 3 000 m
 Zasięg: z ładunkiem handlowym 8000 kG 620 km
 — z ładunkiem handlowym 4500 kG i zbiornikami podwieszonymi 1 000 km
 — maksymalny, z dodatkowym zbiornikiem wewnątrz kadłuba 1 450 km
 Załoga: 5 osób (2 pilotów, nawigator, mechanik pokładowy, radiooperator).

M..J.



Kawasaki C-1 • Japonia •

Transportowiec wojskowy średniego zasięgu

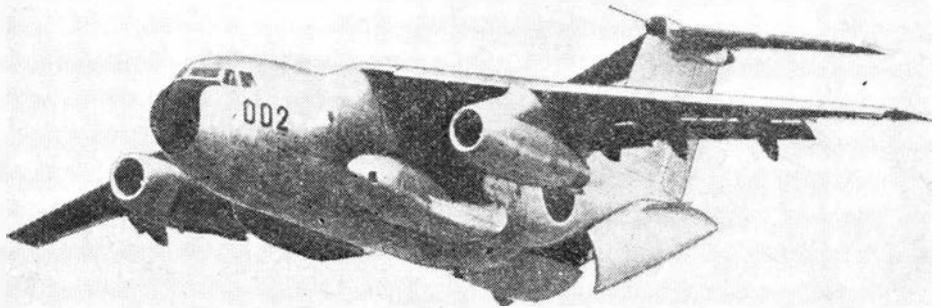
KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy odrzutowy górnopłat z silnikami w gondolach podskrzydłowych.

Plat wolnonośny z umiarkowanym skosem do tyłu, nieco zwiększonym na krawędzi natarcia skrzydła środkowego (między gondolami silników). Skos 20° mierzony na 1/4 cięciwy. Grubość względna u nasady 12%, a na końcu 11%. Wznios ujemny 50°30' od części środkowej. Konstrukcja dwudźwigarowa, wg zasady *fail-safe*, ze stopu lekkiego — łącznie z powierzchniami sterowymi. Na krawędzi spływu każdego skrzydła dwie kłapy czteroszczelinowe o kącie wychylenia do 75°. Przed nimi na każdym skrzydle trzy spoilery używane w locie i jeden spoiler stosowany na dobiegu, napędzane wałkami skrętnymi. Na każdej z krawędzi natarcia czteroczęściowe sloty. Lotki na zewnątrz kłap. Kłapka odciążająca na prawej lotce, wyważająca na lewej poza tym na obu lotkach kłapki sprężynowe. Lotki wychylane ręcznie, kłapy hydraulicznie. Krawędź natarcia odłączana termicznie — gorącym powietrzem upustowym z silnika.

Kadłub konstrukcji półskorupowej, wg zasady *fail-safe*, o przekroju kołowym. Całość ze stopu lekkiego. Załoga pięcioosobowa: pilot, II pilot, mechanik pokładowy i nawigator w kabine załogi, natomiast kontroler ładunku w kabine transportowej. W dachu nad kabiną załogi wyjście awaryjne. Obie kabiny klimatyzowane i hermetyzowane. Standardowy ładunek stanowi: 60 żołnierzy, 45 spadochroniarzy. 36 rannych na noszach wraz z personelem. Jako transporter ładunku kadłub może pomieścić: samochód ciężarowy o nośności 2500 kG, haubicę 105 mm, dwie ciężarówki 750 kG lub trzy łaziki. Można załadować również maksimum 3 palety transportowe o szerokości 2,24 m i długości 2,74 m (skonstruowane dla samolotu Shin Meiwa). Podłoga kabiny może być obciążana do 7 kG/cm². Na rampie załadowczej i podłodze kabiny ładunkowej rolki ułatwiające transport wewnętrzny. Między rolkami punkt do mocowania ładunku. Dostęp do kabiny załogi przez drzwi w lewej burcie z przodu kadłuba, otwierające się w dół z wbudowanymi schodkami. Drzwi dla spadochroniarzy, będące również wycieczkami awaryjnymi, po obu stronach kadłuba, za krawędzią spływu skrzydła. Przy zrzutach z powietrza otwiera się w locie tylne drzwi (rampę załadowczą) aż do pełnego obręsu kabiny. Jest to możliwe dzięki zawieszaniu na zawiasach w suficie tylnej przegrody ciśnieniowej i obracaniu się jej do tyłu. Przy ładunku i wyładunku ciężkiego sprzętu na ziemi tył kadłuba podpira się wspornikami.

Usterzenie w układzie T, wolnonośne, ze stopów lekkich, o skosie na obu powierzchniach: 30° na 1/4 cięciwy statecznika poziomego. Usterzenie poziome ze wzniosem ujemnym 5°, w układzie statecznik-ster, ze zmiennym kątem zaklinowania statecznika. Kłapka wyważająca na każdej części steru wysokości, na sterze kierunku kłapka wyważająco-odciążająca. Stery wysokości i kierunku są napędzane hydraulicznie przez dwa niezależne układy silników. Ster wysokości poza tym, w przypadkach awaryjnych, może być sterowany ręcznie. Statecznik poziomy odłączany termicznie, przy użyciu maty ogrzewanej elektrycznie.

Podwozie trzypunktowe z przednim punktem podparcia, chowane hydraulicznie, konstrukcji firmy Sumitomo. Każdy zespół podwozia głównego z dwoma parami kół w układzie tandem chowa się w kierunku do przodu, do gondoli po obu stronach kadłuba. Zespół przedni dwukołowy chowa



się również do przodu. Koła wytwórni Kayaba, ogumienie firmy Dunlop. W pneumatykach kół głównych ciśnienie 5,27 kG/cm². Koła wyposażone w hamulce hydrauliczne i urządzenie przeciwpoślizgowe (również wytwórni Kayaba).

Napęd. Dwa silniki turbowentylatorowe Pratt-Whitney JT8D-9 o ciągu statycznym 6575 kG, zamontowane w gondolach pod skrzydłami i wyposażone w odwracacze ciągu. W skrzydłach cztery integralne zbiorniki paliwa o łącznej pojemności 15200 l. Napełnianie wszystkich zbiorników pod ciśnieniem w jednym punkcie, dodatkowo każdy zbiornik ma jeden wlew nad skrzydłem do napełniania grawitacyjnego.

Wyposażenie. Instalacja ciśnieniowa i klimatyzacyjna wykorzystująca powietrze upustowe z silnika. Pomocniczy zespół silnikowy w przedniej części prawej gondoli podwozia. Trzy niezależne układy hydrauliczne. Instalacja elektryczna zasilana z prądu prądu zmiennego napędzanych silnikami i pomocniczym zespołem silnikowym. Standardowe wyposażenie pilotażowe stanowi: pilot automatyczny, radar dopplerowski, radiowysokościomierz, radiostacje UKF, radiobusola automatyczna, średniofalowa radiobusola UKF, odbiornik markera, VOR/ILS, ultrakrótkofalowy system nawigacji lotniczej bliskiego zasięgu i dużej dokładności dla potrzeb lotnictwa taktycznego TACAN, aparatura radiolokacyjna selektywnego rozpoznawania, układ pilotażowo-nawigacyjny, podwójny układ kursowy. Na życzenie odbiorcy system radionawigacyjny LORAN i radar meteorologiczny.

Uwagi. Pod wieloma względami program prób w locie spełnił bardzo optymistyczne oczekiwania japońskich sił powietrznych. Jednakże w ich wyniku musiano wprowadzić ponad 400 modyfikacji. Najbardziej kłopotliwa była likwidacja buffetingu tylnej części kadłuba oraz uzyskanie właściwej sterowności poprzecznej. Stwierdzono, że buffeting powstaje na skutek połączenia odchylonej strugi za skrzydłem z wirami utworzonym w „tunelu” ukształtowanym przez gondole silnika oraz gondole podwozia. Po pewnych doświadczeniach usunięto te drgania przez modyfikację obręsu wspornika gondoli silnikowej oraz dodanie grzebieni o długości 2,80 m w górnych częściach

osłon tylnego wlotu załadowczego. Problem sterowania miał mniej proste rozwiązanie. Otóż lotki samolotu XC-1A (prototyp) były uruchamiane ręcznie, podczas gdy stery wysokości i kierunku — hydraulicznie, z możliwością przejścia w przypadku awarii na sterowanie mechaniczne. Piloci skarżyli się nie tylko na sterowność boczną, ale i na ogólne trudności w sterowaniu. Pozytywne wyniki otrzymano dopiero po wprowadzeniu układu sterowania inną drogą oraz dodaniu silników do układu sterowania lotkami.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot C-1 jest średnich rozmiarów transportowcem wojskowym, zaprojektowanym zgodnie z wymaganiami JASDF (Japońskie Siły Powietrzne Samoobrony) i w celu zastąpienia wysłużonego już tlokowego Curtiss C-46 Commando. Projekt wstępny rozpoczęto w NAMCO (Nihon Aeroplane Manufacturing Company) w 1966 r., a w 1968 r. podpisano kontrakt na prace rozwojowe prototypu. Pełnowymiarową makietę ukończono w marcu 1968 r., a jesienią rozpoczęto budowę dwóch latających prototypów XC-1 i jednego płatowca do prób wytrzymałościowych. Pierwszy prototyp latający, zamontowany w zakładach Kawasaki Gifu, odbył swój pierwszy lot 12.XI 1970 r., a drugi prototyp 16.I 1971 r. Prototypy te zostały przekazane Urzędowi Obrony Japonii (Japan Defence Agency) odpowiednio 24.II i 20.III 1971 r. Dalsze prace rozwojowe i badania przydatności zakończono w JDA w marcu 1973 r. Do końca lutego 1974 r. ukończono dwa egzemplarze przedseryjne, jak również badania zmęczeniowe płatowca. Od tego czasu jeden z prototypów i oba samoloty przedseryjne były użytkowane przez jednostkę transportową JASDF. Jednocześnie samolotów seryjnych C-1 dostarczono w roku finansowym 1973, 13 następnym w 1974. Przewiduje się dalszą kontynuację produkcji zgodnie z piątym planem rozwoju obrony. Głównym wykonawcą w programie C-1 jest Kawasaki, gdzie produkuje się przednią część kadłuba, środkową część płata, dokonuje się montażu końcowego i prób w locie. Głównymi poddostawcami są: Fuji (zewnątrzne części skrzydeł), Mitsubishi (środkowa i tylna część kadłuba, stateczniki oraz wykonanie makiety) oraz Nihon Hikoki (kłapy, lotki, wsporniki gondoli silnikowych i gondole silnikowe).

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	30,60 m	— szerokość	2,70 m
Cięciwa skrzydła u nasady	6,30 m	— wysokość do progu	1,25 m
Cięciwa skrzydła na końcu	2,00 m	Kabina ładunkowa: długość maks.	10,60 m
Wydłużenie skrzydła	7,8	— szerokość maks.	3,60 m
Długość całkowita	29,0 m	— wysokość maks.	2,55 m
Długość kadłuba	26,50 m	— powierzchnia podłogi	28,6 m ²
Wysokość całkowita	9,99 m	— objętość (do rampy)	73,8 m ³
Rozpiętość usterzenia	11,30 m	Powierzchnie: nośna	120,5 m ²
Rozstaw podwozia	4,40 m	— lotek (całkowita)	3,4 m ²
Rozstaw osi (baza podwozia)	9,33 m	— kłap (całkowita)	22,9 m ²
Tylna rampa załadowcza: długość	2,67 m	— spoilerów	8,9 m ²

— statecznika pionowego
 — steru kierunku z klapkami
 — usterzenia poziomego
 — steru wysokości z klapkami
 Ciężar własny
 Ciężar z wyposażeniem
 Ciężar użyteczny
 Ciężar startowy maksymalny
 Obciążenie skrzydła maksymalne
 Maksymalne obciążenie ciągu

15,8 m²
 6,4 m²
 18,3 m²
 6,5 m²
 23 150 kG
 24 100 kG
 8 000 kG
 38 700 kG
 321,2 kG/m²
 2,94 kG/kG

Osiągi (dla ciężaru 38 700 kG):
 Prędkość maksymalna (dla $H = 7620$ m
 i $Q = 35 450$ kG)
 Prędkość wznoszenia ($H = 0$ m)
 Pułap praktyczny
 Pułap praktyczny na jednym silniku
 Rozbieg
 Dobieg
 Zasięg (z maks. ilością paliwa i ładunkiem 2300 kG)
 Zasięg (z ładunkiem 8000 kG)

806 km/h
 17,7 m/s
 11 580 m
 5 485 m
 640 m
 455 m
 3 353 km
 1 300 km
 T.W.



Charakterystyki techniczno-ekonomiczne współczesnych samolotów komunikacyjnych

Podstawowe zmiany charakterystyk techniczno-ekonomicznych współczesnych samolotów. Metody określania bezpośrednich kosztów eksploatacji samolotu oraz analiza ich poszczególnych składników.

- zwiększenie doskonałości aerodynamicznej samolotów komunikacyjnych (rys. 1);
- zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa na zakresie przelotowym (rys. 2);
- zwiększenie współczynnika ciągu jednostkowego silników (rys. 3);
- zmniejszenie współczynnika oporu falowego samolotów poprzez wprowadzenie profili superkrytycznych, opracowanych przez dr Whitcomba (rys. 4).

Ze względu na podstawowe zależności między charakterystykami ekonomicznymi i parametrami techniczno-eksploatacyjnymi samolotów komunikacyjnych wydaje się celowe rozpatrzenie niektórych trendów dotyczących zmian parametrów techniczno-ekonomicznych tych samolotów.

wielokrotnego zwiększenia niezawodności zespołów i agregatów lotniczych zmniejszyły się jednostkowe koszty obsługi technicznej i fundusz remontowy samolotów. Na rysunku 5 przedstawiono, jak zmieniały się w czasie koszty jednostkowe obsługi technicznej samolotu Boeing 707-300. W miarę pojawiania się szybszych i pojemniejszych samolotów rosła również ich produktywność godzinowa (rys. 6).

Rysunek 7 ilustruje poziom cen samolotów w 1972 r. W związku z inflacją w krajach kapitalistycznych aktualne ceny samolotów w porównaniu do 1972 r. wzrosły o 20÷50%.

Metody określania struktury bezpośrednich kosztów eksploatacji samolotów

Metoda określania bezpośrednich kosztów eksploatacji samolotów została opracowana po raz pierwszy przez Air Transport Association of America (ATA) w 1944 r. Punktem wyjścia dla tej metody były dane statystyczne uzyskane z eksploatacji samolotów DC-3 Dakota i następnie ekstrapolowane tak, aby objąć również te koszty dla większych maszyn, które wówczas wchodziły do eksploatacji.

W 1948 r. stwierdzono nieprzydatność tej metody ze względu na zwiększanie się cen materiałów, paliwa i smarów oraz kosztów personelu lotniczego i robocizny. W związku z tym Stowarzyszenie Transportu Lotniczego ATA poddało rewizji istniejące dane statystyczne (dotyczące również samolotów czterosilnikowych) i w roku 1949 opublikowało nowelizację metody.

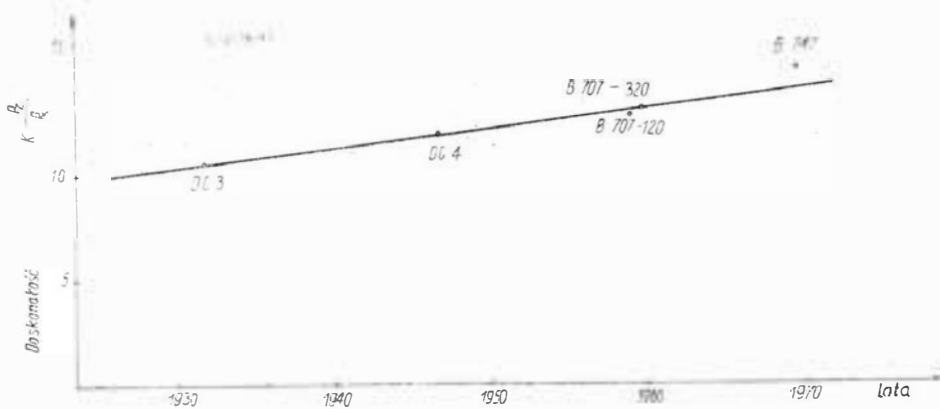
Z kolei, z uwagi na analogiczne okoliczności, metoda stowarzyszenia ATA została zrewidowana w roku 1955 i rozszerzona na samoloty z napędem turbośmigłowym i turboodrzutowym. W nowelizacji z roku 1960 poprawiono założenia dotyczące samolotów z silnikami turbinowymi — pochodzące z wcześniejszego okresu.

W grudniu 1967 r. nastąpiła następna nowelizacja metody, którą wykorzystuje się szeroko do porównania charakterystyk ekonomicznych współczesnych samolotów komunikacyjnych. W okresie wprowadzania do eksploatacji samolotów szerokokadłubowych dyskutowano nad następną nowelizacją metody ATA, lecz za bazową przyjmowana jest również obecnie metoda ATA z 1967 r., nazywana w skrócie ATA 67.

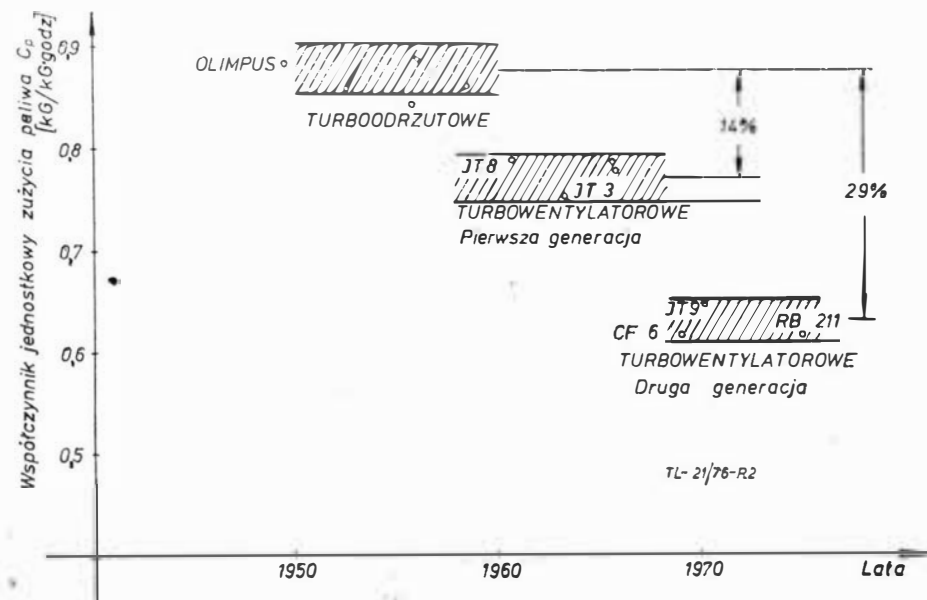
Istnieją również inne metody określania bezpośrednich kosztów eksploatacji samolotów komunikacyjnych. Należą do nich:

— metoda opracowana w ramach Sekcji Nr 5 Stałej Komisji Transportowej RWPG;

— metoda Sekretariatu Lotnictwa Cywilnego Francji, nazywana metodą kosztów bezpośrednich SGAC.



