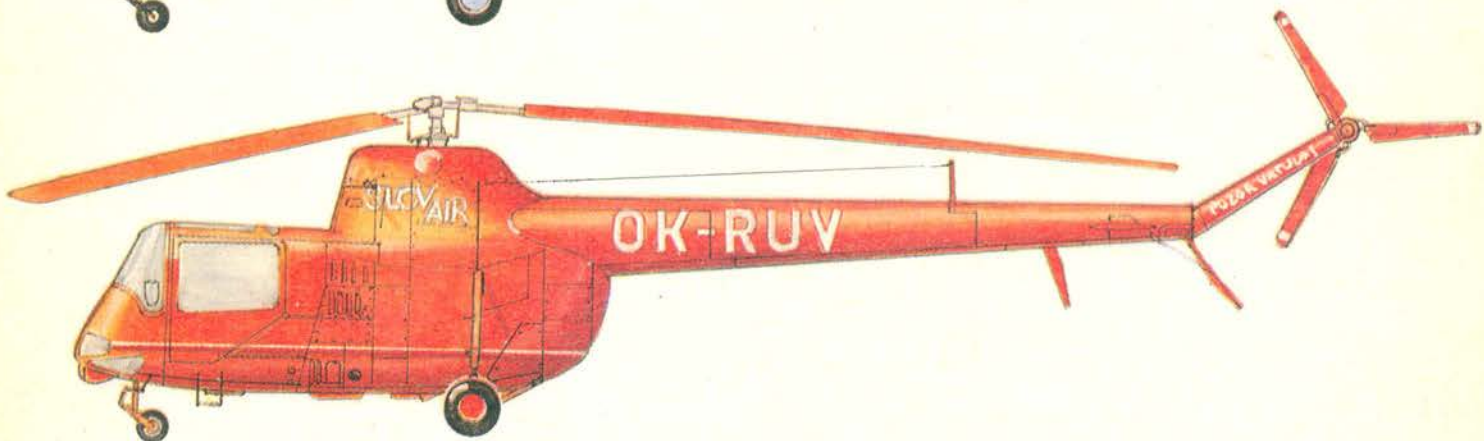
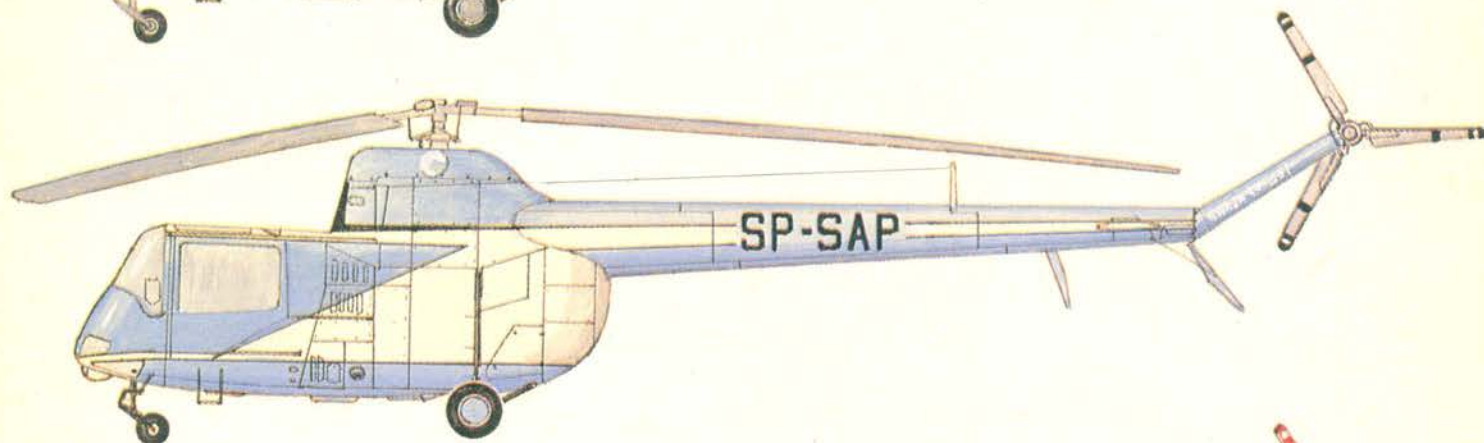
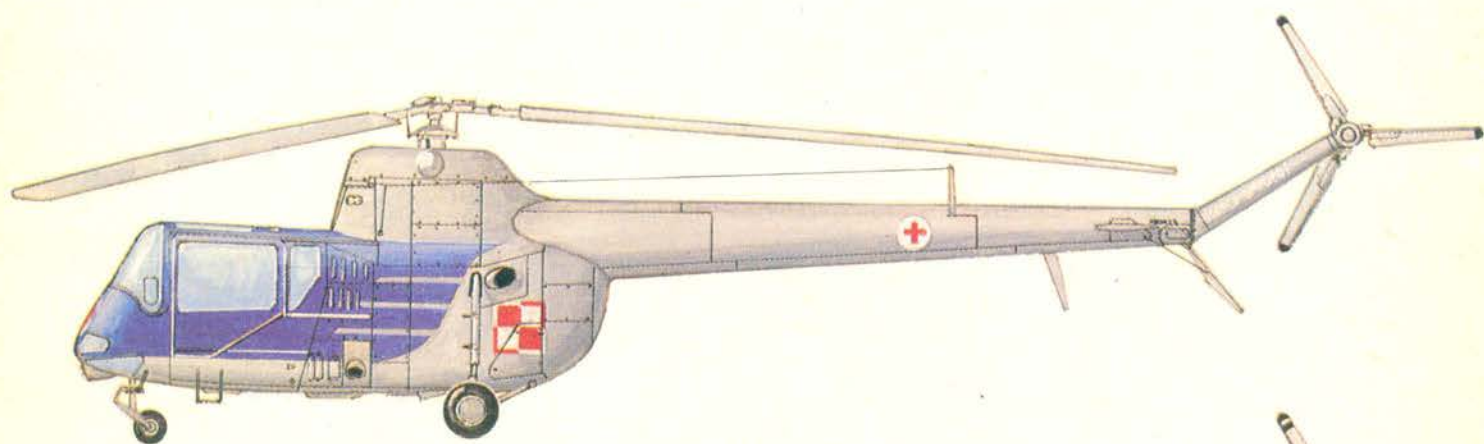


TECHNIKA

11'76

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● **Правительство ПНР подписало с правительством Анголы** предварительный договор о воздушном сообщении.

● **На факультете авиации, механики и энергетики Варшавского Политехнического Института состоялась защита докторских диссертаций:**
— мгр инж. В. Зомбковича по теме „Методы проектирования резистенционных преобразователей давления”
— мгр А. Гимайзера по теме „Методы расширения диапазона измерения образцов усилия”.
Промотором обеих диссертаций являлся проф. А. Морецки.

● В текущем году предприятие „Агролет” в г. Мелец произвело весеннее унаваживание из воздуха на поверхности около 5500 га в южной части Польши. Вертолеты из завода в г. Свидник выполнили работу по защите растений на полях и садах юго-западной части страны.
До конца пятилетки поверхность обрабатываемая из воздуха увеличится из 1 млн га до 2,5 млн га, при использовании 160 самолетов и 15 вертолетов

● Предприятие авиационных услуг „ИНСТАЛЬ” получило второй вертолет Ми-6. В 1977 г. оно купит Ми-8.

● **Хорошими результатами польских планеристов окончился в Кишиневе Чемпионат Социалистических Стран,** организованный перед чемпионатом мира в Финляндии. В этих состязаниях репрезентантами Польши являлись спортсмены не входящие в состав команды на чемпионат мира, но они заняли первое место в классификации команд.

Индивидуально в классе стандарт победил Витэк, второе место занял Зентэк. Спортсмены летали на планерах „Янтарь-Стандарт”.

● В мае месяце в систему польской авиачты „Постлет” был включен город Жешув. Для этого была подготовлена система автомобильного почтового транспорта из близких городов, благодаря чему письма будут попадать к получателю за время не превышающее 24 часов.

● В мае м-це с аэродрома Гданьск-Рембехово взлетел самолет Ил-18 начинающая постоянная воздушное сообщение Гданьска с Берлином, обслуживаемое Польскими авиалиниями ЛЕТ. Берлинская трасса является первой постоянной регулярной международной линией в аэропорту Рембехово.

● В июне м-це ПВЛ „ЛЕТ” ввели на период летних месяцев дополнительные рейсы на внутренних линиях обслуживаемые 70-местными самолетами Ту-134. Рейсы реактивных самолетов способствовали исправным перевозкам пассажиров отправляющихся в отпуски.