Rys. 1



Rys. 2

Na charakterystyki techniczno-ekonomiczne samolotów komunikacyjnych zasadniczy wpływ miały następujące zjawiska:

Jednocześnie w wyniku doskonalenia procesów obsługi samolotów, zwiększenia technologiczności konstrukcji płatowców, silników i osprzętu oraz

Struktura bezpośrednich kosztów eksploatacji samolotów komunikacyjnych

W procesach kalkulacji kosztów eksploatacji samolotu komunikacyjnego przyjmowana jest następująca struktura kosztów w przeliczeniu na 1 h lotu:

— koszty bezpośrednie zmienne (koszty materiałów pędnych, fundusz remontowy, płace zmienne personelu latającego);

— koszty bezpośrednie stałe (płace stałe personelu latającego, amortyzacja samolotu z częściami zamiennymi, ubezpieczenie samolotów).

Koszty bezpośrednie zmienne

Koszty bezpośrednie zmienne zależą w pierwszym rzędzie od czasu lotu samolotu i mają największy wpływ na przebieg charakterystyk bezpośrednich kosztów eksploatacji.

Koszty materiałów pędnych

W związku z podwyżką cen paliw lotniczych w krajach kapitalistycznych koszty materiałów pędnych stanowią obecnie największą pozycję w strukturze wszystkich kosztów bezpośrednich. Udział kosztów paliwa osiągnął obecnie 25÷30%.

Dla określonego typu samolotu komunikacyjnego z napędem turboodrzutowym istnieje szereg możliwości obniżenia kosztów paliwa poprzez:

— wykonywanie przelotów z prędkością przelotową odpowiadającą optymalnej liczbie Macha,
— wykonywanie lotów na wysokościach zbliżonych do pułapu przelotowego,

— utrzymanie płatowca w stanie pozwalającym uzyskać najmniejszy współczynnik oporu aerodynamicznego.

Na rysunku 8 pokazano przykładowo zależność optymalnej prędkości przelotowej (M_{opt}) od cen paliwa dla jednego z samolotów dalekiego zasięgu na typowych dla niego trasach. Wykonywanie przelotów na odpowiednich wysokościach pozwala obniżyć koszty materiałów pędnych o blisko 6%. Duży wpływ na koszty paliwa ma właściwe utrzymanie płatowca.

Największy wpływ na zużycie paliwa mają usterki przednich powierzchni kadłuba, skrzydła, stateczników i gondol silników. Usterki części spływowych (tylnych) wpływają na zużycie paliwa w mniejszym stopniu.

Badania wykazały, że przy niewielkim uszczelnieniu drzwi i luków hermetycznej części kadłuba może znacznie wzrosnąć współczynnik oporu aerodynamicznego kadłuba.

Fundusz remontowy

Stawka funduszu remontowego w przeliczeniu na godzinę lotu uzależniona jest od systemu obsługi, pracochłonności prac przeglądowych i remontowych samolotu oraz zużycia materiałów i części zamiennych.

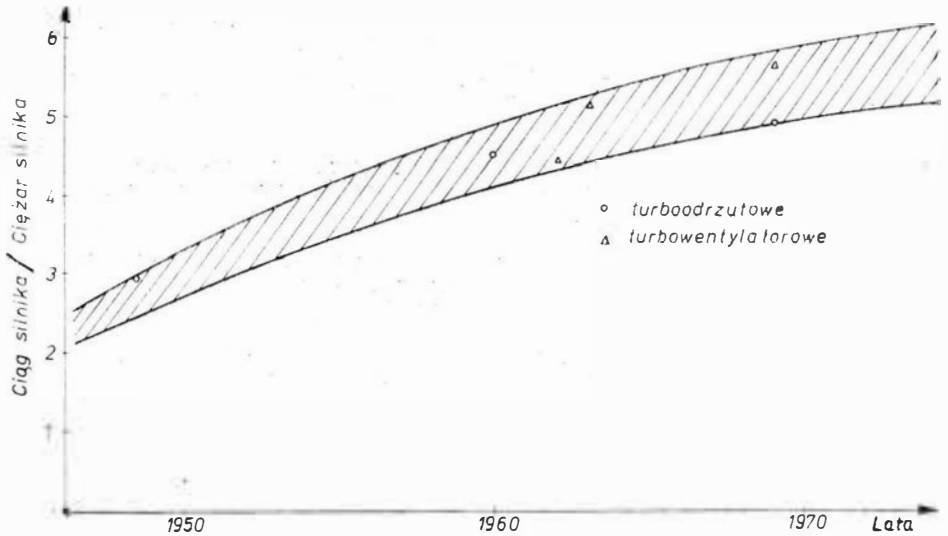
Na pracochłonność prac przeglądowych w pierwszym rzędzie wpływa technologiczność eksploatacyjna samolotu oraz okresowość wykonywania przeglądów i remontów. Duży wpływ na stawkę funduszu remontowego ma

poziom resursów podstawowych zespołów i agregatów samolotu.

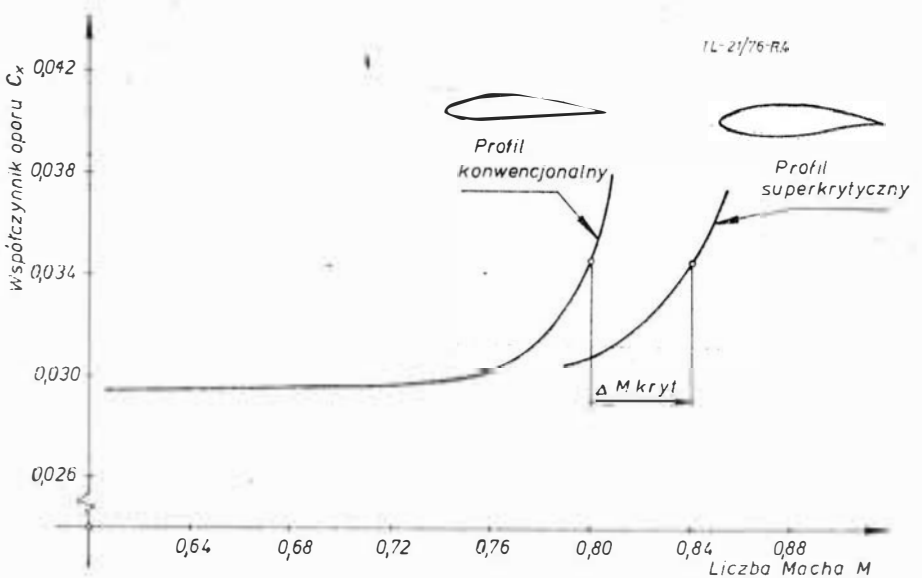
Odrebnym zagadnieniem są koszty związane z wykonywaniem modyfika-

cji płatowca, silników i osprzętu w okresie życia samolotu. Dla przykładu można podać, że w okresie eksploatacji samolotu Boeing 707 wprowadzono

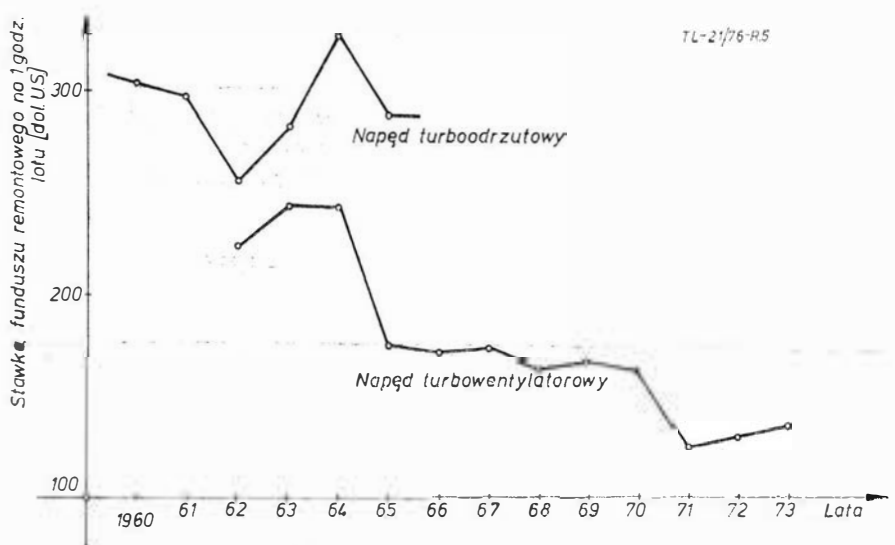
TL-2/76-R3



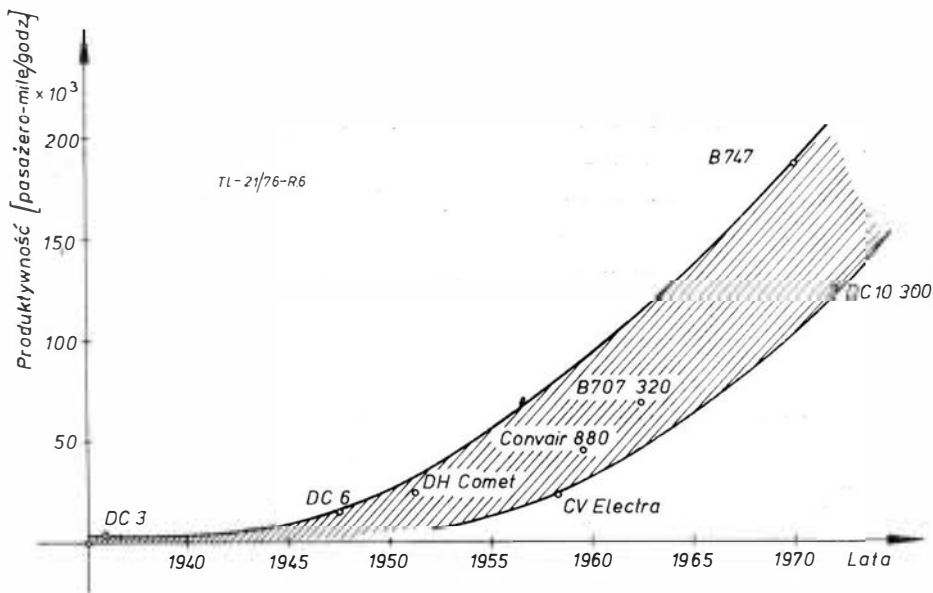
Rys. 3



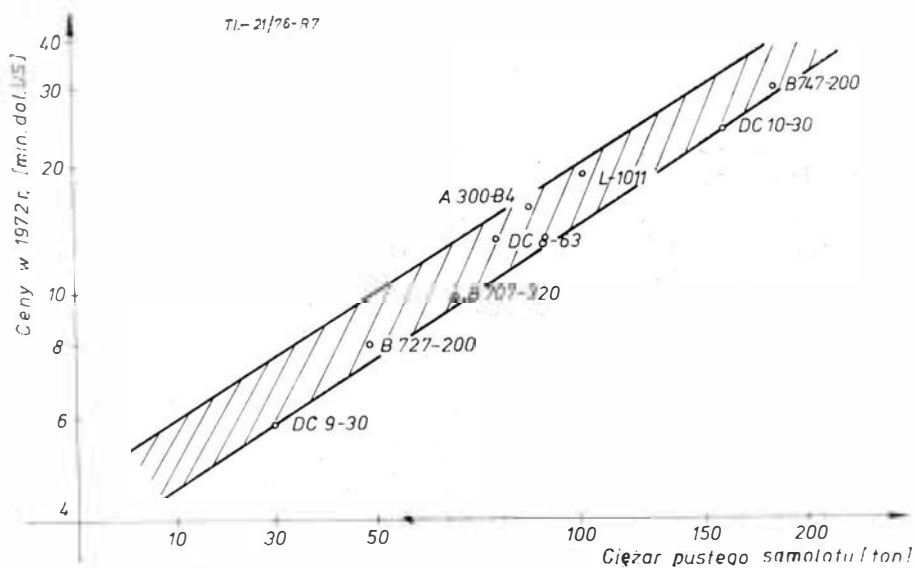
Rys. 4



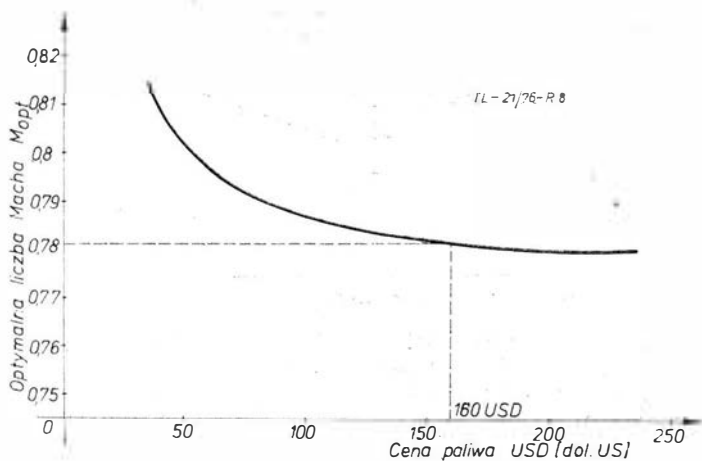
Rys. 5. Fundusz remontowy B-707-300



Rys. 6



Rys. 7



Rys. 8. Zależność optymalnej prędkości przelotowej samolotu Il-62 od cen paliwa w USD

na samym płatowcu blisko 3000 modyfikacji, których koszty wykonania wpływały w różnym stopniu i czasie na stawkę funduszu remontowego tego samolotu.

Płace zmienne personelu latającego

Istnieją dwie podstawowe metody określania stawek płac zmiennych personelu latającego:

- w zależności od czasu lotu,
- w zależności od przebytej trasy.

Przy określaniu płac zmiennych załóg w zależności od czasu lotu w praktyce za czas wykonywania lotu uważany jest czas rozkładowy. Stawki godzinowe płac załóg różnicowane są w zależności od typu samolotu oraz od stanowiska członka personelu latającego.

Płace zmienne w układzie ich określania od przebytej trasy dla poszczególnych członków załogi kształtują się następująco:

Członek załogi	[Dol./km]
Kapitan	0,008
Drugi pilot	0,006
Nawigator	0,006
Inżynier pokładowy	0,0048
Radiooperator	0,0044
Stewardessa	0,0016

Koszty bezpośrednie stałe

Płace stałe personelu latającego

Koszty związane z płacami stałymi personelu latającego określane są na bazie obowiązujących płac miesięcznych wszystkich członków załóg obsługujących analizowany samolot.

Amortyzacja samolotu

Wysokość odpisów na amortyzację samolotu i części zamienne w dużym stopniu zależy od polityki gospodarczej danej linii lotniczej, jak również od światowej sytuacji ekonomicznej i warunków konkurencji w okresie eksploatacji samolotu w danym przedsiębiorstwie. Np. metoda ATA 67 zakłada następujące okresy amortyzacji samolotu i wielkości wartości końcowej:

- samolot poddźwiękowy z napędem turbinowym — 12 lat, 0%;
- samolot naddźwiękowy — 15 lat, 0%.

W praktyce najczęściej okres amortyzacji określony jest na 10 lat i samolot ma pewną wartość końcową.

Koszt amortyzacji samolotu wraz z częściami zapasowymi na godzinę lotu można określić wg następującego wzoru:

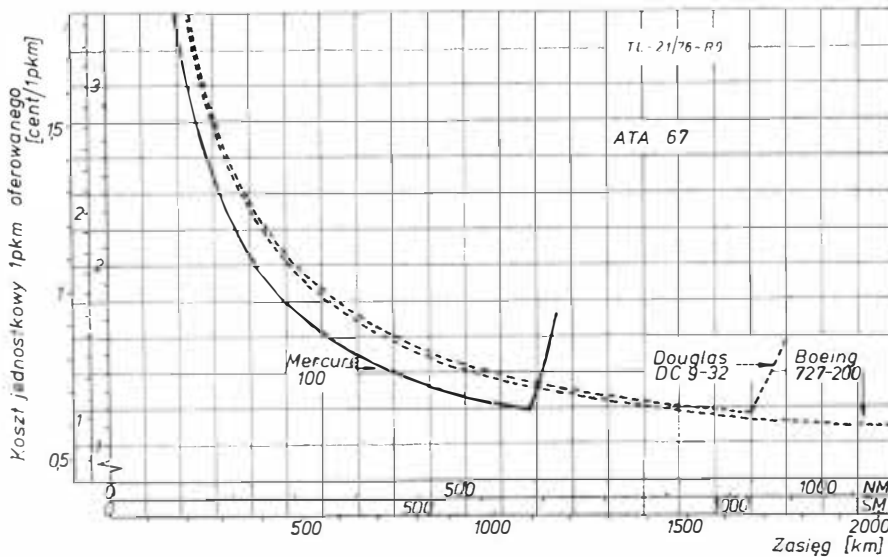
$$K_{am} = \frac{K_t + 0,10(K_t - N_e \cdot K_e)}{D_a \cdot U} + \frac{0,40N_e \cdot K_e}{D_a \cdot U}$$

gdzie: K_t — koszt (cena) całego samolotu z silnikami, K_e — koszt (cena) jednego silnika, N_e — liczba silników, D_a — okres amortyzacji, U — roczne wykorzystanie samolotu [h].

Ubezpieczenia samolotów

Stawka ubezpieczenia samolotu jest funkcją ceny samolotu i kształtuje się obecnie w granicach 2÷3% wartości samolotu w skali roku.

Podstawową charakterystyką ekonomiczną samolotu komunikacyjnego jest wykres kosztów bezpośrednich w funk-



Rys. 9

cji zasięgu. Na przebieg krzywej bezpośrednich kosztów eksploatacji obecnie największy wpływ ma charakterystyka kosztów paliwa w funkcji zasięgu. Określa ona zakresy najniższych kosztów bezpośrednich oraz gradienty spadku i przyrostu tych kosztów.

Na rysunku 9 przykładowo pokazano przebieg kosztów jednego pasażerokilometra, oferowanego w funkcji zasięgu dla samolotów DC-9-32, B-727-200 i Mercure-100. Koszty te określono według metody ATA 67 na liniach wewnętrznych, w układzie średnich kosztów europejskich. Z wykresu widać, że najtańszym samolotem na liniach o zasięgu do 1100 km jest samolot Mercure-100. Koszty samolotów D-9-32 i B-727-200 kształtują się prawie na tym samym poziomie, jednak przy zasięgach przekraczających zasięg z kompletem pasażerów samolotu DC-9-32 (około 1660 km), koszty jednostkowe tego samolotu rónsa.

WCT1284/K/76

Szybowcowe przyrządy pokładowe • Część II

Mgr inż. EDWARD BABIASZ
Instytut Lotnictwa — Warszawa

Przegląd podstawowych przyrządów pokładowych koniecznych przy wykonywaniu typowego zadania szybowcowego. Ogólne wymagania stawiane szybowcowym przyrządom pokładowym oraz ocena urządzeń produkowanych obecnie w kraju i za granicą.

Wiele przyrządów szybowcowych to wynik samodzielnej pracy i pomysłowości pilotów, egzemplarze produkowane jednostkowo. Mimo dość szybkiego rozwoju produkcji przyrządów szybowcowych (mimo że istnieje wśród szybowców frakcja nie wierząca w przyrządy) istnieje na nie dość duży popyt. Występują braki w zakresie pomocy do lotów techniką delfinową i do rozwiązywania problemów balastowania. Brak wskaźników pomocniczych — ilości balastu, stanu naładowania akumulatorów, zegarów, urządzeń ostrzegawczych. Istnieją nadal możliwości w doskonaleniu systemu przekazywania informacji, uproszczenia obsługi urządzeń. Prowadzone są próby nad wykorzystaniem układu bazującego na pomiarze kąta natarcia i nachylenia toru lotu.

Przyrządami szybowcowymi zajmują się z reguły niewielkie, prywatne firmy, których właścicielami lub współpracownikami są często znani piloci szybowcowi (np. I Westerboer z RFN lub R. H. Ball z USA). Wynika to z faktu, że przyrządy dla szybowców są dość szcególnym rodzajem osprzętu i wymagają nieco innego podejścia niż odpowiednie konstrukcje dla innych statków powietrznych.

Ogólne wymagania stawiane szybowcowym przyrządom pokładowym

Wyposażenie szybowcowe ma swą specyfikę. Opracowując przyrządy szybowcowe należy uwzględniać takie czynniki, jak:

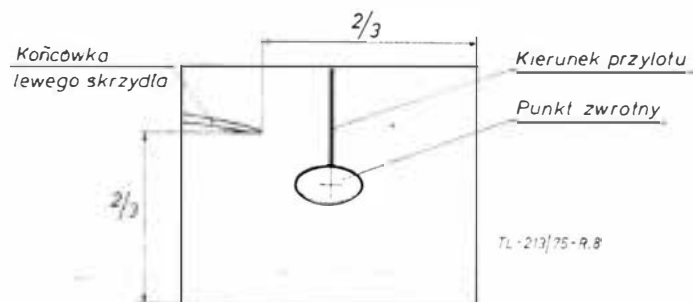
- szczupłość miejsca na tablicy, a co za tym idzie konieczność miniaturyzacji i integracji, łączenia kilku funkcji w jednej obudowie przy zachowaniu dobrych własności ergonomicznych — dobrej czytelności, jednoznaczności wskazań, łatwość obsługi; dążenie do zmniejszania tej części strony czołowej przyrządu, która nie stanowi pola wskazań, unikanie elementów wystających poza regularny obrys czoła a utrudniających zabudowę innych przyrządów;

- konieczność obniżania ciężaru; jakkolwiek ciężki szybowiec lata szybciej, to ciężar przyrządów jest składnikiem stałym i nie da się ich wyrzucić w sytuacjach kryzysowych, gdy mały ciężar pozwala utrzymać się w powietrzu;

- sztuczny horyzont z napędem elektrycznym przeznaczony dla samolotów lekkich kosztuje około 1000 dol., wariometry elektryczne około 200, przeliczniki dołotu rzędu 250 dol.;

- krótkie serie — roczna produkcja szybowców wynosi obecnie około 1000 szybowców, w tym wyczynowych ok. 600 sztuk; przy wytwarzaniu podobnych przyrządów przez kilku producentów produkcja jednego typu jest rzędu 100 ÷ 200 sztuk rocznie; z tą niezbyt dużą roczną produkcją wiąże się określona, uproszczona technologia wytwarzania;

- duża dokładność pomiaru; szybowcnicy życzyliby sobie, by ich przyrządy były bezbłędne, co oczywiście nie jest możliwe ani potrzebne, a wiąże się z ceną, technologią oraz



Rys. 8. „Przepis” na zdjęcie punktu zwrotnego

- ograniczona moc źródeł zasilających, duże zmiany napięcia — źródłem energii są baterie akumulatorów (typowe napięcie 12 V) o ograniczonej pojemności (ciężar!), których napięcie maleje w miarę rozładowywania i które bardzo reagują na zmiany temperatury otoczenia;

- niezbyt wygórowana cena; ceny szybowców klasy otwartej sięgają do 12 000 dol., klasy standard — 8000; cena wyposażenia nie powinna przekraczać jednej czwartej czy jednej piątej ceny szybowca, a więc 1000 ÷ 3000 dolarów; dla porównania

- zbytnią czułością utrudniającą odczyt;

- konieczność dopasowywania przyrządów do danego typu czy egzemplarza szybowca, do jego biegunowej prędkości, do określonej konstrukcji;

- łatwość wymiany przyrządu — dostosowanie do szybkiego zdjęcia lub zamocowania na tablicy, co wynika z dobierania zestawu przyrządów w zależności od zadania lub warunków;

- wymagania ogólne na przyrządy lotnicze, odporność na działanie środowiska pracy; brak obecnie przepi-

sów i norm dotyczących odporności na narażenia środowiskowe (temperatura, ciśnienie, udary, vibracje, wilgotność itp.) i konstrukcję przyrządów dla tej klasy statków powietrznych (wykorzystywane w kraju normy brytyjskie z serii 3G. 100 dotyczą samolotów i śmigłowców), odpowiednie wymagania narzucają sobie sami producenci przyrządów na podstawie własnych doświadczeń praktycznych; na ogół są to wymagania niewiele łagodniejsze od wymagań na wyposażenie samolotów lekkich;

— trwałość i niezawodność; żywotność szybowców laminatowych sięga 9000 h lotu, a trwałość przyrządów powinna odpowiadać trwałości płatowca, natomiast ich średni czas między uszkodzeniami — okresowi międzyremontowemu szybowca;

— znajomość teorii i praktyki sportu szybowcowego, nadążanie za rozwojem teorii szybownictwa; równoległe z rozwojem konstrukcji płatowca i osprzętu postępuje rozwój wiedzy na temat optymalizacji przelotu, doskonalenie technik, dla których potrzebne są nowe, specjalne pomoce przyrządowe;

— dążenie do zmniejszania oporu czołowego szybowca, a co za tym idzie unikanie wszelkich wystających części zakłócających przebieg strug powietrza (stąd np. bierze się rezygnacja pneumatycznego napędu przyrządów giroskopowych wykorzystujących dyszę Venturiego).

Ocena produkowanych w kraju szybowcowych przyrządów pokładowych

W kraju producentem przyrządów szybowcowych jest Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL Warszawa II. Oferuje ona m.in. dwa typy busol magnetycznych: typową lotniczą KI13 i szybowcową BS-1; oba nie satysfakcjonują pilotów. Obie busole obciążone są typowymi wadami busol, przy czym KI13 ma zbyt mały moment magnetyczny, a BS-1 jest za duża.

Produkowane przez WSK Warszawa II wariometry skrzydłowe z różnym zakresem wskazań, znane na całym świecie pod oznaczeniem PZL, stosowane są jako rezerwowe, (szczególnie te o zakresie ± 5 m/s). Kompensator energii całkowitej KWEC-1 ze starzejącą się z czasem membraną gumową, nie odpowiada obecnemu poziomowi techniki w tej dziedzinie. Zakrętomierze EZS-3, najtańsze na świecie sprawiają użytkownikom kłopoty z bateryjnym zasilaniem. Brytyjski użytkownik zaproponował dla polskiego zakrętomierza prosty stabilizator i połączył go do baterii akumulatorów [1]. Zgłaszane są także uszkodzenia osi giroskopu podczas twardych lądowań.

Wysokościomierze są za duże, mają za duże zakresy, a za małe dokładności, szczególnie tam, gdzie to najbardziej interesuje pilota — w okolicach 1000 m. W dotychczas produkowanych przyrządach fatalnie ustawione jest pokrętko nastaw ciśnienia, utrudniając zwartą zabudowę innych przyrządów.

Prędkościomierze są dobre, choć ich zakresy nie zawsze pasują do potrzeb poszczególnych typów szybowców. Nie produkują się dajnik ciśnienia odpowiednich dla współczesnych szy-

bowców. Aparatura tlenowa SAT 5, choć lżejsza od poprzednio instalowanej na polskich szybowcach, nadal jednak jest zbyt duża i za ciężka.

Asortyment krajowych przyrządów szybowcowych pokrywa potrzeby szybowców szkolnych lub przeznaczonych do lotów wypoczynkowo-turystycznych, natomiast jest zbyt ubogi dla potrzeb szybownictwa sportowego — wyczynowego.

Szybowce wytwarzane w Polsce stanowią około 12% rocznej produkcji światowej. Stawia to nasz przemysł budowy szybowców na drugim miejscu na świecie (za RFN-50% rocznej produkcji światowej). W dziedzinie zaś budowy przyrządów pokładowych dla szybowców zostajemy daleko w tyle nie tylko za firmami zachodnio-niemieckimi, ale także szwajcarskimi (FLEXUM, BOHLI), szwedzkimi (ATEW) czy amerykańskimi. Dzieje się tak dlatego, że produkcja przyrządów pokładowych stanowi margines w wielostronnej działalności jedyne go ich producenta WSK Warszawa II.

Konieczność szybkiego reagowania na postępy w teorii przelotów, szyb-

kie zmiany technologii i konstrukcji, krótkie serie — są uciążliwe dla tak dużego zakładu, a niejakie postępy w tej dziedzinie to głównie wynik osobistych ambicji i zainteresowań poszczególnych pracowników.

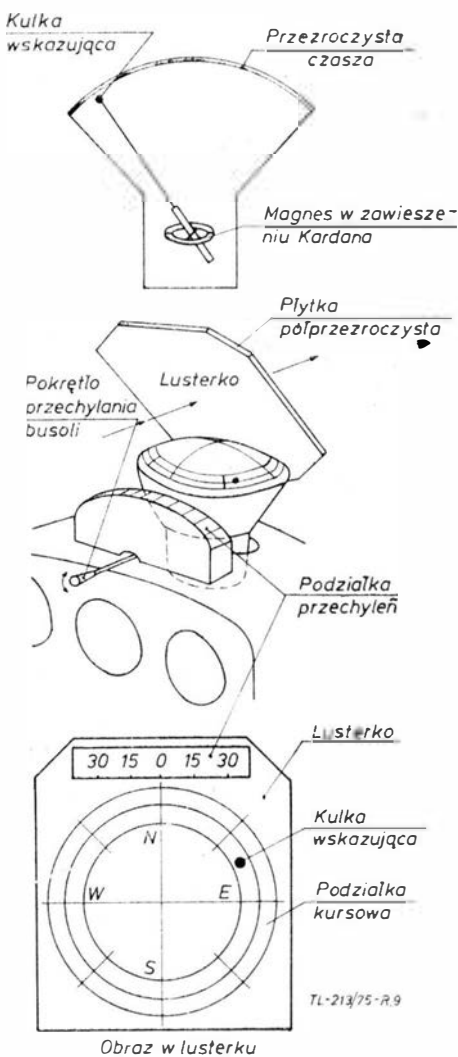
Korzystne byłoby zainteresowanie produkcją wyposażenia szybowcowego jakiegoś niedużego zakładu znajdującego montaż precyzyjny i elektroniczny. Zakład taki, dla którego przyrządy pokładowe byłyby produkcją podstawową, mógłby łatwiej nadążyć za postępowaniem w tej dziedzinie i lepiej zaspokajając potrzeby rynku krajowego i eksportu. Oczywiście, zakład taki musiałby kooperować z WSK Warszawa II, współpracować z producentami i użytkownikami szybowców oraz placówkami naukowo-badawczymi.

* * *

Niniejszy artykuł nie wyczerpuje wszystkich zagadnień związanych z oprzyrządowaniem i wyposażeniem szybowców. Praktycy mogliby wiele dorzucić na temat zapotrzebowania na informację podczas lotu, ustalić gradację ich ważności; teoretycy szerzej omówić zagadnienia dotyczące wykorzystania różnych technik — doboru parametrów lotu w zależności od warunków. Odrębnych opracowań wymagają takie sprawy, jak taktyka przelotu i balastowania, ergonomia wyposażenia szybowcowego oraz wyposażenie motoszybowców (przyrządy kontroli zespołu napędowego). Omówienie tych wszystkich spraw przekracza możliwości autora i jednorazową pojemność łamów *TLiA*, a artykuł ten należy traktować jako wstęp do dyskusji na temat wyposażenia krajowych szybowców.

LITERATURA

1. G. BURTON: Improving the mini PZL turn and slip indicator. *Sailplane Gliding* Dec. 74/Jan. 75.
2. I. WESTERBOER: Elektronische Entwicklung für den Leistungssegelflug. *Aero Revue* 3,4,5/1973.
3. W. TOUTENHOOFD, R. H. BALL: An advanced variometer system. *Aero Revue* 8,9/1972.
4. E. KAUER, H. G. JUNGINGER: Segelflug im Delphin-Stil. *Deutscher Aerokurier* 10/1973.
5. E. KAUER, K. AHREUS-NOCHMALS: Segelflug im Delphin-Stil. *Deutscher Aerokurier* 10/1973.
6. P. HOLZ: Segelflug-Navigation unter Wändeinfuß. *Deutscher Aerokurier* 2/1973.
7. E. KAUER: McCready-Fliegen ohne Illusionen. *Deutscher Aerokurier* 7/1973.
8. M. FOREJT: Přístrojové vybavení větroňů. *Letectví+Kosmonautika* 2/1974
9. Zgłoszenie patentowe P 170395 T z dn. 16.04.1974: Urządzenie do zdalnego wykrywania obszarów powietrznych prądów termicznych zwłaszcza dla potrzeb szybownictwa.
10. E. BABIASZ: Opracowanie koncepcji zestawu przyrządów pokładowych dla szybowców na lata 1975-85. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa nr PR-SP70, wrzesień 1975.
11. Opis techniczny i prospekty urządzeń: wariometry i przeliczniki wariometryczne — PIROL 17, PIROL 160LX, BU-SAC, HORNING EV1/10, BOHLI; przeliczniki dołotu — EAC 3000, MSAR 0204; busola magnetyczna — BOHLI; radiostacja — AR7.
12. J. SEROKA, A. LESIUK: Przyrząd typu KPS do kontroli pracy silnika. *TLiA* 6/1974.
13. W. MOZDYNIWICZ: Przelot zespołem delfina. *Skrzydłata Polska* 15/1975.
14. Das Fotografieren das Wendeortes bei NSFW, RAF, und TAL und das Montieren des Fotoapparates. *Aero Revue* 3/1973.



Rys. 9. Busola firmy BOHLI: kardanowe zawieszenie magnesów pozwala im na układanie się wzdłuż linii pola magnetycznego, kulka umieszczona na końcu precyzyjnie związanego z magnesami wskazuje kurs na podziałce umieszczonej na czaszy busoli; wskazania odczytywane są za pomocą skośnie ustawionego lusterska płaskiego; całą obudowę można obracać w granicach $\pm 30^\circ$ względem osi podłużnej szybowca (wykorzystywane podczas zakrętu dla uniknięcia błędu północnego)

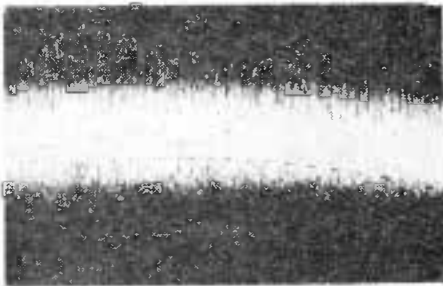
Problemy technologiczne przy produkcji łopatek sprężarkowych

Dr inż. ANTONI GOŁĘDZINOWSKI

Przebieg i wyniki badań wpływu kulkowania wiracyjnego na strukturę geometryczną powierzchni łopatek sprężarkowych silników turbinowych. Osiągnięcie zwiększenia wytrzymałości zmęczeniowej i odporności korozyjnej.

W silnikach turbinowych ze sprężarką osiową, które dominują wśród napędów lotniczych, szczególny zespół problemów związany jest z produkcją łopatek sprężarkowych. W każdym silniku znajduje się 500÷3000 łopatek wirnikowych i kierowniczych. A więc nawet przy niewielkiej produkcji silników liczba łopatek wytwarzanych rocznie sięga dziesiątków czy setek tysięcy. Wymaga to stosowania metod produkcji przynajmniej wielkoseryjnej.