● ПВЛ „ЛЕТ” поддерживают три сообщения с ФРГ. Первое — от 1965 г. с Франкфуртом (теперь ежедневно). В 1972 г. ЛЕТОм открыто сообщение с Гамбургом. Два года тому назад начались рейсы в Кельн.

● В связи с работами выполняемыми ПНР по постройке участков двух магистралей в СССР: северного нефтепровода и южного газопровода, ПВЛ „ЛЕТ” открыли сезонные „воздушные мосты”. Три раза в неделю летают самолеты из Варшавы в Минск и в Киев по требованию предприятия Энергополь.

● В мастерских ПВЛ „ЛЕТ” на аэродроме Окенце рационализаторы разработали 12-метровый док, который облегчает доступ к самым высоким частям самолета ИЛ-62. Второй док, похоже на первый, но значительно улучшенный — с передвижным помостом — будет собран весной следующего года.

● Лакокрасочным цехом ПВЛ „ЛЕТ” при консервации и ремонтах самолетов, введен уникальный гидродинамический метод. Кроме экономии времени, этот метод приводит к экономии расхода лакокрасочных материалов порядка 300 тыс. злотых в год. Этим процессом интересуются авиалинии ГДР и Болгарии.

● **Балансирные планеристы** Аэроклуба г. Бельско-Бяла в июле м-це выполнили рекордные полеты, выполняя взлеты впервые из горы Бабя Гура. И. Мираньски на рекордном балансирном планере типа „Фламинго” достигнул время полета 22 мин., расстояние 7300 м и разницу высот в 1150 м.

● В последнее время в польской регистр летающих аппаратов, в классе мотопланер, записана „Пшоньсничка”. Планер, как и двигатель построил конструктор — любитель из г. Лодзь, Ярослав Яновски, который в 1975 г. получил звание „человека месяца” в телевизионной программе „Пороги и барьеры”. В этот период в Польшу приходили из-за рубежа просьбы прислать чертежи, по которым уже построены копии мотопланера в СССР и Англии.

● **Preliminary air agreement between Poland and Angola:** Poland and Angola concluded a preliminary agreement to start air communication services between both countries.

● **Doctoral dissertations defended at the Warsaw Technical University:** The following doctor's these were defended at the Mechanical Faculty of Power and Aeronautical Engineering:
— W. Ząbkowicz on „Design Methods of Pressure Resistance Transducers”,
— A. Gizmajer on „Methods of Increasing the Measuring Range of Force Standards”.

● **Agricultural aviation services:** 3000 ha in the district of Przemyśl and 2500 ha in the district of Rzeszów have been fertilized by AGROLOT's planes this year. Fields and orchards in the district of Opole have been fertilized and treated with plant protection preparations by helicopters from Swidnik. By the end of the 5-year plan the acreage will be increased from 1 million to 2.5 million ha, using 160 planes and 15 helicopters.
● The „Instal” Flying Crane Company got another Mi-6 helicopter. In 1977 the Company will purchase a Mi-8 helicopter.

● **Success of Polish glider pilots in the Contests of Socialist Countries in Kyshyniov:** Second representation of Polish glider pilots won first placings as a group at the contests. In the standard class Witek was winner before Zientek. Poles flew Jantar Standards.

● **Rzeszów included in the „Postlot” system of night air mail service:** Rzeszów has been recently included in the „Postlot” system to which the truck convoys were adapted on the Przemyśl — Rzeszów, Krosno — Rzeszów, Tarnobrzeg — Rzeszów routes. This ensures delivery of mail 24 hours after its mailing.

● **LOT Polish Airlines intend to introduce new kind of painting for its aircraft and ground equipment:** In a competition organized for artists, the first prize was won by R. Ruszek and A. Brożek.

● **The Polish Astronautical Society** has a few thousand members grouped in five sections in Warszawa, Kraków, Katowice, Wrocław and Grudziac. The Society has a Commission of Bio-astronautics (works in the area of space biology and medicine), Commission of Space Law, Commission of Technical Cybernetics and Commission for Teaching Astronautics.

● In May, ИЛ-18 took off from the airport in Gdańsk-Rębiechów thereby inaugurating a **regular air connection between Gdańsk and Berlin.** The Gdańsk — Berlin route is operated by LOT's fleet.

● In June, LOT Polish Airlines introduced additional flights on the domestic routes for the summer season. The flights operated by Tu-134 70-seat jets greatly helped to ease the transport of people going on holidays.

● LOT Polish Airlines maintains **three air connections** with The oldest is the connection with Frankfurt/Main (daily service) started in 1965; the second with Hannover started in 1972; the third with Cologne started in 1974.

● LOT Polish Airlines opened **seasonal air bridges** in connection with the construction of the northern petroleum piping and the southern gas piping, undertaken by Energo-pol Company in the Soviet Union. The LOT's airplanes fly three times a week to **Minsk and Kiev** for Energo-pol's needs.

● Rationalizers from the LOT's workshops at the Okęcie airport have built a **12m dock**, facilitating the approach to the highest elements of ИЛ-62. A similar dock but with a movable deck will be assembled in Spring next year.

● A **unique hydrodynamic painting method** has been introduced by the LOT's paint shop in the maintenance and repairs of aircraft. The new method not only reduces the time of painting but also offers savings amounting to 300 thousand zlotys annually on paint consumption. So far the East German and Bulgarian airlines have shown interest in the process.

● **Hang glider pilots** of the Bielsko-Biała Aeroclub made record flights in July by sailing from the Babia Góra Mountain. J. Mirański sailing on Flamingo-type performance hang glider achieved a time of 22 minutes, distance of 7,300 m and height difference of 1,150 m.

● Recently, the Polish Airship Register has included **Przańsniczka** into its motor glider class. The airframe and engine were built by Jarosław Janowski, amateur designer of Łódź. Mr Janowski was chosen „Man of the Month” in a TV program called Thresholds and Barriers in 1975. Two units have been built according to the drawings, one in the Soviet Union and one in Great Britain.

Adres Redakcji:

01-519 Warszawa, ul. Dymińska 6 m. 155

Tel. 39-01-50

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Polak potrafi (TRYBUNA LOTNIKÓW)	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Siły lotnicze na świecie. Azja i Australia	4
W. Waškowski: Śmigłowce szturmowe — zadania i wymagania PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	5
W NASTĘPNYM NUMERZE	8
M. Janusz: Stabilizacja wysypu i transportu pneumatycznego chemikaliów sypkich ze zbiornika samolotu za pomocą aeryzacji	9
J. Pruss: Przeciwoślizgowe układy hamowania samolotów	11
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	14
B. Piątkowski: Walka z hałasem lotniska Heathrow (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	15
KARTOTEKA TLiA: Partenavia P68B Viktor	19
Grumman OV 1 Mohawk	21
A. Tarnogrodzki, J. Pyzik: Obliczenia aerodynamiczne instalacji powietrznej (POMOCE KONSTRUKCYJNE 50)	23
E. Sitko, W. Wyrwa: Niektóre problemy korozji elementów samolotów wykonanych ze stopów aluminium	26
M. Ostapkowicz: Poślizg łożysk z obu wirującymi bieżniami w silnikach dwuwirnikowych ze sprężarką osiową	29
M. Chrobot, A. Hager: Zastosowanie badań symulacyjnych w procesie projektowania i dopracowywania układów paliwowo-regulacyjnych lotniczych silników turbinowych	32
KSIĄŻKI LOTNICZE	34
Szkolnictwo zawodowe w lotnictwie cywilnym	34
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 47: Skróty francuskie	57
A. Glass: JD-2 — pierwszy polski seryjny samolot sportowy (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	38
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	40
Na okładce: śmigłowce SM-2 — 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, dr inż. A. Gołdziński, mgr inż. A. Kardymowicz, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba

Rada Programowa:

mgr inż. M. Augustynowicz, 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, mgr Z. Pawlak, inż. R. Woliński

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2. W-wa. Zam. 495/76. Nakład 3800 egz.
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
Konto PKO I O/M Warszawa nr 1531-5021.

Papier druk. sat. kl. IV 70 g. A1. J-45.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—.

Prenumerata roczna zł 144.

INDEKS 38006/37909

WAŚKOWSKI W.

Attack Helicopters — Tasks and Weaknesses (Part 1)

The author discusses the importance of this weapon, its tasks and weaknesses as well as strategic and tactical problems in the sense of survivance.

JANUSZ M.

Stabilization of the Pneumatic Conveying and Discharging of Dry Chemicals from Aircraft Hopper by Aeration

In this article, the author discusses one of the methods improving the pneumatic discharge and conveying of potash salt and powdered superphosphate from an aircraft hopper. The paper describes model tests in an aircraft hopper conducted by the author and gives a technical description of a prototype aeration device which aids the discharge of the aforementioned dry chemicals.

PRUSS J.

Anti-skid Aircraft Braking Systems

The author discusses operating principles of aircraft braking systems and analyses the forces acting on a wheel during braking. A division of anti-skid braking systems used today is given.

PIĄTKOWSKI B.

Noise Control of the Heathrow Airport

The article discusses legal basis of the reduction of the noise produced by aircraft over London (consequence of Wilson's Report). It also gives the operating limitations introduced at the Heathrow Airport: during take-offs and landings, in night traffic, routes of minimum noise, sound-proofing and suchlike. A concept of constructing a new airport at Maplin is being considered.

SITKO E., WYRWA W.

Some Corrosion Problems in Aircraft Components Made from Aluminum Alloys

The article discusses basic types of corrosion damages occurring in aircraft, mechanism of their formation and corrosion prevention methods. Examples of the solution of the corrosion problems in aircraft components made from aluminum alloys used in Polish aviation are given.

OSTAPKOWICZ M.

Slip of Bearings with Both Rotating Races in Two-Spool Engines with axial compressors

The article describes the interdependence of rotational speeds of LP and HP impellers in steady- and transient-state engine operating ranges. Kinds of defects of rolling bearings, causes of their formation and conditions of bearingreliable operation are given.

CHROBOT M., HAGER A.

Application of Simulation Tests in the Process of Designing and Improving Fuel Control Systems of Aero Turbine Engines

The article discusses works conducted in the area of simulation tests of fuel systems of aero turbine engines. It gives the advantages of the simulation tests and basic principles of operation of a built simulation stand. Exemplary oscillograms of the tests conducted on a single-shaft turbine engine are given.

GLASS A.

JD-2, First Polish Production Sport Airplane

The JD-2 was built by students of the Warsaw Politechnic University in 1926. It was the first product of workshops which later became the RWD factory. The article describes the history of development and construction of the plane.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXI LISTOPAD 1976

T E C H N I K A

11

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

TRYBUNA LOTNIKÓW

Polak potrafi

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Hasło rzucone przez NOT — Polak potrafi — dobrze odzwierciedla ambicje i możliwości naszych inżynierów i techników — także i lotniczych. Niejeden raz pracownicy techniczni polskiego przemysłu lotniczego, polskiej komunikacji lotniczej, lotnictwa wojskowego czy sportowego podejmowali trudne zadania — i z sukcesem je realizowali.

Wystarczy wymienić myśliwce Puławskiego, samoloty Łoś, zwycięskie samoloty RWD, Wilgę, Iskrę, silniki Nowkuńskiego czy SO-1, rozbudowę zakładów PZL w latach trzydziestych czy uruchomienie produkcji LIMów i silników do nich w latach pięćdziesiątych, pierwsze kroki naszego lotnictwa wojskowego, komunikacyjnego i sportowego, otwarcie linii atlantyckiej itp.

Jakie jednak warunki umożliwiły osiągnięcie tych sukcesów?

Po pierwsze przed podjęciem zadania starano się o odpowiednie przygotowanie techniczne kadry przez kształcenie, praktyki zagraniczne, zapoznanie się z dorobkiem światowym, wykorzystanie doświadczeń z licencji czy uzyskanych nowych technologii w ramach licencji.

Po drugie zadania podejmowały zespoły ludzi przygotowanych odpowiednio organizacyjnie przez skorzystanie z doświadczeń zagranicznych, bądź w czasie praktyk zagranicznych, bądź w ramach licencji.

Po trzecie największe sukcesy odnosiły przede wszystkim te zespoły, którym umożliwiono wieloletnią pracę nad jedną tematyką, w celu zebrania doświadczeń, zweryfikowania stosowanych metod, poprawienia swych błędów, dopracowania prototypów i dalszego dyskontowania zebranego doświadczenia zawodowego.

Po czwarte, gdy zespoły ludzi były obdarzone dużym zaufaniem i powierzano im naprawdę ambitne zadania.

Szybki postęp techniczny świata i duże koszty prac badawczo-rozwojowych nie pozwalają na tworzenie konstrukcji lotniczych w izolacji, w każdym kraju oddzielnie. Konieczna jest zarówno wymiana informacji o osiągnięciach naukowych, technicznych i technologicznych — jak i częstokroć najkrótsza droga dzielenia się doświadczeniem — licencja. Samodzielne kroczenie drogą, którą już inni pokonali, często nie jest uzasadnione.

Powstaje jednak poważny problem, którego rozwiązanie wymaga dużego doświadczenia: jakie zadania powinny być powierzane własnym konstruktorom, a które lepiej rozwiążą licencje.

Co Polak potrafi? Budować szybkoce wyczynowe, samoloty wielozadaniowe i rolnicze, odrzutowe szkolno-treningowe, śmigłowce oraz silniki tłokowe gwiazdowe i silniki turbinowe. Natomiast licencje mogłyby być nam pomocne np. w dziedzinach płaskich silników tłokowych czy dwusilnikowych samolotów dyspozycyjnych i lokalnego transportu. Przykładem takiego rozwiązania problemu są silniki PZL — Franklin.

Przy licencjach nie należy wpadać w nadmierny zachwyty, gdyż nie są cudownym środkiem na wszystkie trudności. Licencja pozwala osiągnąć światowy poziom techniczny w danym momencie, lecz nie zapewnia automatycznie dalszego postępu technicznego. Istnieje niebezpieczeństwo przeceniania wartości licencji, które wyraża się w tendencji do niedoceniań własnych kadr konstrukcyjnych i wpadanie w pesymizm wyrażający się hasłem — Polak nie potrafi.

Licencja nie zastępuje pracy własnych zespołów konstrukcyjnych, lecz pozwala rozpocząć pracę nad nowym problemem na światowym poziomie. Dając zadanie dalszego ulepszania wyrobu licencyjnego i tworzenie nowych konstrukcji w oparciu o uzyskane doświadczenia i technologie — dajemy wyraz optymistycznemu i realistycznemu hasłu — Polak potrafi.

● Rząd Polski zawarł z rządem Angoli wstępne porozumienie w sprawie komunikacji lotniczej pomiędzy obu krajami.

● Na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej odbyła się obrona rozpraw doktorskich: — mgr inż. W. Ząbkowicza n.t. metody projektowania rezystencyjnych przetworników ciśnienia i

— mgr A. Gizmajera n.t. metody rozszerzania zakresu pomiarowego wzorców siły. Promotorem obu prac był prof. dr inż. A. Morecki. Jako recenzenci pierwszej pracy wystąpili prof. mgr inż. K. Głębiński i doc. dr hab. inż. J. Lewitowicz. Drugą pracę recenzowali prof. dr inż. Z. Parszewski i doc. dr inż. W. Łuczajek.

● W roku bieżącym mielecki Agrolot przeprowadził wiosenny rozrzut nawozów samolotami na obszarze 3000 ha w województwie przemyskim i na około 2500 ha — w rzeszowskim. Natomiast śmigłowce ze Świdnika wykonały te czynności oraz rozsiały środki ochrony roślin na pola i sady województwa opolskiego. Do końca pięciolatki areal zabiegów agrolotniczych ma wzrosnąć z 1 mln do 2,5 mln ha, z użyciem 160 samolotów i 15 śmigłowców.

● Lotnicze przedsiębiorstwo usługowe Inстал otrzymało drugi śmigłowiec Mi-6. W 1977 r. PUL zakupi Mi-8.

● Zgodnie z zawartym porozumieniem Naczelna Organizacja Techniczna i zrzeszone w niej stowarzyszenia nawiązują współpracę z Przedsiębiorstwem Handlu Zagranicznego **Polservice** w zakresie eksportu osiągnięć naukowych i technicznych oraz usług technicznych. NOT prowadzi będzie na rzecz **Polservice** akwizycję polskiej myśli twórczej.

● Aeroklub Bydgoski z okazji jubileuszu 30-lecia otrzymał od społeczeństwa dwa szybłowce. Urząd miasta Bydgoszczy ufundował Jantar 1, zaś Pomorskie Zjednoczenie Budownictwa — Cobre 15. Piloci Aeroklubu odwiedzili się społeczeństwu organizując pokazy lotnicze.