Wiąże to się z wieloma problemami dotyczącymi technologii, wyposażenia, metod kontroli i odbioru, prób oraz organizacji produkcji. Jeśli na ten obraz nałożyć wysokie wymagania techniczne stawiane łopatom, uwzględnić specyficzny kształt łopatki, trudne w procesach obróbkowych materiały oraz najwyższy stopień niezawodności — i to nie sprężarki jako całości, a poszczególnych łopatek — to w istocie tworzy się zestaw trudnych do równoczesnego rozwiązania zagadnień.



Rys. 1. Powierzchnie łopatki produkcyjnej (pow. 20X); widoczne ślady obróbki i ryski prostopadłe do krawędzi natarcia

O ostatecznej jakości łopatki świadczy jej własności użytkowe, a więc właściwy kształt i dokładność gwarantująca spełnienie wymagań funkcjonalnych, wytrzymałość zmęczeniową, odporność na korozję i inne. Dla spełnienia warunku niezawodności należałoby sprawdzać każdą łopatkę pod kątem wielu z tych warunków. Jest to praktycznie niemożliwe i wymaga stosowania kontroli wrywkowej, z wykorzystaniem statystycznych metod kontroli. Przy braku możliwości odrzucenia jednostek odbiegających wyraźnie od średnich, te metody z kolei mogą być stosowane wyłącznie tam, gdzie zbiorowość dysponuje wspólnymi cechami, stanowi jednolity zbiór, bez jednostek o cechach indywidualnych. Ten warunek praktycznie wyklucza wykonawstwo zasadniczych (szczególnie końcowych) operacji przez człowieka, którego chwilowe predyspozycje dyktują parametry obróbki o zakresie nieograniczonym żadnym obiektywnym ukła-

dem. Dlatego procesy technologiczne bazujące na ręcznym wykańczaniu łopatek muszą w konsekwencji prowadzić do częstych przypadków awarii dobrych i sprawdzonych konstrukcji oraz do okresowych kłopotów z odbiorem wyrobów. Może to być spowodowane zmianą norm czasowych na wykonanie operacji i próbami zwiększenia wydajności np. przez zwiększenie docisków przy polerowaniu, rzadszą zmianę narzędzia itp.

Dla uzyskania stabilnej produkcji łopatek na odpowiednim poziomie istnienie absolutna konieczność wprowadzenia takich urządzeń, takich procesów i metod technologicznych, które by wyeliminowały lub ograniczyły do marginalnych bezpośredni wpływ i udział wykonawcy.

Spójne z tymi kierunkami są tendencje wynikające z nowoczesnego ujęcia technologii. Do zadań nowoczesnej technologii należy — oczywiście poza uzyskaniem właściwych kształtów, wymiarów i gładkości, które stanowią zadanie technologii tradycyjnej — nadanie częściom maszyn własności optymalnych dla warunków pracy danej części. Dzięki takiemu ukierunkowaniu technologii można osiągnąć korzyści ekonomiczno-techniczne niemożliwe do uzyskania na innej drodze. Stąd w ostatnich latach we wszystkich krajach przemysłowych rozwija się kierunek na nowoczesną technologię, tworzenie ośrodków technologiczno-badawczych, których zadaniem jest podniesienie jakości, trwałości i niezawodności wyrobów.

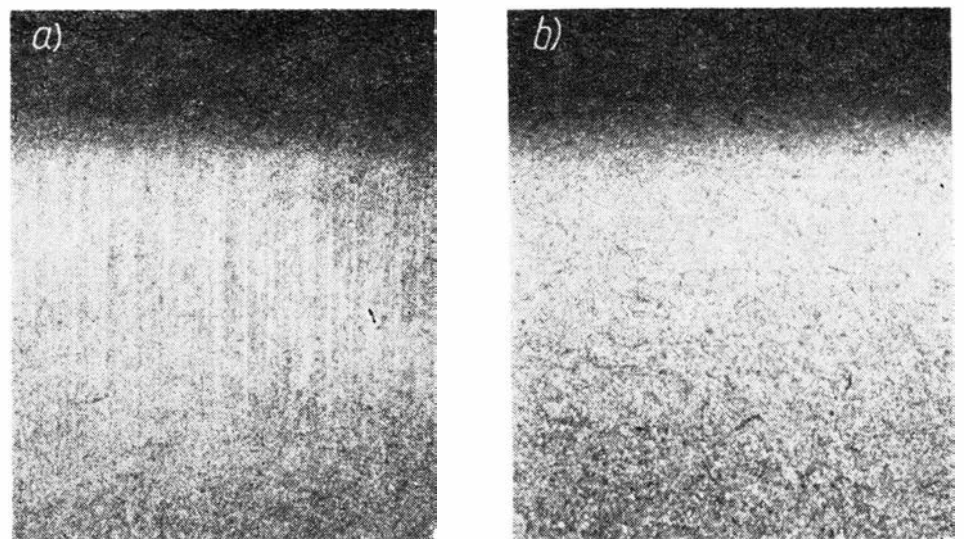
W takim kierunku zmierzały badania zainicjowane przez Instytut Lotnictwa, a przeprowadzone z pomocą innych ośrodków, m.in. Instytutu Chemii Fizycznej Polskiej Akademii Nauk, Politechniki Warszawskiej, Instytutu Mechaniki Precyzyjnej i innych. Badania obejmowały ustalenie wpływu niektórych operacji technologicznych na własności użytkowe łopatek sprężarkowych silników turbinowych. Jeden z etapów

badań obejmował wpływ kulkowania wiracyjnego na strukturę geometryczną powierzchni.

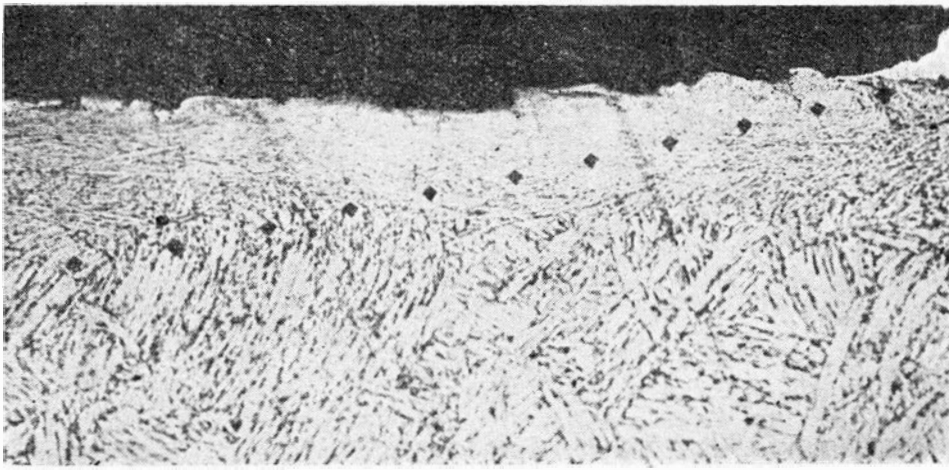
Stosowane tradycyjne sposoby wykończenia piór łopatek sprężarkowych sprowadzały się w zasadzie do ręcznego polerowania. Proces ten ma szereg wad: nie eliminuje możliwości przypaleń przy mniej starannej realizacji tego procesu, pozostawia strukturę kierunkową i to o śladach prostopadłych do kierunku głównych naprężeń, daje szeroki rozrzut w rozkładzie naprężeń powierzchniowych. Charakter śladów obróbki pióra łopatki produkcyjnej przedstawia rys. 1. Widać wyraźne jednokierunkowe ryski. Taki stan struktury geometrycznej powierzchni obniża granicę wytrzymałości zmęczeniowej — koncentracja naprężeń, szczególnie przy występowaniu naprężeń rozciągających w warstwie wierzchniej, obniża odporność korozyjną; dna na rysunku stanowią potencjalne źródło korozji.

Dokonano prób zastosowania procesu kulkowania wiracyjnego jako ostatniego zabiegu w procesie technologicznym. Proces ten stwarzał przesłanki do spełnienia wszystkich wymagań nowoczesnej technologii. Zabieg umacniania prowadzony jest przy załadunku jednocześnie wielu łopatek. Odbywa się z udziałem próbki świadka gwarantującego ocenę prawidłowości wykonania tego zabiegu. Łopatki po tym zabiegu nie prezentują cech indywidualnych wyraźnie odbiegających od wartości średniej. Oczywiście pod warunkiem, że w operacjach poprzedzających nie popełniono istotnego błędu nie do naprawienia.

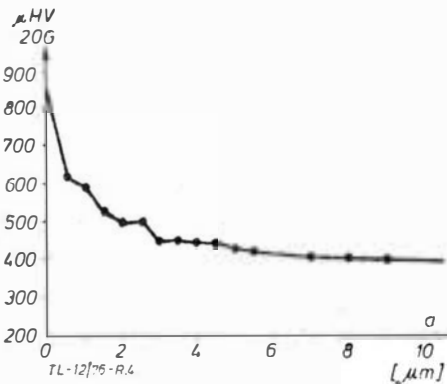
Przykładem stabilności osiągniętych parametrów może być chropowatość powierzchni (tabl. 1). Jak widać, chropowatość przy określonej średnicy kulek wsadu zależy od parametrów pracy stoiska. Maksymalny rozrzut chropowatości (Ra) przy ustalonych warunkach pracy stoiska nie przekracza trzeciej części zakresu jednej klasy gładkości. Poza stabil-



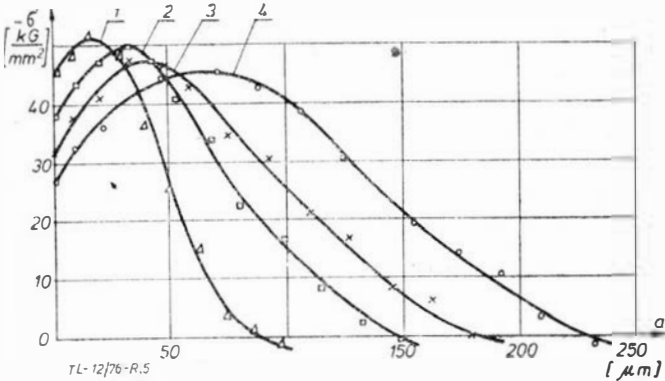
Rys. 2. Powierzchnia pióra łopatki (pow. 20X): a — po słabym umocnieniu — widoczne jeszcze niektóre ślady obróbki ręcznej; b — po silnym umocnieniu



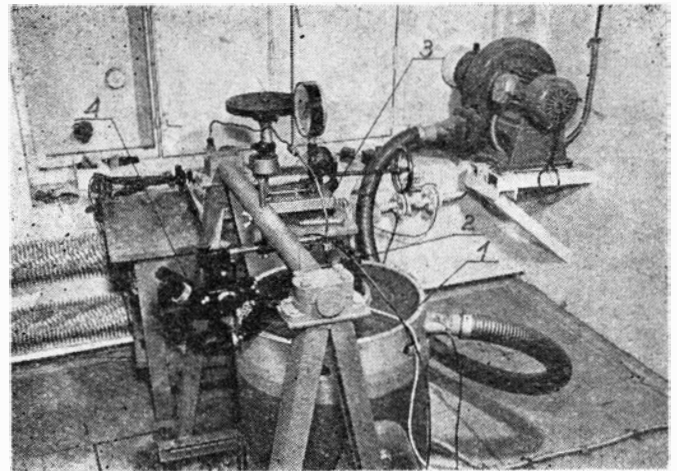
Rys. 3. Struktura w warstwie wierzchniej po umocnieniu na skośnym zglądzie (pow. 250X); widoczne ślady pomiaru mikrotwardości



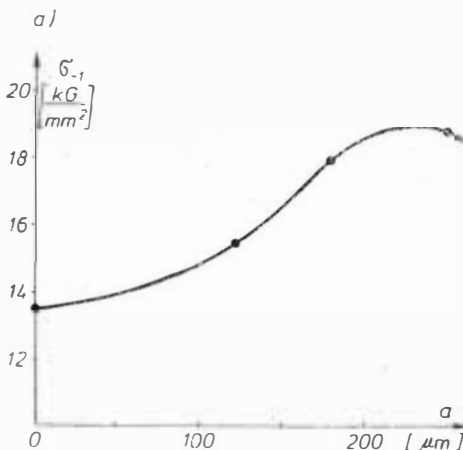
Rys. 4. Rozkład twardości w warstwie wierzchniej; umocnienie wg parametrów podanych w tabl. 2, poz. 4



Rys. 6. Stoisko elektrodynamyczne WED-200 do prób zmęczeniowych: 1 — wibrator, 2 — uchwyt łopatek, 3 — praska hydrauliczna, 4 — przystawka optyczna



Rys. 5. Rozkłady naprężeń na próbkach materiału EI-736 Sz w zależności od umocnienia powierzchniowego; krzywe 1÷4 odpowiadają umocnieniom wg parametrów tabl. 2



Rys. 7. Granica wytrzymałości zmęczeniowej w zależności od głębokości umocnienia: a — dla łopatek W4 z materiału PA-34, b — dla łopatek W1 z materiału EI-736 Sz

TABLICA 1. Chropowość w zależności od parametrów umocnienia; materia EI-736 Sz, kulki o średnicy 4 mm

Parametry umocnienia			Chropowość Ra [μm]	Klasa gładkości
Podwójna amplituda drgań 2 Ay [mm]	Częstotliwość f [Hz]	Czas umocnienia t [h]		
2	33,3	1	0,554	▽8
3	33,3	1	0,606	▽8
4	33,3	1	0,746	▽7
6	33,3	1	0,864	▽7
6	50,0	1	0,928	▽7

nością i jednorodnością nadawanych własności następuje równocześnie poprawa charakteru chropowatości, w istotny sposób wpływająca na własności użytkowe łopatek.

Zastosowanie kulkowania wibracyjnego likwiduje strukturę równoległą ukształtowaną z drobnych rys po szlifowaniu i polerowaniu, zastępując ją strukturą punktową o łagodnych dnach (rys. 2). Jak widać z rysunku 2a po słabym umocnieniu pozostają jeszcze niektóre ślady obróbki (po polerowaniu), świadczące m.in. o różnej głębokości rys. Zastosowanie mocniejszych parametrów umocnienia likwiduje również i te pozostałe ślady. Już z samej zmiany profilu chropowatości — ostre dna rys i łagodne dna zagłębienia po kulkowaniu — wynika istotna poprawa sytuacji w dzie-

dzinie wytrzymałości zmęczeniowej i odporności korozyjnej. Jeśli uwzględnić towarzyszące zgniotowi naprężenia ściskające, zamykające lokalne mikronieciągłości na powierzchni, to efekt poprawny będzie jeszcze bardziej widoczny.

Dzięki wprowadzeniu zgniotu powierzchniowego powstaje warstwa wierzchnia o zupełnie różnej strukturze — twardsza (rys. 3 i 4), o wyższej wytrzymałości doraźnej i o wysokich naprężeniach ściskających. Na rysunku 5 przedstawiono krzywe rozkładu naprężeń wewnętrznych w funkcji odległości od powierzchni dla różnej intensywności umocnienia. Poszczególne krzywe odpowiadają warunkom umocnienia wg tabl. 2. Krzywe te wyznaczano metodą trawienia i pomiarów zmiany strzałki wygięcia płaskiej próbki poddanej jednostronnemu umocnieniu w przyrządzie obrotowym, zawieszonym swobodnie w pojemniku urządzenia wibracyjnego.

W tabelicy 2 zestawiono również charakterystyczne wartości tych funkcji. Jak widać parametr f_0 i a naj-

lepiej charakteryzuje intensywność umocnienia. Podstawową własnością użytkową łopatek sprężarkowych, trwałość w warunkach obciążeń zmiennych — wytrzymałość zmęczeniową — określano w zależności od głębokości umocnienia.

Badania zmęczeniowe prowadzono na stoisku elektrodynamicznym WED-200 (rys. 6). Łopátka utwierdzana była w specjalnym uchwycie zaciskanym hydraulicznie za pomocą pras-ki ręcznej (rys. 6). Próby prowadzono przy częstotliwościach równych częstotliwościom drgań własnych łopatek — próby w rezonansie. Określenie granicy wytrzymałości zmęczeniowej dokonywano metodą schodkową. Do badań użyto dwóch rodzajów łopatek. Łopátka W1 ze stali nierdzewnej typu martenzytycznego EI-736 Sz odpuszczone w temperaturze 680°C o następujących parametrach wytrzymałościowych mierzonych na próbkach: $R_m = 90$ kG/mm²; $R_e = 75$ kG/mm²; $A_5 = 14\%$; $U = 9$ kGm/cm². Łopátka W4 ze stopu aluminiowego PA-34 o następujących własnościach wytrzymałościowych: $R_{m_{min}} = 44$ kG/mm², $R_{e_{min}} = 28$ kG/mm², $A_5_{min} = 10\%$.

Granice wytrzymałości zmęczeniowej określono na łopatkach nie umacnianych powierzchniowo oraz przy różnej intensywności umacniania. Z tak wyznaczonych granic wytrzymałości zmęczeniowej opracowano za-

TABLICA 2. Parametry i efekty umocnienia; wymiary próbek 2×15×75 mm, materiał EI-736 Sz

Parametry umocnienia			Strzałka wygięcia f_o [mm]	Napężenia na powierzchni σ_o [kG/mm ²]	Napężenia maksymalne σ_{max} [kG/mm ²]	Głębokość zalegania σ_{max} [μ m]	Głębokość warstwy umocnionej [μ m]
2 A_y [mm]	f [Hz]	t [h]					
3	33,3	1	0,168	-44,8	-51,0	15	87
4	33,3	1	0,326	-37,0	-19,4	30	147
6	33,3	1	0,422	-31,0	-47,9	47	186
6	50,0	1	0,556	-26,3	-46,2	65	232

leżność ujmującą ten parametr w funkcji głębokości umocnienia (rys. 7).

Dla łopatek ze stopu PA34 uzyskano przyrost granicy wytrzymałości zmęczeniowej o 40% (rys. 7a), a dla łopatek W1 stalowych przyrost ten wyniósł 20%. Przy porównaniu głębokości ustalono, że optimum umocnienia dla obu rodzajów łopatek występuje przy głębokości umocnienia równej 1/10 maksymalnej grubości profilu w miejscu przelomu. Trzeba jeszcze podkreślić, że nie stwierdzono żadnych ujemnych skutków procesu umocnienia dla cienkich krawędzi natarcia i spływu łopátki.