● Wkrótce rozpocznie się w Warszawie budowa stacji dworca miejskiego **PLL LOT**, tzw. Terminalu, naprzeciwko Dworca Centralnego PKP, między Al. Jerozolimskimi a Nowogrodzką. W ciągu 30 miesięcy stanie nowoczesny dworzec wyposażony w automaty i komputery, zespół gastronomiczny (restauracja, bary — samoobsługowy i nocny oraz kawiarnie i sale bankietowe), z kantorem wymiany walut, sklepami Baltony i Pewexu. Obok stanie ponad 40-piętrowy (a więc wyższy od Forum) hotel, w którym część dolnych kondygnacji zajmą biura dyrekcji PLL LOT.

● **PLL LOT** zamierzają wprowadzić nowy rodzaj malowania dla swego sprzętu latającego i naziemnego. Pięć zespołów artystów-plastyków wzięło udział w ogłoszonym konkursie, wystawiając swoje prace w salach Stowarzyszenia Architektów Polskich w Warszawie. Pierwszą nagrodę otrzymali plastycy R. Duszek i A. Zbrożek.

● Sukcesem polskich szybowników zakończyły się w **Kiszyniowie** mistrzostwa krajów socjalistycznych, zorganizowane przed mistrzostwami świata w Finlandii. W zawodach tych Polskę reprezentowali zawodnicy, którzy nie znaleźli się w ekipie na mistrzostwa świata, a mimo to zajęli pierwsze miejsce w klasyfikacji zespołowej. Indywidualnie w klasie standard zwyciężył Witek, przed Zientkiem. Polacy startowali na szybowcach Jantar-Standard.

● Oryginalna konstrukcja warszawskiego szkutnika-amatora trimaran atlantycki **Retman II** mieści się na pograniczu jachtingu i lotnictwa. Z tego powodu projekt w zakresie hydrokrzydeł na pływakach ustających, aeropłatów masztowych i innych szczegółów konsultowany był z Szybocowymi Zakładami Doświadczalnymi w Bielsku-Białej.

● **Krakowski port lotniczy w Babicach** nie może już zaspokoić gwałtownie wzrastającego ruchu. Modernizacji i rozbudowy portu podjął się zespół Miejskiego Biura Projektów w Krakowie. Dworzec lotniczy ma otrzymać nowy gmach dla ruchu pasażerskiego oraz obiekty towarzyszące.

● W br. zaczyna się budowa nowego osiedla Warszawy o nazwie: zespół miejski **Gołców-Lotnisko**. O tym, że w tym miejscu przez wiele dziesiątków lat było stołeczne lotnisko, przypominają będą niedługo tylko lotnicze nazwy dzielnic nadane przez projektantów: Iskra, Wilga, Jantar i Orlik.



Rys. PZL-106 Kruk

Fot. A. Prystopski

● W system polskiej poczty lotniczej **Postlot** włączony został Rzeszów w maju br. Do systemu tego dostosowano konwoje samochodowe na trasach: Przemysł—Rzeszów, Krosno—Rzeszów, Tarnobrzek—Rzeszów i inne, dzięki którym doręczenie przesyłek powinno nastąpić w ciągu 24 h od ich nadania.

● **Biuro Turystyki WPT Syrena** wspólnie z Przedsiębiorstwem Usług Lotniczych zorganizowało (z lotniska Gołców) w okresie od 1 maja do 15 października lotnicze spacery nad Warszawą. Przelot 15-minutowy samolotem **An-2** (w każdą sobotę i niedziele) kosztuje 150 zł. 45 min lotu **Morawa** (codziennie) kosztuje 275 zł, zaś 10 min przelotu śmigłowcem **Mi-2** wynosi 235 zł od osoby.

● W dniu 5 maja zmarł inż. **Zbigniew Kossakiewicz**, zasłużony pracownik Instytutu Lotnictwa, wieloletni kierownik Działu Badań w Locie. Odszedł od nas człowiek oddany sercem pracy dla polskiego lotnictwa.

● Na wiosnę br. odbyła się konferencja poświęcona technicznym studiom przemianym. Organizatorem jej była Główna Komisja NOT ds. Doskonalenia Kadry Technicznych w uzgodnieniu z resortami przemysłu maszynowego oraz nauki, szkolnictwa wyższego i techniki.

Przeprowadzona wymiana poglądów w oparciu o doświadczenia Politechniki Warszawskiej i Fabryki Samochodów Osobowych umożliwiła sformułowanie wniosków co do dalszego rozwoju tej formy kształcenia inżynierów.

Przewały poglądy, że studia przemienne, polegające na systematycznym przeplataniu się okresów nauki w szkole i pracy w przedsiębiorstwie czy instytucji, stanowią pozytywną i skuteczną formę przygotowania kadr inżynierskich dostosowanych profilem zawodowym i związanymi emocjonalnie z zakładem pracy, który jest współorganizatorem studiów. Jednak w naszych warunkach studia te nie wyszły jeszcze z fazy eksperymentalnej. Do ustalenia propozycji właściwego ukierunkowania programowego i organizacyjnego studiów przemiannych konieczne jest uruchomienie dalszych ośrodków prowadzących takie studia. Proponujemy zakład lotniczy.

● Ukazały się oficjalne ogłoszenia o zapisach kandydatów na studia na Wydziale Lotniczym Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie. Kandydaci muszą złożyć trzy dokumenty: świadectwo dojrzałości, zaświadczenie Głównego Ośrodka Badań Lotniczo-Lekarskich Aeroklubu PRL we Wrocławiu o stanie zdrowia oraz licencję pilota szybowcowego II klasy. Obowiązują egzaminy z biologii, chemii lub matematyki i z języka obcego (pisemny). Studia trwają 4,5 roku i dają tytuł magistra inżyniera rolnika oraz licencję pilota rolniczego z uprawnieniem do lotów agrolotniczych. Program przewiduje 420 h nauki w dziedzinach agrolotniczych oraz 350+310 h treningu w pilotażu. Na pierwszy rok nauki uczęszcza 13 studentów.

● Dr **Philomena Grodzka** jest przewodniczącą amerykańskiego Instytutu Lotnictwa i Astronautyki, specjalistką w dziedzinie metalurgii kosmicznej. Była odpowiedzialna za doświadczenia z tego zakresu pro-

wadzone na pokładzie stacji orbitalnej Skylab.

● W maju z lotniska w Gdańsku — Rębiechowie wystartował samolot typu Il-18 inaugurując stałe połączenie lotnicze Gdańsk z Berlinem, obsługiwane przez Polskie Linie Lotnicze LOT. Trasa berlińska jest pierwszą stałą linią regularną w ruchu międzynarodowym portu w Rębiechowie. Równocześnie zwiększa się liczba połączeń sezonowych tego portu, szczególnie czarterowych (m.in. z Londynu do Gdańska) oraz tranzytowych z krajów skandynawskich. Gdańsk, pełniący funkcję portu zapasowego dla warszawskiego Okęcia, przyjmuje także samoloty innych linii międzynarodowych LOT-u oraz obsługuje transkontynentalne podróże lotnicze wymiennych załóg polskich statków rybołówstwa dalekomorskiego.

● W czerwcu PLL LOT wprowadzili na letnie miesiące w komunikacji krajowej dodatkowe rejsy obsługiwane przez 70-osobowe samoloty Tu-134. Przeloty odrzutowców przyczyniły się do sprawnego przetransportowania pasażerów udających się na urlopy wypoczynkowe.

● W tegorocznym sezonie nastąpił duży wzrost przyjazdów ze Stanów Zjednoczonych i Kanady, skąd zapowiedziano przylot do kraju kilkudziesięciu samolotów czarterowych. Największa z dotychczasowych (168-osobowa) wycieczka z USA przyleciała na Okęcie samolotem Il-62 Pułaski z międzynarodowego lotniska Bradley w stanie Connecticut. Po raz pierwszy w historii tego lotniska wyładował polski samolot. Było to wielkie wydarzenie. Na lotnisko przybyło kilka tysięcy osób, wśród nich gubernatorowie Stanów Massachusetts i Connecticut oraz burmistrzowie okolicznych miast. Wycieczkę do Polski zorganizowało największe w USA polonijne biuro podróży PAT Węgiel Travel.

● PLL LOT utrzymują trzy połączenia z Republiką Federalną Niemiec. Najstarsze — z 1965 r. — jest z Frankfurtem nad Menem (obecnie codziennie). W 1972 r. LOT uruchomił połączenie z Hamburgiem. Przed dwoma laty zaczęliśmy latać do Kolonii, (której lotnisko obsługuje również stolice republiki, Bonn) jako jedyna linia lotnicza państw socjalistycznych. Od czasu normalizacji stosunków między państwowych — frekwencja na linii frankfurckiej podwoiła się (do 40 tys. w 1974 r.).