Przy badaniu około 300 łopatek umocnionych nie występował ani jeden przypadek pęknięcia zmęczeniowego od krawędzi natarcia z spływem, podczas gdy w serii 50 sztuk ło-

patkę nieumocnionych takie przypadki wystąpiły. Można więc chyba stwierdzić, że proces umocnienia kulowaniem wibracyjnym nie tylko nie uszkodził krawędzi łopatek, ale poprawił lub wyeliminował istniejące tam osłabienia.

LITERATURA

1. A. GOŁĘDZINOWSKI: Wpływ obróbki różnymi środkami w pojemnikach na żywotność łopatek sprężarkowych silników turbinowych. Praca doktorska. Politechnika Warszawska 1975.
2. Z. DYLAŁ, Z. ORŁOS: Wytrzymałość zmęczeniowa materiałów. Warszawa 1962.
3. W. BRAJKIEWICZ, A. GOŁĘDZINOWSKI: Badanie naprężeń własnych. Instytut Lotnictwa. Sprawozdanie nr PD. 40.0374 — nie publikowane.
4. I. A. BIRGER: Ostatocznyje naprężeniya. Masziz 1953 r.
5. W. KARLIŃSKI: Sprawozdanie nr 25/BM-M1B/75. Instytut Lotnictwa 1975 — nie publikowane.

RUFIN MAKAREWICZ

Uniwersytet im. A. Mickiewicza — Poznań

Analiza manewrów prowadzących do niesłyszalności fali uderzeniowej

Określenie obszaru słyszalności fali uderzeniowej oraz warunków niesłyszalności przelotu naddźwiękowego. Wartości liczbowe parametrów lotu spełniającego te warunki*).

Lecący z prędkością naddźwiękową samolot jest źródłem fali uderzeniowej (rys. 1). Miejsca, do których dociera ta fala, są punktami przecięcia tzw. promieni charakterystycznych z powierzchnią ziemi. Promienie te w dowolnej chwili lotu stanowią w pobliżu samolotu pobocznice stożka, prostopadłą do stożka Macha (rys. 2).

Dzięki zjawisku refrakcji można wyróżnić dwa promienie styczne do powierzchni ziemi φ_A , φ_B (rys. 2), które określają granicę słyszalności fali uderzeniowej. A i B są punktami styczności tych promieni z powierzchnią ziemi. Oznacza to, że w punktach tych, jak również w punktach przecięcia promieni charakterystycznych z powierzchnią ziemi, słyszalna będzie fala uderzeniowa.

Położenie punktów A i B zależne jest od stanu atmosfery oraz parametrów lotu. Charakteryzując stan atmosfery wystarczy podać prędkość propagacji dźwięku $a(z)$ oraz składowe prędkości wiatru $W_x(z)$, $W_y(z)$ jako funkcje wysokości z. Zgodnie z [1] dla $z \leq 11$ km: $a(z) = a_0(1 - \beta \cdot z)$ gdzie $a_0 = 340$ m/s, $\beta = 0,012$. Postać funkcji

$W_x(z)$, $W_y(z)$ musi być określona dla każdego lotu z osobna.

Przez parametry lotu będziemy rozumieć jego prędkość V oraz kąty γ i δ , określając kierunek (rys. 3). Przy danych parametrach atmosfery jesteśmy w stanie określić:

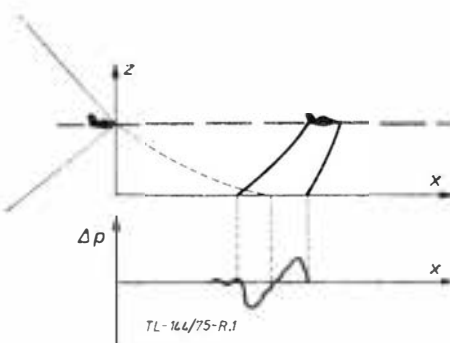
● Obszar słyszalności fali uderzeniowej, jeżeli mamy dane parametry lotu.

I tak np. w przypadku lotu prostoliniowego ($\delta = 0$, $\gamma = 0$) w bezwietrznej atmosferze ($W_x = 0$, $W_y = 0$) obszar ten będzie pasem o szerokości:

$$d = 2 \sqrt{1 - \left(\frac{a_0}{V}\right)^2} \sqrt{\frac{h(2 - \beta h)}{\beta}}$$

gdzie: h — wysokość lotu; V — jego prędkość.

Wyniki obliczeń numerycznych podane są na rys. 4.



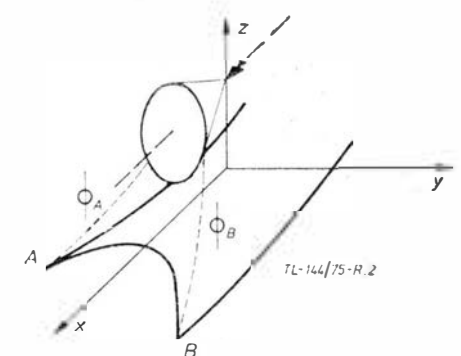
Rys. 1

● Warunki jakie winny spełniać parametry lotu, aby fala uderzeniowa nie była słyszalna w pewnych z góry określonych obszarach (miasta, sanatoria itp.). Dla atmosfery nieruchomej warunki te mają postać: $f(V, \gamma, \delta, h, a_0, \beta) > 0$. Nierówność ta stanowi jednocześnie warunek na wielkość krzywizny toru lotu R, co przy pewnych prędkościach V może doprowadzić do zbyt dużych przeciążeń.

Ogólna metoda oraz szczególne przypadki zagadnień A i B zostały podane w [2].

Warunki niesłyszalności przelotu naddźwiękowego

Dla przejrzystości obliczeń zakładamy, że lot odbywa się w płaszczyźnie x, z ($\gamma = 0$). Dopuszczalne manewry mogą odbywać się poprzez zamianę V



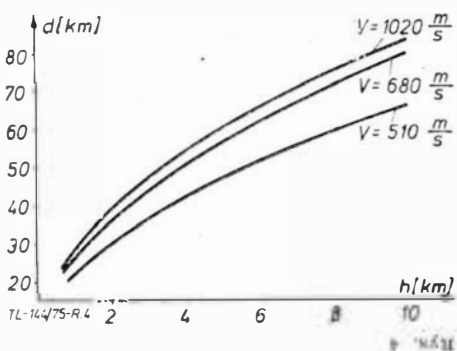
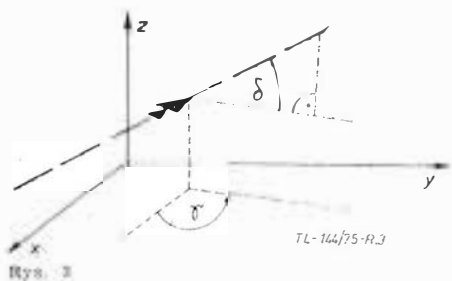
Rys. 2

* Artykuł stanowi uzupełnioną wersję referatu przedstawionego na Konferencji pt. Ergonomia w Lotnictwie, Warszawa 1975 [1].

1 δ . Pod torem lotu znajduje się obszar, do którego nie może docierać fala uderzeniowa (rys. 5).

Na rysunkach 2 i 3 widać, że jeżeli rośnie kąt δ , to wtedy punkty A i B zbliżają się do osi x, a tym samym zmniejsza się szerokość pasa słyszalności przelotu naddźwiękowego, gdyż maleje „liczba promieni” przecinających powierzchnię ziemi. Gdy przy pewnej wartości δ punkty A i B pokrywają się, to wtedy szerokość pasa $d=0$, co oznacza, że fala uderzeniowa nie dociera już do powierzchni ziemi.

Wartość kąta δ , przy którym zachodzi to zjawisko, zależy od kąta rozwarcia stożka sprężonego (rys. 2),



a więc od prędkości V oraz od wysokości lotu h i stałych a_0, β (charakteryzujących stan atmosfery), gdyż wielkości te decydują o ugięciu promienia akustycznego (na rys. 1 — linia przerywana).

Jeżeli wielkości δ, V, h (przy danych wielkościach a_0, β) przyjmą takie wartości liczbowe, że spełniona jest równość:

$$\cos \delta = \sqrt{\beta h (2 - \beta h)} \times \sqrt{1 - \left(\frac{a_0}{V}\right)^2 (1 - \beta h)^2} + \frac{a_0}{V} (1 - \beta h)^2 \quad (1)$$

wówczas, mimo że lot odbywa się z prędkością naddźwiękową, fala uderzeniowa nie będzie słyszalna na powierzchni ziemi. Równość ta wynika z warunku styczności promieni akustycznych do powierzchni ziemi [3].

Przy locie prostoliniowym ($\delta=0$) warunek ten sprowadza się do równości:

$$V = a_0$$

Oznacza to, że samolot winien zmniejszać swoją prędkość. W pewnych warunkach jest to niekorzystne, dlatego w dalszym ciągu zakładamy,

że prędkość V jest prędkością stałą (naddźwiękową). Ponadto zakładamy, że do punktu x_1 lot odbywał się na stałej wysokości h_0 , a wysokość h i kąt δ — a więc wartości parametrów potrzebnych do tego, by do punktu x_0 nie docierała fala uderzeniowa (1) — osiąga lotem po okręgu o promieniu R (rys. 6).

Zależność (1) będzie spełniona przy różnych wartościach δ i h. W zależności od tego różne będą promienie krzywizny R (a tym samym przeciężenie n) oraz czas trwania ruchu po okręgu (czas trwania przeciężenia n). Chodzi o to, by pożądane zmiany parametrów δ i h osiągnąć przy minimalnym przeciężeniu, trwającym jak najkrócej.

Przeciężenie i czas jego działania

Zgodnie z rys. 7 przeciężenie wynosi:

$$n = \cos \varphi + \frac{V^2}{Rg}$$

Podczas lotu po okręgu przeciężenie n będzie zmieniało się w granicach:

$$\left\langle \frac{V^2}{R \cdot g} + 1, \frac{V^2}{R \cdot g} + \cos \delta \right\rangle \quad (2)$$

Przy prędkościach naddźwiękowych możemy założyć, że:

$$n = \frac{V^2}{R \cdot g} \quad (3)$$

Na podstawie rys. 6

$$R = \frac{h - h_0}{1 - \cos \delta} \quad (4)$$

$$x_1 = R \sin \delta$$

Czas działania przeciężenia (czas ruchu po okręgu R do momentu przecięcia z osią z) wynosi:

$$t = \frac{R \cdot \delta}{V}$$

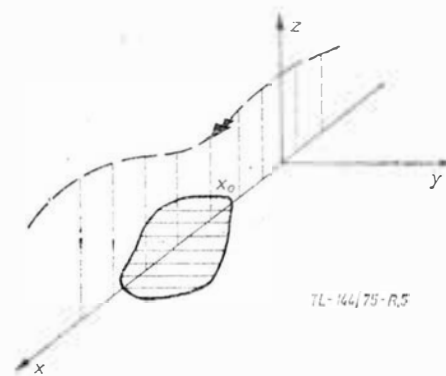
Podstawiając z (1) wielkość δ otrzymamy:

$$n = \frac{V^2}{g(h - h_0)} \left[1 - \sqrt{\beta h (2 - \beta h)} \sqrt{1 - \left(\frac{a_0}{V}\right)^2 (1 - \beta h)^2} - \frac{a_0}{V} (1 - \beta h)^2 \right]$$

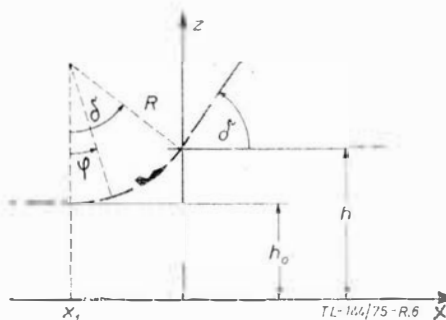
$$R = \frac{h - h_0}{1 - \sqrt{\beta h (2 - \beta h)} \sqrt{1 - \left(\frac{a_0}{V}\right)^2 (1 - \beta h)^2} - \frac{a_0}{V} (1 - \beta h)^2}$$

$$x_1 = \frac{(h - h_0) \sqrt{1 - \left[\sqrt{\beta h (2 - \beta h)} \sqrt{1 - \left(\frac{a_0}{V}\right)^2 (1 - \beta h)^2} + \frac{a_0}{V} (1 - \beta h)^2 \right]}}{1 - \sqrt{\beta h (2 - \beta h)} \sqrt{1 - \left(\frac{a_0}{V}\right)^2 (1 - \beta h)^2} - \frac{a_0}{V} (1 - \beta h)^2}$$

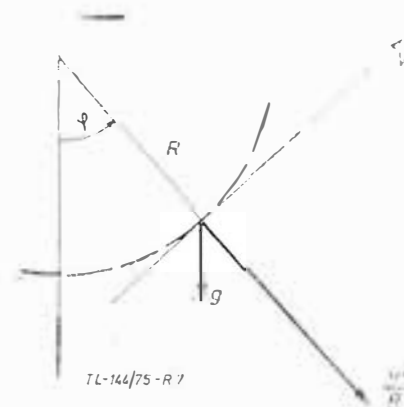
$$t = \frac{(h - h_0) \arccos \left\{ \sqrt{\beta h (2 - \beta h)} \sqrt{1 - \left(\frac{a_0}{V}\right)^2 (1 - \beta h)^2} + \frac{a_0}{V} (1 - \beta h)^2 \right\}}{V \left[1 - \sqrt{\beta h (2 - \beta h)} \sqrt{1 - \left(\frac{a_0}{V}\right)^2 (1 - \beta h)^2} - \frac{a_0}{V} (1 - \beta h)^2 \right]}$$



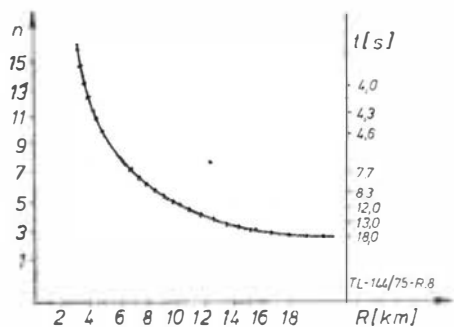
Rys. 5



Rys. 6



Rys. 7



Rys. 8

Wzory te określają parametry manewru: R — promień krzywizny toru, punkt x_1 , w którym manewr ten powinien się zacząć (rys. 6), wielkość przeciążenia n i czas jego trwania t .

Obliczenia numeryczne przeprowadzono na maszynie matematycznej Odra 1204 dla lotu z prędkością $V = 680$ m/s. Wyniki tych obliczeń przedstawia rys. 8.

Wnioski

Jeżeli manewr samolotu odbywa się w ten sposób, że w pewnej chwili kąt δ , wysokość h i prędkość V (przy danych wartościach α_0 , β) spełniają równość (1), to wtedy fala uderzeniowa nie dociera do powierzchni ziemi. Jeżeli lot odbywa się na stałej wysokości (tak jak założono poprzednio), to istnieje wiele możliwych manewrów, które doprowadzą do spełnienia tej równości, a więc do niesłyszalności uderzenia, jednakże nie każdy z nich

jest optymalny dla eksploatowanego w ten sposób samolotu i pilota.

W pracy obliczono przeciążenia n i czas trwania t dla kilku takich manewrów (rys. 8). Dysponując odpowiednimi danymi o zachowaniu się organizmu ludzkiego na podstawie tego rysunku można orzec, który z tych manewrów prowadzących do niesłyszalności przelotu naddźwiękowego jest optymalny dla pilota.

LITERATURA

1. C. H. E. WARREN: 4-th Congress Aeronautical Sciences. London 1965.
2. R. MAKAREWICZ: Praca doktorska, Wydz. Mat. Fiz. Chem. Uniwersytetu im. A. Mickiewicza, Poznań 1974.
3. R. MAKAREWICZ: Archiwum Akustyki, 10, 4, 1975.
4. R. MAKAREWICZ: Materiały Konferencji Ergonomia w Lotnictwie. Publikacja Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1975.

Upzejmie przypominamy Czytelnikom o konieczności składania zamówień i dokonywaniu wpłat za prenumeratę roku 1977

W następnym numerze zamieścimy szczegółowe informacje o warunkach, terminach i rodzajach prenumeraty

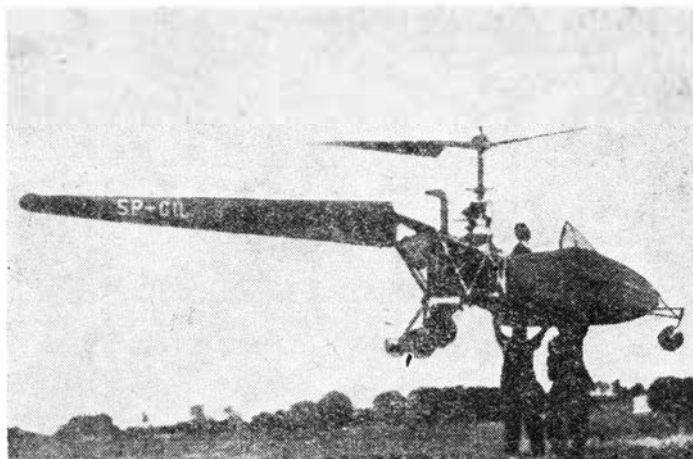
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ

Pierwszy latający polski śmigłowiec BŻ-1 GIL

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Minęło już 25 lat od pierwszego lotu polskiego śmigłowca. W artykule opisano dzieje powstania w Instytucie Lotnictwa i przebieg prób śmigłowca BŻ-1 GIL konstrukcji inż. B. Żurakowskiego. Śmigłowiec ten zapoczątkował polską działalność na polu budowy wiroptatów.

W okresie II Wojny Światowej, podczas której śmigłowce stały się maszynami użytkowymi, doświadczenia zdobyli konstruktorzy amerykańscy, radzieccy i niemieccy. W Polsce na temat projektowania i budowy śmigłowców nikt nie wiedział, a zaledwie kilka osób — spoza grona konstruktorów — widziało śmigłowce zagraniczne.



Rys. 1. SP-GIL we wczesnym okresie z dodatkowymi ciężarami na podwoziu

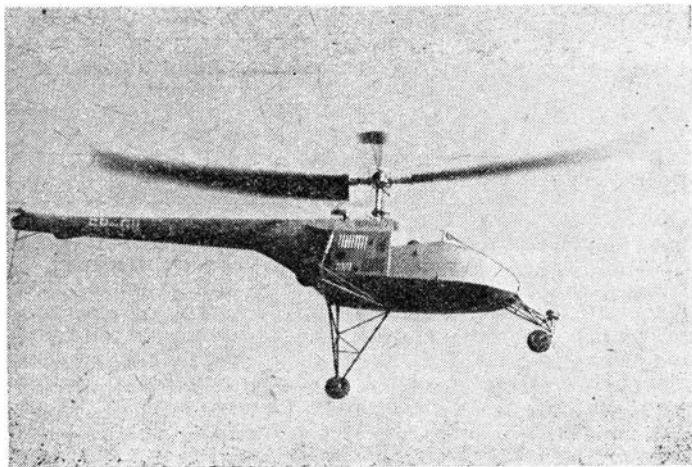
Myśl zbudowania w Polsce śmigłowca rzucił w 1946 r. kierownik Działu Wytrzymałościowo-Konstrukcyjnego Instytutu Technicznego Lotnictwa, prof. dr Zbigniew Brzoska.

W roku 1947 w ITL-u rozpoczął pracę inż. Bronisław Żurakowski, były członek biura konstrukcyjnego RWD. Poza licznymi obowiązkami, związanymi ze sprawdzaniem obliczeń szybowców i oblatywaniem ich prototypów, zajął się zbieraniem materiałów o śmigłowcach. W 1948 r. w ITL, przemianowanym na Główny Instytut Lotnictwa, powstał śmigłowcowy zespół konstrukcyjny o składzie: prof. dr Z. Brzoska, inż. B. Żurakowski i inż. Tadeusz Chyliński. Pierwszy z nich zajął się wytrzymałością i częściowo konstrukcją, drugi aerodynamiką, wirnikiem i sterowaniem, trzeci — częścią „samolotową” śmigłowca. Przyjęto założenie, że będzie to dwumiejscowy śmigłowiec doświadczalny, o układzie jednowirnikowym, ze śmigłem ogonowym oraz ustalono, że wirnik będzie zaopatrzone w łopatki sterujące, zbliżone do układu Hillera.

Praca zespołu nie była prosta. Nie było dostępu do zagranicznych opracowań na temat projektowania śmigłowców; w tym czasie stanowiły one tajemnicę poszczególnych wytwórni. Konstruktorzy zmuszeni byli do „wyważania otwartych drzwi” czyli rozwiązywania wielu problemów teoretycznych, które były już w innych krajach znane i zbadane.

Po przeszło roku od rozpoczęcia pracy zespołu konstruktorów przeprowadzono 22 lipca 1949 r. wstępny montaż śmigłowca. Wkrótce śmigłowiec znalazł się na stoisku doświadczalnym, gdzie ujawnił się najgroźniejszy wróg śmigłowców — drgania. Konieczne okazało się zastosowanie tłumika tarcowego na zamocowaniu silnika do kadłuba. Trochę czasu zajęła też regulacja silnika i wirnika. Po zakończeniu prac montażowych śmigłowiec dostał znaki rejestracyjne SP-GIL, które stały się nazwą śmigłowca.

Dnia 14 stycznia 1950 r. śmigłowiec był gotów do lotu. W trakcie przygotowań do startu silny poryw wiatru pchnął



Rys. 2. Śmigłowiec podczas demonstracji 14 listopada 1952 r.
Fot. J. Piontek

śmigłowiec po oblodzonym lotnisku i wywrócił. Uszkodzeniu uległy łopatki wirnika, śmigło ogonowe, podwozie i kadłub. Praca przy remoncie śmigłowca niejednokrotnie odbywała się w godzinach pozasłużbowych. Dnia 4 kwietnia śmigłowiec odbył pierwszy lot, pilotowany przez głównego konstruktora, inż. B. Żurakowskiego, który nigdy nie latał śmigłowcem, nawet jako pasażer. Rozpoczął się okres badań i prób. Mierzono udźwig dynamometrami, filmowano pracę wirnika, badano zachowanie się śmigłowca w zawisie, przy zwrotach i w locie z małą prędkością. W wyniku prób zmieniono wyważenie wirnika przez przesunięcie głowicy. W czasie piątego z kolei lotu, 5 lipca 1950 r. śmigłowiec podczas startu został przytrzymany przez dwóch pomocników, którzy uwiesili się na podwoziu. Gdy zeskoczyli na ziemię — widząc, że śmigłowiec unosi ich w powietrze — śmigłowiec gwałtownie skończył do góry, pochylając się w przód. Pilot inż. B. Żurkowski, nie rozumiejąc wybuchu maszyny, gwałtownie zmniejszył gaz i śmigłowiec uderzył o ziemię, uszkadzając podwozie i śmigło ogonowe.

Przy remoncie zmieniono podwozie na szersze, z amortyzacją olejowo-powietrzną, a nie sznurami gumowymi oraz zmieniono dźwignię skoku na lepszą. Podczas dalszych prób śmigłowiec uległ znowu wypadkom 13 i 22 sierpnia 1950 r. Następstwem tego był kryzys zaufania władz do rodzimych prac na polu konstrukcji śmigłowców. Wiary w słuszność sprawy nie stracił jedynie inż. B. Żurkowski, który pracując teraz samotnie, przekonstruował łopatki wirnika z niesztynnych na giętkie — na sztywne oraz zmienił wielkość i kształt łopat sterujących. Nastąpiła zmiana na stanowisku oblatywacza — został nim kpt. pil. Wiktor Pełka, pierwszy w Polsce pilot, który otrzymał licencję na pilotowanie śmigłowców. Systematycznie prowadzone próby w locie wykazały, że śmigłowiec jest zupełnie poprawny w pilotażu w całym zakresie lotu, łącznie z autorotacją.

Dnia 14 listopada 1951 r. nastąpiła oficjalna demonstracja śmigłowca przed władzami cywilnymi i wojskowymi. W 1952 r. śmigłowiec był zademonstrowany publicznie na pokazach lotniczych na Okęciu, w dniu 22 lipca. Był to pierwszy pokaz lotu śmigłowca w Polsce.

W 1953 r. konstruktor inż. B. Żurkowski otrzymał za swą pracę Nagrodę Państwową II stopnia w dziedzinie postępu technicznego. Niewątpliwy sukces zbudowania pierwszego w Polsce śmigłowca, mimo dużych trudności technicznych oraz licznych przeciwności i niepowodzeń — był wynikiem wytrwałości i zdolności inż. B. Żurakowskiego.

Loty doświadczalne przeprowadzane były do 16 listopada 1953 r. Po locie wykonanym przez pil. dośw. IL inż. Andrzeja Ablałowicza podczas wyłączenia silnika została obciążona przez łopatki wirnika tylna część belki ogonowej. Do tego momentu śmigłowiec wykonał 169 lotów w łącznym czasie 20 h i 21 min.

Lata 1954÷1955 — to „przerwa w życiorysie” śmigłowca. Dalszych badań nie prowadzono. Po prowizorycznym remoncie śmigłowca SP-GIL służył jako eksponat na wystawie w warszawskim Arsenale. Większość materiałów z prób z lat 1950÷53, a w szczególności wyniki badań w locie i sprawozdania z wypadków — nie zachowały się.

Latem 1956 r. — gdy dla rodzimej twórczości lotniczej zapaliło się zielone światło — przystąpiono w IL do remontu śmigłowca. Zgodnie z zaleceniami po ostatnim wypadku obniżono położenie końca belki ogonowej przez na-

cięcie kraty kadłubowej i wstawanie wstawek. Ponadto przekonstruowano dźwignię skoku i mocy, zmieniono płócienne pokrycie na nowe oraz dokonano gruntownego przeglądu śmigłowca. Po oblocie 8 października 1956 r. przez kpt. pil. W. Pełkę śmigłowiec został dopuszczony przez KCSP do eksploatacji w lotach niskich. Ograniczenie spowodowane zostało brakiem pewności co do wytrzymałości konstrukcji śmigłowca, który nie przeszedł prób zmęczeniowych i resursowych oraz przez dłuższy czas wystawiony był na wpływ czynników atmosferycznych. W okresie od października 1956 r. do czerwca 1957 r. przeprowadzono na śmigłowcu obszerne próby. Zbadano tor łopat wirnika i pomierzono charakterystykę naziemną dźwigni skoku i mocy. Podczas próby startu „samolotowego” na niepełnej mocy stwierdzono, że śmigłowiec odrywa się od ziemi po rozbiegu 20 m. Próba pomiaru mocy niezbędnej do zawisu wykazała, iż moc ta wynosi zaledwie 86 KM, zaś w pobliżu ziemi 61 KM. Pilotaż śmigłowca był łatwy i przyjemny — nawet w podmuchach. Na podstawie lotów doświadczalnych stwierdzono, że pod względem wysiłku fizycznego pilotaż SP-GIL był znacznie mniej wyczerpujący niż SM-1 (Mi-1), ze względu na bardzo małe siły na drążku sterowym. Stateczność w zawisie śmigłowca GIL była wyraźnie lepsza od SM-1; w spokojnym powietrzu śmigłowiec wykonywał krótkie zawisy z puszczonego drążkiem. Starty, zawisy i lądowania pionowe, przeprowadzone na podwoziu



Rys. 3. SP-GIL z poszerzonym podwoziem demonstrowany w 1952 r.

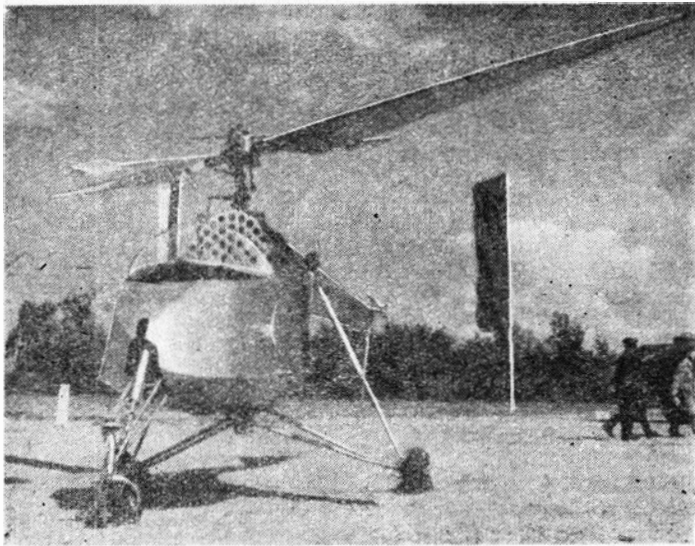
szerokim i wąskim, nie wykazały praktycznie żadnych różnic w pilotażu. Stwierdzono, że pilot śmigłowcowy wyszkolony na typie nieustatecznym, jak SM-1 opanuje pilotaż śmigłowca samostatecznego GIL po kilku krótkich lotach. W trakcie prób wykonano również kilka startów z pasażerem.

Najlepszym świadectwem dobrych własności lotnych śmigłowca GIL był fakt, że latali na nim bez przeszkolenia piloci, którzy nigdy nawet nie widzieli śmigłowca.

Dnia 8 lutego 1957 r. podczas rozruchu silnika nastąpiło uszkodzenie poprzeczki głowicy wirnika. W trakcie remontu głowicy wadliwie została zamontowana przekładnia przenosząca napęd na śmigło ogonowe — w wyniku czego przy rozruchu silnika dnia 28 czerwca 1957 r. zostały wyłamane zęby przekładni. Ponieważ uszkodzone koła zębate przekładni pochodziły z motocykla Zündapp, a części tych nie można było uzyskać — defekt ten spowodował ostateczne unieruchomienie śmigłowca.

W latach 1956÷57 śmigłowiec wykonał 185 lotów w czasie 12 h 38 min. W tym okresie loty wykonywali piloci doświadczalni: inż. Ryszard Witkowski, inż. Antoni Śmigiel. Łącznie śmigłowiec miał wylatane 33 godziny w 354 startach.

Śmigłowiec GIL został przekazany do Muzeum Techniki w Warszawie, a następnie do Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie, gdzie reprezentuje polską myśl konstrukcyjną w dziedzinie śmigłowców. Śmigłowiec ten mógł stanowić prototyp śmigłowca szkolnego i łącznikowego. Dalszym rozwinięciem koncepcji tego śmigłowca był nie zrealizowany projekt GIL-2 (napędzany silnikiem 700 KM) oraz czteromiejsowy GIL-4, zbudowany w 1956 r. jako BŻ-4 Żuk.



Rys. 4. RZ-1 GIL ze zwężonym podwoziem, na wystawie w 1956 r. na Olsztynie Fot. E. Feikis

Opis techniczny

Przeznaczenie: jednomiejscowy śmigłowiec doświadczalny o układzie klasycznym, z jednym wirnikiem nośnym i śmigłem ogonowym, konstrukcji mieszanej. Zbudowany jako studium, w celu zapoznania się z cechami śmigłowca samostatecznego.

Wirnik nośny: dwupłatowy, drewniany, łopaty o obrysie prostokątno-trapezowym. Profil NACA 43012A. Zwężenie 9°. Dźwigar klejony z kilku warstw sosny, wzmocniony na krawędzi natarcia prętem stalowym. Tylna część łopaty składa się z topolowych żeber i sklejkowego pokrycia. Dzięki szpachlowaniu i malowaniu z polerowaniem uzyskano dokładny kształt profilu. Na jednej z łopat blaszka wyważenia aerodynamicznego. Łopaty mocowane do głowicy za pomocą śrub i stalowych okuć. Łopaty za pomocą głowicy sztywno z sobą połączone, a na wale zawieszono przegubowo. Piaśta głowicy w postaci pierścienia przegubu Cardana spawana jest z blach stalowych. Maksymalne obroty wirnika 280 obr/min. Prostopadłe do łopat nośnych zamocowane są na stalowych rurach dwie

drewniane, prostokątne łopaty sterujące. Są one ze sobą łańcuchowo sprzężone, że przekręcenie jednej powoduje przekręcenie drugiej w przeciwną stronę. Łopaty sterujące powodują zmniejszenie sił na drążku sterowym oraz ustawiają śmigłowiec w locie. Na wirniku znajduje się czteroramienny rezonansowy eliminator drgań pomysłu prof. dr Z. Brzoski. Wirnik wyposażony w odśrodkowy mechanizm blokujący swobodę wahań na przegubie Cardana przy ustaniu obrotów wirnika.

Kadłub: konstrukcji kratownicowej, spawany z rur stalowych, kryty płótnem w części przedniej i zasilnikowej, blachą duralową w okolicy silnika. Kabina pilota otwarta, z przodu osłonięta wiatrochronem ze szkła organicznego. Początkowo kabinę przewidziano dla dwóch osób siedzących obok siebie. Wobec małej mocy silnika loty wykonywane były w wersji jednomiejscowej, wyjątkowo z pasażerem stojącym na prawym zastrzale podwozia. Fotel i sterownice znajdują się z lewej strony kabiny, co w locie powodowało lekki zwis śmigłowca w lewo. Wyposażenie tablicy przyrządów: obrotomierz wirnika, obrotomierz silnika, wysokościomierz, prędkościomierz, wariometr, zakrętomierz, wskaźnik skoku ogólnego wirnika, wskaźniki położenia przepustnicy, termometr głowicy silnika, termometr oleju silnika.

Sterowanie okresowe kąta nastawienia łopat wirnika nośnego odbywa się za pomocą drążka sterowanego za pośrednictwem łopat sterujących. Dźwignia skoku i mocy umieszczona z lewej strony fotela pilota służy do sterowania skoku ogólnego. Jest ona sprzężona z przepustnicą silnika. Rączka skrętna pozwala na dodatkową regulację silnika. Pedaly połączone linkami ze śmigłem ogonowym pozwalają na sterowanie kierunkowe przez zmianę skoku śmigła. W kabynie znajduje się ponadto pokrętło zmiany płaszczyzny obrotu śmigła ogonowego, dźwignia przestawiania pedałów i dźwignia sprzęgła.

Do kratownicy kadłuba przymocowana jest drewniana skorupowa belka ogonowa, ze statecznikiem i stalową płożą. Na końcu belki znajduje się dwupłatowe śmigło ogonowe o łopatach z drewna ulepszanego. Wierzchem belki, pod blaszaną osłoną poprowadzony jest wałek napędowy śmigła ogonowego i linki sterowania. Płaszczyzna obrotu śmigła ogonowego może być przechylana wokół osi podłużnej śmigłowca, w celu uzyskania wyważenia śmigłowca. Statecznik trójkątny, kryty płótnem.

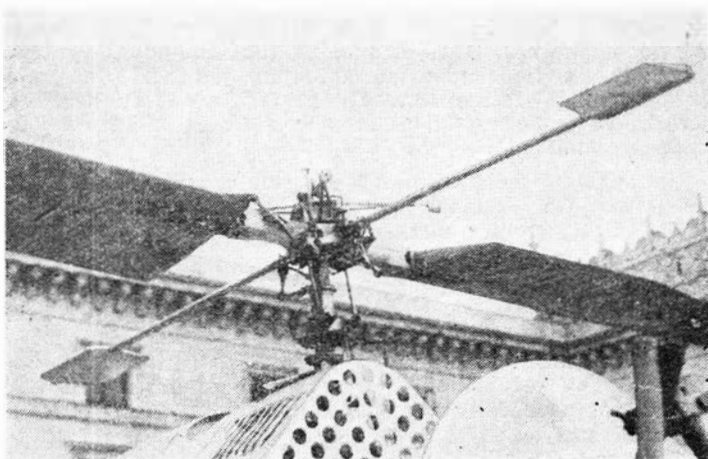
Podwozie trójkołowe z kołem przednim. Koło przednie nastawne. Podwozie główne i przednie ma amortyzację olejowo-powietrzną (amortyzatory od samolotu Fw-58 Weihe). Koła bez hamulców. Używane dwie wersje podwozia: z dużym i małym rozstawem kół.