● W związku z podjętą przez PRL budową odcinków dwóch magistrali w ZSRR: północnego ropociągu i południowego gazociągu, Polskie Linie Lotnicze uruchomiły sezonowe mosty powietrzne. Trzy razy na tydzień z Warszawy do Mińska i Kijowa latają samoloty dla potrzeb Energoopolu. Dalej pasażerów przejmują samoloty radzieckie i dostarczają ich do polskich centrów roboczych w Nowopołocku lub Char-kowie.

● Z jeszcze jednego lotniska zostanie eksmitowany sport lotniczy. Tym razem zagrożenie przyszło ze strony głównego architekta województwa wrocławskiego i miasta Wrocławia, który zapowiedział, że w 1977 r. ruszy na tych terenach budowa największego zespołu osiedli **Gądów-Lotnisko**.

● W warsztatach PLL LOT na Okęciu racjonalizatorzy skonstruowali 12-metrowy

dok, który ułatwia podejście do najwyższych elementów Il-62. Drugi podobny dok — lecz poważnie usprawniony, gdyż wyposażony w ruchomy pokład — zmontowany zostanie wiosną przyszłego roku.

● Lakiernia LOT-owska do konserwacji i napraw samolotów wprowadziła unikalną metodę hydrodynamiczną. Poza oszczędnością czasu metoda ta przynosi oszczędności w zużyciu lakieru rzędu 300 tys. zł rocznie. Procesem tym zainteresowały się linie lotnicze NRD i Bułgarii.

● Lotnicy Aeroklubu Bielsko-Bialskiego wykonali w lipcu rekordowe loty startując po raz pierwszy z Babiej Góry. J. Miranski na lotni wyczynowej typu Flamingo osiągnął czas lotu 22 min. odległość 7300 m oraz różnicę wysokości 1150 m.

● Polska Izba Handlu Zagranicznego zorganizowała w czerwcu na lotnisku Okęcie pokaz odrzutowego samolotu VFM-614 produkcyj holendersko-zachodniemieckiego koncernu lotniczego VFW-Fokker. Dwusilnikowy dolnopłat jest samolotem pasażerskim przeznaczonym na krótkie dystanse do 1200 km. Samolot zabiera na pokład — w zależności od rozstawienia foteli — 40 do 44 pasażerów i rozwija szybkość 705 km/h. Zaletą samolotu jest jego krótka droga startu — 1325 m i lądowania — 1035 m. Jest to samolot odpowiedni do obsługi linii krajowych i krótkich zagranicznych. Wnętrze samolotu urządzone jest estetycznie i funkcjonalnie. W locie pokazowym wzięli udział przedstawiciele Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego, PLL LOT, Przedsiębiorstwa Usług Lotniczych oraz dziennikarze.

Warto przypomnieć, że na początku lat trzydziestych skończyły wieloletnią służbę w PLL LOT 3-silnikowe samoloty holenderskie, budowane w kraju — Fokker F. VII. Na polskich liniach latały też Fokkery jednosilnikowe oraz jeden dwusilnikowy (z silnikami P. W. Wasp, przebudowany w warsztacie LOT-u).

● Ostatnio do polskiego rejestru statków powietrznych w klasie motoszybowców wpisana została Prząśniczka otrzymująca znaki SP-0001. Budowniczym płatowca i silnika jest konstruktor — amator z Łodzi, Jarosław Janowski, który w 1975 r. uzyskał tytuł Człowieka Miesiąca w telewizyjnym programie Progi i bariery. Samolot otrzymał świadectwo sprawności technicznej w 6 lat po ukończeniu budowy. W tym okresie do Polski nadchodzili z zagranicy prośby o nadesłanie rysunków, według których zbudowano już kopie Prząśniczki w ZSRR i w Anglii.

● W zakładach lotniczych podjęto działania zmierzające do umocnienia pozycji i autorytetu mistrza. Między innymi — zgodnie z zarządzeniem Ministerstwa — zmienia się system wynagradzania mistrzów. W myśl przyjętych zasad podstawowa płaca mistrza musi być o 10÷20% większa od płacy najwyższemu zaszerzowanemu podległemu mu pracownikowi. Sporządzono w Wytwórniach Sprzętu Komunikacyjnego zestawienia płacowe, które umożliwiają przeprowadzenie odpowiedniej analizy. Z wstępnego rozeznania wynika, że płace mistrzów wzrosną średnio o ok. 10%. Wyższe zarobki średniego dozoru technicznego związane są ze zwiększoną odpowiedzialnością i kompetencjami mistrzów. Mistrzowie otrzymują do swej dyspozycji fundusz nagród, za którego właściwe wykorzystanie będa odpowiedzialni. Powinno to przyczynić się do wzrostu autorytetu mistrza jako rzeczywistego kierownika produkcji. W związku z utworzeniem funkcji starszego mistrza ustalono kryteria, jakim musi odpowiadać kandydat na to stanowisko. Wybór starszych mistrzów nastąpi spośród ludzi o najwyższych kwalifikacjach i to nie tylko zawodowych, lecz również społecznych, moralnych i pedagogicznych. Po uwagę brane będa nie tylko lata stażu i wykształcenie, lecz również doświadczenie i umiejętność kierownicze.

O jednym musza pamiętać mistrzowie w naszym lotnictwie i ich przełożeni: tolerowanie braków brakuje grozi śmiercią użytkowników sprzętu latającego.

nych. Brane są pod uwagę samoloty B-737-200 lub DC-9-40. Równocześnie francuski przemysł kosmiczno-lotniczy bada możliwość uczestniczenia w budowie projektu amerykańskiego samolotu Boeing 7X7 lub w realizacji projektu samolotu oznaczonego wstępnie AS-200.

● Francuska firma SECMAFER wyprodukowała ciągnik SF 3000, przeznaczony do na liniach krajowych i zagranicznych, co holowania najcięższych samolotów transportowych przy prędkości przemieszczania 60 km/h. Ciągnik jest wyposażony w 16-cylindrowy silnik o mocy 2400—3000 KM i przekładnię hydrostatyczną. Mechanizm na końcu kabla pozwala pilotowi holowanego samolotu na odłączenie się od ciągnika. Ciągnik jest wyposażony w dwie turbiny, przeznaczone do klimatyzacji oraz dostarczania prądu elektrycznego i rozruchu silników dieselskich. Ciągnik jest wyposażony ponadto w urządzenie radiofoniczne (VHF) do utrzymania łączności z wieżą kontroli.

● Na wiosnę 1977 roku paryski port lotniczy Le Bourget przestanie przyjmować samoloty komunikacyjne. Część lotniska przeznaczony dla przemysłu lotniczego i lotnictwa lekkiego.



JUGOSŁAWIA

● W Belgradzie odbył się pokaz samolotu Boeing B-747 SP. JAT dwa samoloty tego typu zamierza wykorzystać w lotach do Australii, zastępując używane dotychczas B-707.

● Jugosłowiańskie linie lotnicze JAT przewożą w ub. r. ogółem 3 mln pasażerów na liniach krajowych i zagranicznych, co stanowi 22-procentowy wzrost w stosunku do roku poprzedniego. W planie na najbliższe miesiące jest uruchomienie nowych stałych połączeń lotniczych, a w tym międzykontynentalnej linii Belgrad—Nowy Jork.

● Rozpoczęła się rozbudowa i modernizacja portu lotniczego Belgradu. Przewidziane jest wydłużenie drogi startowej oraz budowa nowego dworca, przeznaczonego dla ruchu międzynarodowego. Istniejący dworzec ma służyć komunikacji krajowej. Po zakończeniu robót centralny port lotniczy Jugosławii będzie zdolny do obsługi 3 mln pasażerów rocznie. Obecnie korzysta z niego 1,5 mln.



KANADA

● Utrzymanie zimą w gotowości operacyjnej 9 międzynarodowych lotnisk kanadyjskich wymaga ogromnej liczby sprzętu mechanicznego. W eksploatacji jest więc 165 szybkich szcotek, 250 armatek odśnieżnych oraz 450 pługów mechanicznych.

● Specjaliści kanadyjscy opracowują nowy system łączności satelitarnej, który będzie wykorzystywany do poszukiwań zaginionych samolotów, mających na pokładzie alarmowe radiolatarnie. System opiera się na łączności z trzema satelitami, krążącymi po niskich orbitach o dużym kącie nachylenia do płaszczyzny równika. Próby wykazały, że wstępna ocenę pozycji poszukiwanego samolotu można uzyskać w 15 minut i uściślić ją z dokładnością do 15 km — w ciągu kilku następnych minut. Koszt systemu wyniesie 30 mln dol. w ciągu 10 lat.