Zespół napędowy: Silnik czterocylindrowy rzędowy Hirth HM 504A2 o mocy 100 KM, przy 2400 obr/min, chłodzony powietrzem, przebudowany do pracy w pozycji pionowej i o ciężarze 107 kg. Na silniku zabudowana przekładnia planetarna zmniejszająca obroty w stosunku 1:9 oraz mały wentylator chłodzący, chłodnica od samolotu Junkers. Między silnikiem a wirnikiem nośnym znajduje się sprzęgło rozłączalne i sprzęgło wolnego biegu — umożliwiające autorotację. Zbiornik paliwa początkowo zabudowany był z tyłu kadłuba, później z przodu i w końcu znów z tyłu. Rura wydechowa skierowana ku górze zabezpieczała przed pożarem, w razie rozlania paliwa przy wywróceniu się śmigłowca.

Malowanie: Śmigłowiec malowany był początkowo na kolor szary, później na srebrny. Znaki rejestracyjne i końce łopat na żółto.

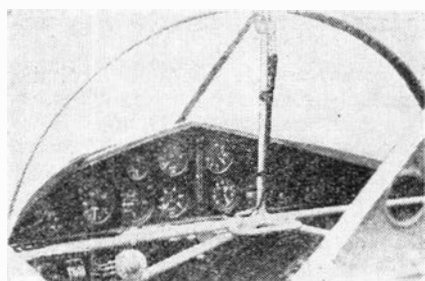
DANE TECHNICZNE

Srednica wirnika	8,80 m
Długość	8,60 m
Wysokość	3,00 m
Srednica wirnika sterującego	3,00 m
Srednica śmigła ogonowego	1,80 m
Odległość osi wirnika nośnego od osi śmigła ogonowego	5,39 m
Ciężar własny	510 kg
Ciężar użyteczny	100 kg
Ciężar całkowity	610 kg
Obciążenie mocy	6,1 kg/KM
Prędkość maksymalna	140 km/h
Prędkość przelotowa	120 km/h
Prędkość ekonomiczna	80 km/h
Wznoszenie pionowe	2,5 m/s
Pułap	2000 m
Pułap zawisu	600 m
Czas lotu	50 minut



Rys. 5. Głowica i łopatki sterujące

Fot. E. Morgański



Rys. 6. Tablica przyrządów
Fot. E. Morgański

LES VEHICULES AERIENNES. LES PROPULSEURS

- 1 — l'aeronef, le vehicule aerien
- 2 — le vehicule (aero) spatial, l'astronef
- 3 — le satellite artificiel (terrestre), le sputnik
- 4 — l'avion
- 5 — l'a. à decollage (et atterrissage) vertical (DAV)
- 6 — l'a. à decollage (et atterrissage) court (ADAC)
- 7 — l'a. convertible
- 8 — le helicoptere
- 9 — le autogire
- 10 — l'avion voilier, le planeur
- 11 — le parachute
- 12 — le cerf-volant
- 13 — le vehicule à coussin d'air, le aeroglisneur
- 14 — le ballon, l'aerostat
- 15 — le dirigeable
- 16 — l'avion terrestre
- 17 — le hydravion
- 18 — le amphibie, la amphibie
- 19 — l'avion à helice
- 20 — l'a. turbopropulseur, l'a. à turbopropulseur
- 21 — l'a. à turbopropulseur l'a. à reaction
- 22 — le engin aerien, l'avion-fusée, l'a.-projectile
- 23 — l'avion subsonique
- 24 — l'a. transsonique
- 25 — l'a. supersonique
- 26 — **FORMULES D'AVIONS**
- 27 — le monoplan
- 28 — le biplan
- 29 — le monoplan à aile (sur) baissée
- 30 — le monoplan à aile mediane
- 31 — le monoplan à aile semihaute
- 32 — le m. à aile très haute
- 33 — le delta
- 34 — l'avion formule canard
- 35 — l'avion sans queue, la aile volante
- 36 — l'avion à ailes repliables
- 37 — (l'avion) monomoteur
- 38 — (l'avion) bimoteur
- 39 — (l'avion) polymoteur
- 40 — l'a. bifuselage, l'a. bicoque
- 41 — l'a. à aile cantilever, l'a. enporte-à faux
- 42 — l'a. à mat, l'a. haubanée
- 43 — l'a. à train fixe
- 44 — l'a. à train retractable, escamotable
- 45 — l'a. à train tricycle, l'a. à roue avant
- 46 — l'a. monoplace
- 47 — l'a. biplace
- 48 — l'a. multiplace

LES TYPES D'AVIONS

- 49 — Les avions civiles
- 50 — l'avion leger
- 51 — l'a. lourd
- 52 — l'a.-école (de debut)
- 53 — l'a.-école de perfectionnement
- 54 — l'a. d'entrainement
- 55 — l'a. de sport
- 56 — l'a. de course
- 57 — l'a. d'acrobatie
- 58 — l'a. de tourisme
- 59 — l'a. d'affaires
- 60 — l'a. à missions multiples, à usages m.
- 61 — l'a. de mission unique
- 62 — l'a. remorqueur
- 63 — l'a. ambulance, l'a. sanitaire
- 64 — l'a. agricole, l'a. d'epandage
- 65 — l'a. de surveillance
- 66 — l'a. topographique
- 67 — l'a. de transport, l'a. transporteur
- 68 — l'a. cargo
- 69 — l'a. de ligne
- 70 — l'aerobus
- 71 — l'avion de transport supersonique
- 72 — Les avions militaires
- 73 — l'avion de combat
- 74 — l'a. de chasse, le chasseur

- 75 — l'a. d'interception, l'a. assailant
- 76 — l'a. tous-temps
- 77 — le chasseur-bombardier
- 78 — l'avion d'attaque (au sol)
- 79 — le (avion) bombardier, l'a. de bombardement
- 80 — l'a. de liaison
- 81 — l'a. de reconnaissance
- 82 — l'a. patrouilleur
- 83 — l'a. marin
- 84 — l'a. anti-sous-marin
- 85 — l'a. torpilleur
- 86 — l'a. aeronaval, l'a. embarqué, l'a. de bord
- 87 — l'a. d'escorte
- 88 — l'a. ravitailleur, l'a. tanker, l'a.-citerna
- 89 — **Les helicopteres**
- 90 — le helicoptere tous usages
- 91 — le h. de sauvetage
- 92 — le h. grue
- 93 — le h. de combat
- 94 — **Les planeurs**
- 95 — le planeur d'ecole
- 96 — le p. d'acrobatie
- 97 — le p. de vol à voile, le p. voilier
- 98 — le p. de charge
- 99 — le p. spatial
- 100 — **Les ballons**
- 101 — le ballon libre
- 102 — le b. captif
- 103 — le b. d'observation
- 104 — le b. de barrage, le b. à cables
- 105 — le b. d'essai, le b. sonde, le b. meteorologique

LES PROPULSEURS AERONAUTIQUES

- 106 — le moteur à pistons
- 107 — le m. à deux temps
- 108 — le m. à quatre temps
- 109 — le m. à carburateur
- 110 — le m. à allumage commandé
- 111 — le m. à injection directe
- 112 — le m. à compresseur, le m. d'altitude, le m. suralimenté
- 113 — le m. à turbocompresseur, le m. turbocomprimé
- 114 — le m. à reducteur
- 115 — le m. à refroidissement par liquide
- 116 — le m. à r. par air
- 117 — le m. en étoile, le m. radial
- 118 — le m. à cylindres convergents
- 119 — le m. à c. opposés
- 120 — le m. à c. rangées
- 121 — le m. à piston tournant
- 122 — le m. à réaction, le reacteur
- 123 — le m. statoréacteur
- 124 — le pulsoréacteur
- 125 — le moteur-fusée, le m.-rocket
- 126 — le m.-fusée à combustible solide
- 127 — le m.-f. à combustible liquide
- 128 — le turboréacteur
- 129 — le t. à deux flux, ... à double f., ... à dilution
- 130 — le t. à flux canalisé, à soufflante c.
- 131 — le t. axial, le t. avec compresseur axial
- 132 — le t. avec compresseur centrifuge
- 133 — le t. avec réchauffe, le t. à postcombustion
- 134 — le t. double corps, le t. twin spool
- 135 — le t. à vol vertical, le t. de sustentation
- 136 — le t. à tuyère directionnelle
- 137 — le turbopropulseur
- 138 — le turbomoteur, la turbomachine
- 139 — le turbomoteur à turbine libre
- 140 — le turbogenerateur de gaz
- 141 — le t. d'air
- 142 — le propulseur atomique, le p. nucléaire
- 143 — le p. ionique, le p. à ions
- 144 — le p. photonique
- 145 — le p. à plasma

STATKI LATAJĄCE. SILNIKI

- 1 — statek latający, statek powietrzny
- 2 — statek przestrzeni, statek kosmiczny
- 3 — sztuczny satelita (Ziemi), sputnik
- 4 — samolot
- 5 — samolot pionowego startu (i lądowania) (VTOL)
- 6 — samolot krótkiego startu (i lądowania) (STOL)
- 7 — zmiennopłat
- 8 — śmigłowiec
- 9 — wiatrakowiec
- 10 — szybowiec
- 11 — spadochron
- 12 — latawiec
- 13 — poduszkiowiec
- 14 — balon, aerostat
- 15 — sterowiec
- 16 — samolot lądowy
- 17 — wmdnosamolot
- 18 — amfibia
- 19 — samolot śmigłowy
- 20 — samolot turbośmigłowy
- 21 — samolot odrzutowy
- 22 — samolot rakietowy
- 23 — s. poddźwiękowy
- 24 — s. przydźwiękowy
- 25 — s. naddźwiękowy
- 26 — **UKŁADY SAMOLOTÓW**
- 27 — jednopłat
- 28 — dwupłat
- 29 — dolnopłat
- 30 — średniopłat
- 31 — grzbietopłat
- 32 — górnopłat
- 33 — delta
- 34 — kaczka
- 35 — bezogonowiec, latające skrzydło
- 36 — samolot o składanych skrzydłach
- 37 — samolot jednosilnikowy
- 38 — s. dwusilnikowy
- 39 — s. wielosilnikowy
- 40 — s. dwukadłubowy
- 41 — samolot ze skrzydłem wolnonośnym
- 42 — samolot ze skrzydłem zastrzałowym
- 43 — s. o stałym podwoziu
- 44 — s. o chowanym podwoziu
- 45 — s. o podwoziu trójkołowym, s. z kołem przednim
- 46 — s. jednomiejscowy
- 47 — s. dwumiejscowy
- 48 — s. wielomiejscowy

TYPY SAMOLOTÓW

- 49 — samoloty cywilne
- 50 — samolot lekki
- 51 — s. ciężki
- 52 — s. szkolny (do szkolenia podstawowego)
- 53 — s. szkolny przejściowy, s. szkolno-treningowy
- 54 — s. treningowy
- 55 — s. sportowy
- 56 — s. wyścigowy
- 57 — s. akrobacyjny
- 58 — samolot turystyczny
- 59 — s. służbowy, s. dyspozycyjny
- 60 — s. wielozadaniowy
- 61 — s. specjalny
- 62 — s. holujący
- 63 — s. sanitarny
- 64 — s. rolniczy
- 65 — s. dla poszukiwań geologicznych
- 66 — s. fotogrametryczny
- 67 — s. transportowy, s. komunikacyjny
- 68 — s. frachtowy, s. do transportu ładunków
- 69 — s. pasażerski
- 70 — aerobus
- 71 — naddźwiękowy samolot transportowy
- 72 — samoloty wojskowe
- 73 — samolot bojowy
- 74 — s. myśliwski, myśliwiec

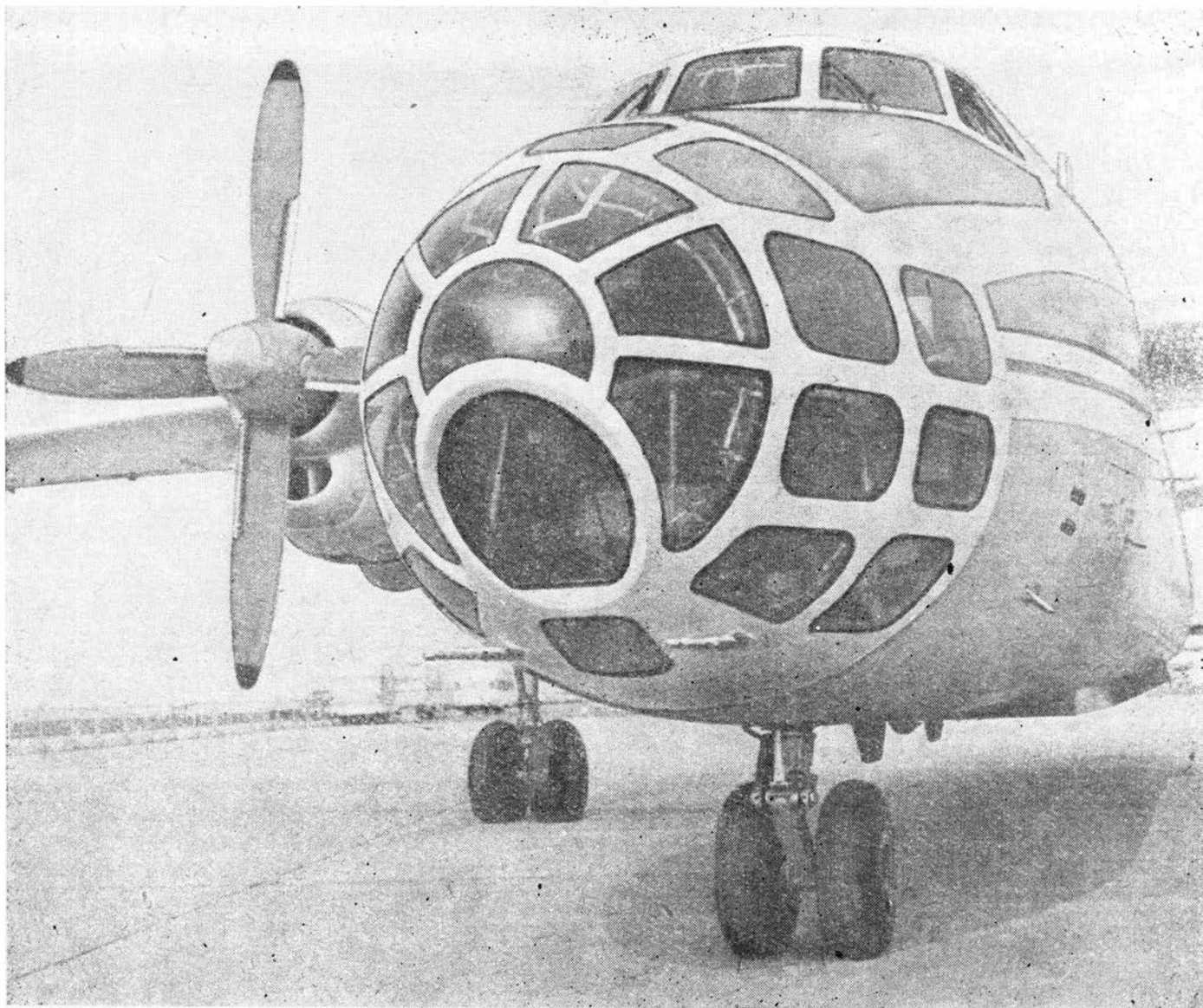
- 75 — myśliwiec przechwyłujący
- 76 — samolot (myśliwski) na każdą pogodę
- 77 — myśliwiec-bombowiec, s. szturmowy
- 78 — szturmowiec, s. szturmowy
- 79 — bombowiec, s. bombowy
- 80 — s. łącznikowy
- 81 — s. rozpoznawczy
- 82 — s. patrolowy
- 83 — s. morski
- 84 — s. do zwalczania okrętów podwodnych
- 85 — s. torpedowy
- 86 — s. pokładowy, s. morski
- 87 — s. eskortowy
- 88 — s. tankujący, latająca cysterna
- 89 — śmigłowce
- 90 — śmigłowce wielozadaniowy
- 91 — ś. ratowniczy
- 92 — ś. dźwigowy, latający dźwig
- 93 — ś. bojowy
- 94 — **szybowce**
- 95 — szybowiec szkolny
- 96 — sz. akrobacyjny
- 97 — sz. wyczynowy
- 98 — sz. transportowy
- 99 — sz. kosmiczny
- 100 — **balony**
- 101 — balon wolny
- 102 — b. na wznosi
- 103 — b. obserwacyjny
- 104 — b. zaporowy
- 105 — balon sonda, b. meteorologiczny

SILNIKI LOTNICZE

- 106 — silnik tłokowy
- 107 — s. dwusuwowy
- 108 — s. czterosuwowy
- 109 — s. gaźnikowy
- 110 — s. z zapłonem iskrowym
- 111 — s. wtryskowy
- 112 — s. sprężarkowy, s. wysokościowy, s. z doladowaniem
- 113 — s. turbosprężarkowy
- 114 — s. reduktorowy, s. z przekładnią
- 115 — s. chłodzony cieczą
- 116 — s. chłodzony powietrzem
- 117 — silnik gwiazdowy
- 118 — silnik o układzie V
- 119 — silnik płaski
- 120 — s. rzędowy
- 121 — s. z łukiem wirującym
- 122 — s. odrzutowy
- 123 — s. strumieniowy
- 124 — s. pulsacyjny
- 125 — s. rakietowy
- 126 — s. r. na paliwo stałe
- 127 — s. r. na paliwo ciekłe
- 128 — s. turboodrzutowy
- 129 — s. dwuprzepływowy
- 130 — s. (turbo) wentylatorowy
- 131 — s. ze sprężarką osiową
- 132 — s. ze sprężarką odśrodkową
- 133 — s. z dopalaczem
- 134 — s. dwuwałowy
- 135 — s. nośny, s. dla pionowego startu
- 136 — s. o kierowanym ciągu
- 137 — s. turbośmigłowy
- 138 — s. turbowałowy, turbina wałowa
- 139 — s. turbowałowy ze swobodną turbiną
- 140 — wytwornica gazów
- 141 — wytwornica sprężonego powietrza
- 142 — silnik jądrowy
- 143 — s. jonowy
- 144 — s. fotonowy
- 145 — s. plazmowy

K.D.

WCT/56/K/76



AN-30

Wysoką jakość zdjęć fotogrametrycznych zapewniają aparaty fotograficzne zainstalowane w samolocie AN-30.