● Wystrzelony niedawno z Cap Canaveral kanadyjski satelita telekomunikacyjny jest przeznaczony do przekazywania programu TV oraz audycji radiowych do odległych obszarów północno-zachodnich Kanady. W ciągu 2 lat będzie on transmitował specjalne programy naukowe i rozrywkowe dla tamtejszych mieszkańców. Kanadyjczycy zastosowali w tej akcji nowy system aparatury przekątnikowej (Żelazna gwiazda).



USA

● Amerykańskie wytwórnie sprzętu lotniczego: Lockheed, General Electric i Westinghouse zawarły z rządem greckim umowę w sprawie zorganizowania w Grecji prze-

mysłu lotniczego. Początkowo ma on wykonywać remonty greckich samolotów cywilnych i wojskowych oraz produkować części zamienne. W dalszej przyszłości przewiduje się budowę lekkich samolotów.

● W Stanach Zjednoczonych przygotowuje się zespół złożony z B-747 i samolotu kosmicznego. W marcu 1977 r. mają się rozpocząć próbne loty samolotu kosmicznego wyniesionego na wysokość około 6÷7,5 km przez samolot B-747 (N905NA). Obecnie modele zespołu badane są w tunelu aerodynamicznym, przy czym dużo uwagi poświęca się procesowi rozłączenia obu statków.

● Pewne typy ogniw słonecznych mogą być uważane za niezawodne, gdyż w satelitach pracują 20 lat. Jednak są drogie. Rząd Stanów Zjednoczonych wyasygnował 32 mln dol. na badania, które pozwoliłyby w ciągu 10 lat obniżyć ich cenę 40-krotnie. Obecnie nakłady na 1W mocy ogniwa słonecznego wynoszą 20 dol.

Natomiast Zakłady Boeing proponują umieszczenie na orbitach okołoziemskich 30 satelitów zdolnych do przetworzenia z energii słonecznej energii elektryczną o mocy około 10 000 MW.

● W Waszyngtonie odbyło się otwarcie Muzeum Lotnictwa i Kosmonautyki, które mieści się w reprezentacyjnej części stolicy, między Kapitołem a pomnikiem Abrahama Lincolna. W muzeum znajdują się liczne eksponaty od samolotów braci Wright i Charlesa Lindbergha, po kabiny kosmiczne pojazdów Skylab oraz Sojuz-Apollo, a także różne pamiątki, od biletu na przelot Zeppelinem przez Atlantyk — po dokumenty pierwszych lotów samolotów Concorde.

W uroczystości otwarcia wziął udział prezydent Ford, który wygłosił z tej okazji okolicznościowe przemówienie. Przecięcia wstęgi dokonał automat uruchomiony przez sygnał nadany z pokładu laboratorium kosmicznego Viking, obdwajającego lot wokół orbity planety Mars. W momencie nadania sygnału zapaliło się czerwone światło. Sygnał dotarł z Marsa na Ziemię w ciągu 18 minut, po czym zapaliło się na 15 sekund zielone, migające światło i automatycznie nożyce przecięły wstęgę.

● Większość towarzystw amerykańskich zdecydowała zlikwidować przedziały I klasy w komunikacji wewnętrznej. Przez zamiar 7600 miejsc I klasy na 17 200 w klasie ekonomicznej będzie można uniknąć zakupu nowego taboru wartości około 750 mln dol.

● Ostatnio minęło 30 lat od otwarcia przez towarzystwo TWA pierwszej, regularnej linii północnoatlantyckiej Nowy Jork — Paryż z lądowaniem w Shannon i Gander. W 1946 r. TWA wykonało 300 lotów, przewożąc 25 000 pasażerów. Podróż w jedną stronę trwała 19 h 46 min. Obecnie samoloty TWA przelatują trasę corocznie 8500 razy, przewożąc 1,5 mln pasażerów.



ZSRR

● W sezonie letnim 1976 r. Aeroflot rozszerzył swoją sieć połączeń. Samoloty Tu-154 rozpoczęły loty do Madrytu — via Luksemburg oraz do Akry (7 tys. km) z pośrednim lądowaniem w Wiedniu, Trypolisie i Lagos. Hiszpania jest 74 krajem, do którego regularnie docierają samoloty radzieckie, zaś Angola, Mozambik i Ghana — 20, 21 i 22-im państwem afrykańskim objętym siecią Aeroflotu.

● 100 mln hektarów gruntów (tzn. ponad połowa ziemi uprawnej w Związku Radzieckim) znajdowało się w 1975 r. pod opieką lotniczej służby rolnej. Lotnictwo wykonuje całość prac przy defoliacji bułwy, przeszło połowę prac związanych z likwidacją chwastów za pomocą herbicydów, mniej więcej połowę opylania pól chemicznymi środkami ochronnymi.

OGÓLNE

● Wspólna konferencja Europejskiej Agencji Kosmicznej i NASA zdecydowała sprawę budowy małej stacji kosmicznej Sna-celab, która wyniesiona ma być przez amerykański transporter kosmiczny na orbitę okołoziemską na wysokość około 300 km. Spacelab budowany jest przez 10 państw europejskich uczestniczących w kosztach przedsięwzięcia od 53% (FRN) do 1% (Szwajcaria) i 0,8% (Austria). Pierwsze loty będą prowadzone przez NASA i związane zostaną z badaniami przestrzeni kosmicznej, astronomią, metalurgią i łącznością.



FRANCJA

● Rząd francuski uzależnia zastąpienie swoich samolotów Caravelle sprzętem amerykańskim od współpracy przemysłu Stanów Zjednoczonych z przemysłem francuskim w dziedzinie budowy samolotów komunikacyj-

JAPONIA	
Sily Powietrzne	
B: Lockheed F-104	200
McDonnell Douglas F-4/4E	78+(48)
North American F-86	280
Razem	558+(48)
R: McDonnell Douglas RF-4E	15
North American RF-86	18
Razem	33
Sz: Beech King Air	6
Beech T-34	100
Fuji T-1	55
Lockheed T-33	180
Mitsubishi T-22	(22)
Razem	341+(22)
T: Curtiss C-46	25
Kawasaki C-1	(15)
NAMC YS-11	12
Razem	37+(15)
H: Kawasaki KV-107	16+(2)
Sikorsky S-62	8
Razem	24+(2)
P: Mitsubishi MU-2	15
Łącznie	1008+(87)
Sily Lądowe	
H: Bell H-13	40
Bell UH-1	100+(70)
Kawasaki KV-107	50+(2)
Kawasaki Hughes OH-6	70+(90)
Kawasaki Hughes TH-55	30+(18)
Sikorsky H-19	10
Razem	300+(180)
Sz: Beech T-34	5
P: Cessna O-1	90
Fuji LM-1	25
Mitsubishi MU-2	5
Razem	120
Łącznie	425+(180)
Lotnictwo Morskie	
R: Kawasaki P-2J	50+(30)
Shin Meiwa PS-1/RS-1	16+(5)
Razem	66+(35)
Sz: Beech Queen Air	25
Beech T-34	10
Grumman S-2	10
Fuji KM-2	30+(3)
NAMC YS-11	4+(3)
Razem	79+(6)
H: Bell 47	10
Kawasaki KV-107	(3)
Kawasaki KV-170	12
Kawasaki Hughes OH-6	5
Sikorsky HSS-1	10
Sikorsky HSS-2/SH-3	55
Sikorsky S-61	3
Sikorsky S-62	9
Razem	104+(3)
Łącznie	249+(44)
Ogółem	1682+(311)
EGIPT	
Sily Powietrzne	
B: MiG-17	100
MiG-19	50
MiG-21	250
IL-28	20
Su-7	120
Tu-16	25
Razem	565
R: IL-38	10
Sz: Aero L-20	50
MiG-15	?
Jak-11/18	?
Razem	50