W ciągu godziny lotu można wykonać zdjęcia powierzchni 5.000 km² co umożliwia sporządzenie mapy typograficznej w skali 1 : 200 000.

Zapas paliwa pozwala na wykonywanie zdjęć w ciągu 5 godzin.

Szczegółowych informacji o samolocie AN-30 udziela:
V/O AVIAEXPORT, Smolenskaja-Sennaja 32/34, 121200 Moskwa, ZSRR
Telefon: 244 26 86. Teleks: 7257. Adres telegraficzny: Moskwa Aviaexport



• V/O AVIAEXPORT •
• USSR MOSCOW •

WCT/664/K/76

WAŚKOWSKI W.

Amerikanische Herstellerwerke von den Hubschrauber-Turbinenriebwerken

Es wurden die drei wichtigsten amerikanischen Hersteller der Hubschraubtriebwerke charakterisiert. Heutiger Wirkungsbereich und die Zukunftspläne von Firmen Avco-Lycoming und Detroit Diesel Allison.

Die Schneekufen. Teil II

Die Probleme der Konstruktion und Technologie von der Luftfahrt-Schneekufen. Die grundlegenden Betriebsbedingungen, besonders die für den Betrieb erforderliche Eigenschaften der Eisdecke.

RUCIŃSKI A.

Einfluss des Lufttransportes auf die Entwicklung von Warschau

Es wurde die Funktion von Warschau im Landessiedlungssystem (als die Stadtglomeration, Hauptstadt und Weltstadt) analysiert. Die Teilnahme des Luftverkehrs an dem warschauer Transportbetrieb von Heute und Zukunft. Notwendigkeit der Lufttransportentwicklung, die ein Grundfaktor der Region- und Stadtgestaltung wie auch der Industriebelebtheit ist.

RZEMEK K.

Die technisch-oekonomische Charakteristiken der modernen Verkehrsflugzeuge

Die grundlegenden Änderungen der technisch-oekonomischen Charakteristiken der modernen Flugzeuge. Es wurde die Ermittlungsmethoden von der direkten Flugzeugbetriebskosten beschrieben; die einzelnen Kostenkomponente wurden analysiert.

BABIASZ E.

Die Bordinstrumente für die Segelflugzeuge

Über der gründlichen Bordgeräte, die für die Ausführung einer typischen Segelflugaufgabe notwendig sind. Allgemeine Anforderungen für die Segelflugzeug-Bordgeräte und die Beschätzung der jetzt in Polen und Ausland hergestellten Anlagen.

GOŁĘDZINOWSKI A.

Die technologischen Fragen bei der Kompressorschaufeln-Fertigung

Verlauf und Ergebnisse der Einwirkungsprüfungen des Schwingung-Kugelstrahlens auf die geometrische Struktur der Oberfläche der Kompressorschaufeln von der Turbinenriebwerke. Es wurde die Erhöhung der Dauerfestigkeit und Korrosionsbeständigkeit erreicht.

MAKAREWICZ R.

Analyse der manöver, die für die Unhörbarkeit der Stosswelle leiten

Gebietsermittlung der Stosswellen-Hörbarkeit und die Bestimmung von Bedingungen der Überschallflug-Unhörbarkeit. Die Zahlenwerte der Flugparameter, die diese Bedingungen erfüllen.

GLASS A.

Der erste fliegende polnische Hubschrauber BŻ-1 GIL

Vor mehr, als 25 Jahren hat der Erstflug der ersten polnischen Hubschraubers statt gefunden. In dem Artikel wurde die Geschichte des von ing. B. Zurakowski konstruiertes BŻ-1 GIL Hubschraubers beschrieben; der im Luftfahrtinstitut von Warschau hergestellt und erprobt wurde. Dieser Hubschrauber gab Anfang der polnischen Tätigkeit im Drehflügelgebiet.

WAŚKOWSKI W.

Американские заводы газотурбинных вертолетных двигателей

Характеристики трех главных американских фирм выпускающих вертолетные двигатели. Диапазон активности и намерения на будущее фирм Авко Лайкоминг и Детроит Дизель Алисон.

Самолетные лыжи. Часть II

Проблемы конструкции и технологии самолетных лыж. Основные эксплуатационные условия, а также необходимые свойства льда.

RUCIŃSKI A.

Влияние воздушного транспорта на развитие Варшавы

Анализ роли Варшавы в системе населенности страны, как крупного городского центра, столицы и города международного значения. Современная и предполагаемая роль воздушного транспорта в обслуживании города. Необходимость развития воздушного транспорта как основного фактора развития данной части страны.

RZEMEK K.

Техническо-экономические характеристики современных пассажирских самолетов

Основные изменения техническо-экономических характеристик современных самолетов. Методы определения прямых эксплуатационных расходов самолета, а также анализ их отдельных слагаемых.

BABIASZ E.

Планерные приборы

Обзор основных приборов необходимых для выполнения типового полета. Общие требования относительно планерных приборов и оценка приборов выпускающихся в Польше и за рубежом.

GOŁĘDZINOWSKI A.

Технический прогресс в самолетостроении точки зрения экономии топлива

Результаты исследования влияния вибрационного поверхностного наклепа шариками на геометрическую форму и структуру поверхности лопаток компрессора газотурбинного двигателя. Увеличение усталостной прочности и стойкости к коррозии.

MAKAREWICZ R.

Анализ маневров приводящих к неслышимости ударной волны

Определение зоны слышимости ударной волны а также условий неслышимости сверхзвукового перелёта. Числовые величины параметров полёта соответствующего этим условиям.

GLASS A.

Первый работающий польский вертолет BŻ-I GIL

Свыше 25 лет тому назад выполнил свой первый полет вертолет BŻ-I. В статье указывается история постройки в Институте Авиации в Варшаве и испытаний вертолета BŻ-I конструкции инж. Б. Жураковского. Вертолет этот начал польские работы в этой области.

W. A. SOSUNOW, Ju. A. LITWINOW: Nieustanowiwsziesja reżimy raboty awlacionnych gazoturbinnych dwigatielej. Moskwa 1975. Maszynostrojenie. S. 246, cena 79 kop.

Jednym z najważniejszych wymagań eksploatacyjnych stawianych lotniczemu silnikowi turbinowemu jest możliwość szybkiej zmiany warunków ich pracy. Szybka reakcja silnika na sygnały sterujące w znacznym stopniu określa takie własności samolotu, jak krótki czas osiągnięcia gotowości do lotu — wynikający z krótkiego czasu rozruchu silnika — oraz manewrowość i bezpieczeństwo w krytycznych sytuacjach — związane z krótkimi czasami przyspieszenia silnika.

Uwzględnienie na etapie projektowania silnika wszystkich czynników wpływających na przebieg procesów przejściowych pozwala na połączenie dobrych własności dynamicznych silnika z niezawodnością jego pracy. Dzięki udoskonaleniu gazodynamiki, konstrukcji i systemów sterowania znacznie poprawiły się własności dynamiczne współczesnych lotniczych silników turbinowych, a ich procesy przejściowe uległy poważnemu skróceniu. W związku z tym wzrosła rola niestabilności procesów gazodynamicznych i cieplnych w silnikach powodującej zmianę charakterystyk zespołów. Komplikuje to analizy teoretyczne i badania doświadczalne stanów nieustalonych silników turbinowych. Jak dotychczas, zagadnienia te znalazły słabe odzwierciedlenie w literaturze i niniejsza książka ma wypełnić tę lukę.

Książka składa się ze wstępu i ośmiu rozdziałów. We wstępie podano określenia i ogólne charakterystyki procesów przejściowych (rozruch, przyspieszanie, zmniejszanie prędkości) oraz przedstawiono wymagania stawiane w tym zakresie lotniczemu silnikowi turbinowemu. W rozdziale od I do VI omówiono teorię nieustalonych warunków pracy silników i metody ich obliczania, przeanalizowano wpływ warunków lotu oraz układu silnika, momentów bezwładności zespołów wirujących i sposobów regulacji silnika na czas trwania procesów przejściowych. W rozdziale VII rozpatrzono możliwe zmiany charakterystyk zespołu silnika zachodzące podczas procesów przejściowych wskutek gazodynamicznej i cieplnej niestabilności procesów, oraz przedstawiono wyniki badań charakterystyk sprężarek w układzie silnika w warunkach nieustalonych. W rozdziale VIII przeprowadzono próbę określenia — na podstawie analizy danych statystycznych — zależności między momentami bezwładności wirników silników jedno- i dwuprzepływowych a ich charakterystykami ciężarowymi i parametrami obiegu cieplnego.

Książka jest przeznaczona dla specjalistów z przemysłu lotniczego i instytucji eksploatujących sprzęt lotniczy; może być również przydatna dla pracowników innych dziedzin transportu oraz dla wykładowców i studentów uczelni lotniczych.

W.K.

Techničeskij progress w samolostrojenii. Pod red. W. A. Stiepančenko. Moskwa 1975. Maszynostrojenije. S. 360, tab. 52, ilustr. 197, poz. bibl. 47. Cena 1 rb. 45 kop. (14,50 zł).

Książka poświęcona jest głównie postępowi technologicznemu i produkcyjnemu. Przedstawia ostatnie osiągnięcia z dziedziny organizacji i sterowania oraz nowych procesów technologicznych na stałe wprowadzonych do przemysłu lotniczego, głównie do budowy płatowców.

W pierwszym rozdziale omówiono zautomatyzowany system sterowania przedsięwzięciem. Scharakteryzowano funkcjonalne podsystemy i kompleks zadań podsystemów, od technologicznego przygotowania produkcji, poprzez planowanie techniczno-ekonomiczne, właściwy proces produkcyjny aż do rozliczeń finansowych.

W drugim rozdziale skoncentrowano się na mechanizacji prac połączeń nitowych i śrubowych z szerszymi opisami nowych narzędzi, pomocy technologicznych, maszyn i urządzeń specjalnych.

Zagadnienia impulsowych metod kształtowania zgrupowano w następnym rozdziale, szczegółowiej charakteryzując procesy: kształtowania wybuchowego, hydrodynamicznego, gazowego, elektrohydraulicznego i magnetycznego.

W osobnym rozdziale wydzielono procesy wykorzystujące niskie temperatury. Naświetlono tu obróbkę podzerową, gięcie rur z zamrożonym wypełniaczem, mocowanie przedmiotów poprzez zamrażanie oraz próby i badania zespołów w temperaturach ujemnych. Omówiono również stoiska i aparaturę do procesów technologicznych i kontrolnych w niskich temperaturach.

W piątym rozdziale dokonano analizy niektórych metod obróbki powierzchniowej a zwłaszcza umacniania wibracyjnego, wibroszlifowania i wibropolerowania, śrutowania pneumatycznego, wygładzania diamentowego, rolkowania i in. Scharakteryzowano nie tylko procesy i ich skutki, ale opisano urządzenia technologiczne, wielokrotnie z przytoczeniem zasad konstrukcyjnych.

Książka systematyzuje wiedzę zwłaszcza z zakresu procesów obróbek własnościowych, zapoznaje z możliwościami technologicznymi, dając konstruktorom podstawy do projektowania z uwzględnieniem nowych możliwości, a technologom podstawy do projektowania nowych procesów technologicznych i nowych urządzeń, narzędzi. Książka przeznaczona głównie dla pracowników technicznych przemysłu lotniczego. Może być również przydatna dla technologów innych branż przemysłu maszynowego, a także dla studentów kierunków technologicznych głównie branży lotniczej.

GOL.

Nowyje metody ispytania i obrabotki materialow. Mińsk 1975. Wyd. Nauka i technika. S. 311, tab. 21, ilustr. 84, poz. bibl. 129. Cena 1 rb. 80 kop. (18 zł).

Książka jest zbiorem niezależnych artykułów kilkunastu autorów. Materiały zgrupowano tematycznie w trzech rozdziałach: badanie materiałów, obróbka umacniająca i wykańczająca zgniotem powierzchniowym i obróbka magnetyczno-ścierna. W pierwszym rozdziale omówiono nietypowe i niekonwencjonalne sposoby badań materiałowych, jak: przegląd i ocena mechanicznych metod określenia naprężeń wewnętrznych, badanie obciążeniami zmiennymi o małej ilości cykli, badanie szczelności ultradźwiękowym efektem kapilarnym i inne. Przytoczono tu również wpływ zabiegów technologicznych na własności stopu tytanowego β -WT15, uszkodzenie powierzchni trących pod wpływem temperatury i ultradźwięków.

W drugim rozdziale zanalizowano niektóre procesy obróbki powierzchniowej zgniotem, niektóre metody badania tych procesów oraz nieklasyczne odmiany tych procesów.

Trzeci rozdział w całości poświęcony procesowi obróbki magnetyczno-ścierniej. Oprócz opisu istoty fizycznej procesu, omówiono charakterystykę parametrów oraz ich wpływ na wyniki obróbki. Przedstawiono metody obliczeń systemów obrabiarek do tego procesu, oraz zakresy zastosowań tej metody obróbki do konkretnych grup materiałowych.

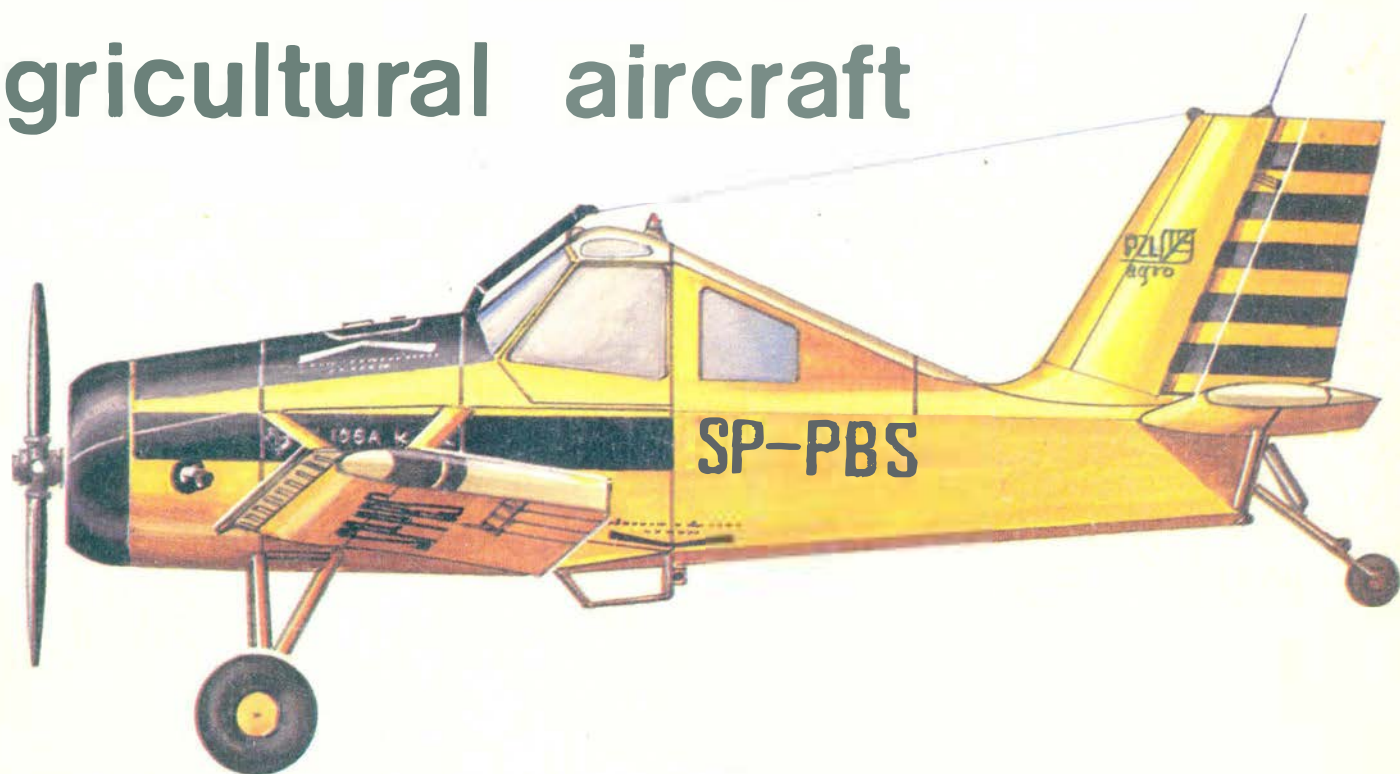
Książka nie stanowi jednolitej całości tematycznej, lecz jest zbiorem informacji technicznych dobrze uzupełniających wiedzę technologiczną o procesach badawczych i obróbkowych tradycyjnych. Przytoczone szczegóły procesów i metod pozwalają na podjęcie prób wdrożenia ich w wybranych zakresach potrzeb.

Książka przeznaczona dla pracowników naukowo-badawczych i inżynierów przemysłu maszynowego oraz studentów kierunków technologicznych.

GOL.

PZL-106_A kruk

agricultural aircraft



1000 kg chemical load
600 hp PZL-3S radial engine
4-blade constant-speed
propeller 2.6 m dia.
Low pressure 800 x 260 mm
wheels
Metal structure
Sealed cockpit
Good service access
Quick and safe turnarounds
No spin tenden

TECHNICAL DATA:

Span	14.8 m
Length	8.9 m
Height	3.6 m
Wing area, goss	28.4 sqm
Weight empty with agricultural equipment	1600 kg
T-O weight	2800 kg
T-O weight max	3000 kg
Hopper capacity	1400 l

Fuel tank capacity	300 l
Proof load factor	3,5/-1,4
Performance at 2800 kg T-O weight (1000 kg chemical load)	
Max speed	200 km/h
Cruising speed	182 km/h
Working speed	120-160 km/h
Stalling speed	90 km/h
Rate of climb	4,2 m/s
Take-off run	200 m
Landing run	200 m

Manufacturer:
Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
PZL - Warszawa - Okęcie
al. Krakowska 110/114
02-256 Warszawa, Poland
Phone: 46-00-31, Cable: Owuska,
Telex: 814 649



Exporter:
PEZETEL Foreign Trade Enterprise
of Aviation Industry
ul. Przemysłowa 2
00-950 Warszawa, Poland
PO Box 371, Cable: Pezetel;
Phone: 28-50-71, Telex: 813 430