EGIPT c. d.	
T: An-12	20
An-24	3
IL-14	40
Razem	63
H: Mi-4	35
Mi-6	20
Mi-8	70
Westland Com./Sea King	5+(25)
Razem	130+(25)
Ogółem	818+(25)
IZRAEL	
Sily Powietrzne	
B: Dassault Mirage/IAI Barak	60
McDonnell Douglas A-4	160+(70)
McDonnell Douglas F-4	140
Razem	360+(70)
R: SNIAS Vautour	10
Sz: Dassault Mystere	20
Dassault Super Mystere	6
Dassault Ouragan	30
IAI Magister	50
Razem	106
T: Boeing 707	5
Boeing C-97	10
Douglas C-47	10
Lockheed C-130	25
Noratlas	30
Razem	80
H: Agusta AB.205	25
Alouette	20
Bell UH-1	25
Boeing-Vertol CH-47	(8)
Sikorsky S-61	(12)
Sikorsky S-65	20
Super Frelon	10
Razem	105+(20)
P: Beech Queen Air	?
Cessna 206	?
Dornier Do27	?
Pilatus Porter	2
Piper Super Cub	50
Razem	52
Ogółem	713+(90)
IRAN	
Sily Powietrzne	
B: McDonnell Douglas F-4	160+(38)
Northrop F-5	100+(141)
Grumman F-14	(80)
Razem	260+(259)
R: Lockheed P-3	6
McDonnell RF-4	16
Northrop RF-5	12
Razem	34
Sz: Beech Bonanza	30+(19)
Lockheed T-33	30
North American T-6	?
Razem	60+(19)
T: Boeing 707	6
DIIC Beaver	5
Douglas C-47	5
Fokker F.27	24
Lockheed C-130	60
Razem	100
H: Agusta AB.206	10
Agusta AB.212	5
Boeing-Vertol CH-47	2+(26)
Kaman HH-43	12
Super Frelon	16
Razem	45+(26)
Łącznie	490+(304)

IRAN c. d.	
Sily Lądowe	
H: Agusta AB.205	50
Agusta AB.206	24+(91)
Bell 214	(287)
Bell AH-1J	(202)
Boeing-Vertol CH-47	14
Kaman HH-43	14
Razem	102+(580)
P: Cessna 185	45
Cessna 310	6
Cessna O-2	10
Razem	61
Łącznie	163+(580)
Lotnictwo Morskie	
H: Agusta AB.205	4
Agusta AB.206	14
Agusta AB.212	6
Sikorsky SH-3D	10
Razem	34
P: Rockwell Shirke Commander	6
Łącznie	40
Ogółem	702+(884)
AUSTRALIA	
Sily Powietrzne	
B: Dassault-Breguet Mirage	115
General Dynamics F-111	24
Razem	139
R: BAC Canberra	13
Lockheed P-2	10
Lockheed P-3	9
Razem	32
Sz: CAC Winjeel	40
HS.748	8
Macchi MB.326	85
Razem	133
T: BAC.111	2
DIIC Caribou	24
Dassault Falcon 20	3
HS.748	2
Lockheed C-130	24
Razem	55
H: Bell UH-1	60
Boeing-Vertol CH-47	12
Razem	72
P: NZAI CT-4 Airtrainer	(37)
Łącznie	431+(37)
Sily Lądowe	
H: Bell 47	30
Bell Jet Ranger	30+(26)
Razem	60+(26)
P: Cessna 180	9
CAF Nomad	(11)
Pilatus Turbo-Porter	18
Razem	27+(11)
Łącznie	87+(37)
Lotnictwo Morskie	
B: McDonnell Douglas A-4	20
R: Grumman S-2	14
Sz: HS.748	2
Macchi MB.326	10
Razem	12
H: Bell Jet Ranger	2
Bell UH-1	7
Westland Sea King	10
Westland Wessex	10
Razem	29
Łącznie	75
Ogółem	593+(74)

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

Śmigłowce szturmowe — zadania i wymagania

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

W pierwszej części artykułu o śmigłowcach szturmowych autor omawia zadania stawiane tej broni, jej słabe strony oraz wrażliwość strategiczną i taktyczną śmigłowców szturmowych na przeciwdziałanie nieprzyjaciela. Autor przedstawia również zasady współczesnej taktyki oraz nowe rozwiązania konstrukcyjne — czynniki pozwalające na zwiększenie żywotności bojowej śmigłowców szturmowych.

Śmigłowiec — dysponujący zdolnością startu i lądowania z prawie każdego skrawka terenu o pochyłości mniejszej niż 15°, nie wymagający urządzeń naziemnych — od 1944 r. znajdował jako sprzęt wojskowy coraz częstsze zastosowanie.

Wojskowi eksperci poświęcali śmigłowcom coraz większą uwagę, opracowując najbardziej efektywne metody jego wykorzystania. Zaczęto tworzyć specjalne oddziały śmigłowcowe, w zależności od koncepcji danej armii, przydzielane do lotnictwa lub jednostek wojsk lądowych. Równocześnie z opracowywaniem taktyki dla oddziałów śmigłowcowych — jak przerzuty żołnierzy w strefie działań bojowych, desantowanie, bezpośrednie wsparcie ogniowe — konstruktorzy tworzyli nowe, wyspecjalizowane konstrukcje dla poszczególnych przewidzianych zadań śmigłowców wyposażonych w odpowiednie uzbrojenie.

Pierwsze śmigłowce jako sprzęt wojenny wykorzystywały Stany Zjednoczone: amerykańskie dowództwo wojsk lądowych zamówiło w 1944 r. 400 sztuk śmigłowców Sikorsky R-4. W zasadzie śmigłowce te miały do wykonania zadania wyłącznie logistyczne, tj. dostawy zaopatrzenia dla frontowych oddziałów i ewakuację rannych. W miarę upływu lat flota śmigłowców wojskowych wzrastała w bardzo szybkim tempie. Zwiększał się również zakres zadań śmigłowców. Powstawały nowe ich rodzaje. Ale dopiero w 1951 r. Marines (morska piechota USA), a w 1953 r. wojska lądowe tego kraju zaczęły korzystać ze śmigłowców w operacjach bojowych: w przerzutach oddziałów piechoty na pierwszą linię frontu i na nowe pozycje.

W ślad za Stanami Zjednoczonymi przystąpiły do uzbrojenia w śmigłowce wojska lądowe Wielkiej Brytanii w 1948 r. na Malajach i Francja w czasie „brudnej wojny” w Algierii.

Dopiero jednak od połowy lat pięćdziesiątych zaczęła rozwijać się produkcja specjalnych śmigłowców, już nie tylko jako pomocniczego sprzętu wojsk lądowych, lecz również jako broni służącej do bezpośredniego prowadzenia działań bojowych, broni, która już miała swoją opracowaną taktykę.

Wojska lądowe Stanów Zjednoczonych w tym czasie w coraz większym zakresie korzystały z wydzielonych oddziałów śmigłowcowych w działaniach wojennych na frontach Południowo-Wschodniej Azji. Od lutego 1962 r. do lutego 1970 r. śmigłowce wojsk lądowych Stanów Zjednoczonych przeprowadziły ponad 24 startów, przewożąc 3,5 mln ton ładunków i 38,5 mln osób [1].

Wielka efektywność działań śmigłowców spowodowała lawinowy wzrost produkcji tego sprzętu, o czym świadczy tabl.

Należy jeszcze dodać, że z chwilą wprowadzenia śmigłowców z napędem turbinowym w bardzo dużym stopniu wzrosła skuteczność ich działania (wzrost udźwigu, wzrost prędkości, większa manewrowość i ruchliwość, a więc i mniejsza wrażliwość na przeciwdziałanie przeciwnika).

Zgodnie z twierdzeniem polskiego specjalisty [3] mjr dypl. pil. Rajmińskiego, charakter współczesnego pola walki wskazuje, iż śmigłowce mogą wypełniać zadania bojowe we wszystkich rodzajach działań wojsk lądowych (...). Na pierwszy plan wysuwa się jednak potrzeba niszczenia czołgów i środków przeciwpancernych przeciwnika, na drugi zaś niszczenie siły żywej, artylerii, rakiet, stawianie zastoi dymnych itp. (...) Większość tych zadań (...) śmigłowce będą musiały wykonywać nad terenem przeciwnika (...) w warunkach przeciwdziałania środków obrony przeciwlotniczej.

Zgodnie z autorem [3], śmigłowce uzbrojone w ramach wsparcia wojsk lądowych będą mogły stosować następujące sposoby działań bojowych:

— uderzenie jednorazowe lub kolejne na zawczasu wybrane i zaplanowane cele na polu walki;

— uderzenie na wezwanie z pola walki z położenia dyżurowania na lotnisku lub w powietrzu, na cele wskazane z ziemi;

— samodzielne poszukiwanie i zwalczanie w wyznaczonych rejonach celów ruchomych o dużym znaczeniu bojowym;

— rajdy bojowe w głąb ugrupowania nieprzyjaciela w celu dezorganizowania systemu zaopatrzenia, komunikacji, łączności i dowodzenia;

— uderzenia na wykryte środki ogniowe podczas ubezpieczania desantu;

— zasadzka ogniowa na przegrupowujące się siły nieprzyjaciela;

— walka powietrzna ze śmigłowcami nieprzyjaciela.

Zarówno mjr dypl. pil. Rajmiński, jak i zagraniczni teoretycy lotniczy (francuski — M. Vauchy, brytyjski — Ph. Goddes, czy zachodni Niemiec — Mueller i Schwedt) uważają za podstawowe zadanie śmigłowców szturmowych zwalczanie broni pancernej nieprzyjaciela i przyznają im zalety i skuteczność taktyczną, którym inne rodzaje broni nie mogą dorównać na obecnym etapie rozwoju techniki przeciwdziałania wobec zmasowanego zużycia czołgów.

Teza ta znajduje również swoje odbicie w przesłankach wynikających z toczącej się obecnie dyskusji na temat perspektywicznej skuteczności użycia w walce samolotów szturmowych i bliskiego wsparcia ogniowego piechoty.

Jeden z wybitniejszych komentatorów lotniczych Roy M. Braybrook w zasadniczym artykule pod wielomówiowym tytułem *Czy pożegnanie szturmowców* sugeruje, iż następuje zmierzch tej broni wskutek szybkiego rozwoju różnych rodzajów broni przeciwlotniczych [5].

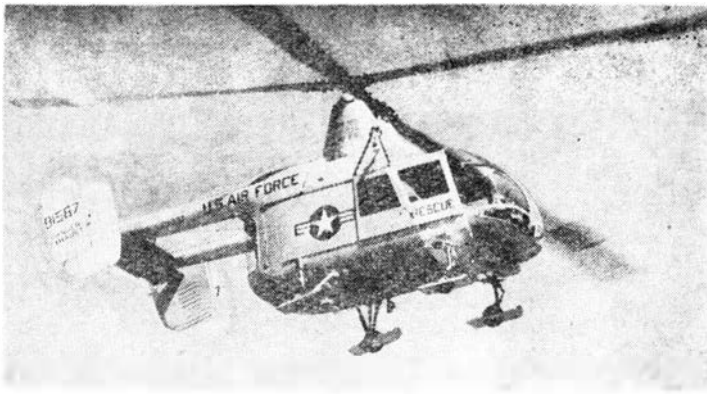
Braybrook w swojej analizie operacji przeprowadzanych przez szturmowe odmiany F-4 Phantom i A-4 Skyhawk w czasie ostatniego konfliktu arabsko-izraelskiego (1973 r.) stwierdza na podstawie oficjalnych źródeł izraelskich, iż z około 300 tych samolotów, w ciągu tylko pierwszych 3 dni kampanii zostało zniszczonych 33 samoloty Phantom i 53 samoloty Skyhawk, zaś wraz z maszynami tak ciężko uszkodzonymi przez rakiety wystrzeliwane z wyrzutni SA-7 (przede wszystkim) oraz przez artylerię lufową, że nie mogły one brać udziału w dalszej walce — straty Izraela wyniosły około 40% stanu przed konfliktem! (Braybrook obliczył, iż cała izraelska flota samolotów wojskowych przed arabskim atakiem liczyła 500 maszyn).

Na temat strat poniesionych przez izraelskie lotnictwo tylko w okresie pierwszych 3 dni Braybrook pisze następująco: ...straty mogły być nawet podwojone, w przypadku gdyby arabska obrona przeciwlotnicza działała sprawnie ... w ten sposób izraelskie lotnictwo szturmowe, byłoby całkowicie wyeliminowane z pola walki zanim nadeszłaby pomoc ze Stanów Zjednoczonych [6].

TABLICA. Rozwój produkcji cywilnych i wojskowych śmigłowców USA [2] w latach 1954—1969*

Lata	Produkcja śmigłowców w USA w sztukach	
	śmigłowce cywilne	śmigłowce wojskowe
1954—1958	1099	2879
1959—1963	1808	2697
1964—1968	2737	10071
1969	534	2165
Razem	6178	17812

*) Uwaga: od 1970 r. w statystykach USA nie podaje się danych dotyczących produkcji wojskowych śmigłowców.



Rys. 1. Wojskowy śmigłowiec ratowniczy Kaman H-43-B Huskie (1956 r.)

Wniosek Braybrooka po analizie operacji lotnictwa szturmowego w kampanii 1973 r. oraz w czasie innych konfliktów peryferyjnych i skuteczności przeciwdziałania naziemnych środków obrony przeciwlotniczej brzmi (Braybrook pomija operacje samolotów bezpilotowych, którym według niego przyznaje się wyolbrzymione znaczenie): *operacje załogowych samolotów szturmowych będą w przyszłości znacznie bardziej efektywne w porze nocnej, kiedy celowniki SAM-ów tracą na precyzji, wówczas też dwuosobowe samoloty, być może takie jak Alfa Jet i Hawk, krążąc na wysokości koron drzew będą mogły przeprowadzać zmylenie radiolokacji i uniemożliwiać ruchy wszystkiego co się porusza (and zap all that moves) [7].* Czas pokaże, czy wnioski Braybrooka sprawdzą się, ale takie nocne krążenie na wysokości koron drzew, to przecież taktyka stosowana przez śmigłowce szturmowe!

Koncepcja użycia śmigłowców szturmowych do walki z czołgami

Efektywność walki śmigłowców z czołgami oraz ich niewrażliwość na przeciwdziałanie nieprzyjaciela, a więc sprzeczne postulaty, warunkują w sposób bezwzględny koncepcje teoretyków wojskowych, poszukujących najlepszej definicji technicznej śmigłowca szturmowego oraz taktykę ich użycia na polu walki. Ta przeciwstawność pomiędzy zadaniem szturmowego śmigłowca a jego zdolnością przetrwania zmusza do kompromisu, co wykazemy w rozdziale poświęconym najnowszym założeniom konstrukcji śmigłowców szturmowych.

Jeżeli pominiemy przykład wojny wietnamskiej, to widzimy, iż ostatnie konflikty zbrojne są przeważnie krótkotrwałe, ale odznaczają się wielką gwałtownością. Atakujący zmierza do zaskoczenia przeciwnika i natychmiastowego wygrania efektu zaskoczenia, tak aby kampanię zakończyć jeszcze przed interwencją wielkich mocarstw lub ONZ.

W celu uzyskania decydujących skutków zaskoczenia, natarcie musi być skoncentrowane, szybkie i nastąpić w miejscu, którego napadnięty nie jest w stanie określić z większą dokładnością.

Jaka może i powinna być riposta ofiary agresji? Tylko stworzenie odpowiednio potężnych sił przeciwpancernych, charakteryzujących się dużą ruchliwością i manewrowością, sił zdolnych do przebycia w przeciągu kilku godzin znacznych odległości, sił zdolnych do natychmiastowej przeciwalki, wreszcie (i to jest bardzo ważny warunek) infrastruktura tak w miejscu wyruszenia oddziałów kontratakujących, jak i w miejscu przystąpienia przez nie do akcji, nie może być wrażliwa.

J. M. Vauchy [8] jest zdania, iż taką operację może spełnić wyłącznie flota śmigłowców składająca się z około 120 śmigłowców szturmowych i około 80 śmigłowców towarzyszących (zwiadowczych, transportowych itp.). Łącznie zatem w operacji powinno brać udział około 200 śmigłowców (odmienna jest koncepcja amerykańska, o czym niżej).

Francuski teoretyk podkreśla wyjątkową efektywność taktyczną i strategiczną takiej floty śmigłowców, którą zawdzięcza ona potężnemu uzbrojeniu (pociski kierowane, rakiety, granaty, działka), ruchliwości i manewrowości. Posiadanie broni przeciwpancernej działającej w trzech wymiarach musi być w swej istocie groźne dla zagonów czołgów.

Podobnie jak Vauchy, również amerykańscy planiści Pentagonu z departamentu lądowych sił zbrojnych USA,

szczególnie ważne zadania do wypełnienia na polu walki przypisują użyciu śmigłowców. Zadają jednak, aby konstrukcje wiroplatów szturmowych zapewniały im maksimum odporności na przeciwdziałanie nieprzyjaciela. Jedyne bowiem wykonanie tego warunku umożliwi im wypełnienie kluczowego zadania: zniszczenie nacierającej broni pancernej przeciwnika i jego zmechanizowanej piechoty. Rzecz jasna, przy równoczesnym współdziałaniu innych rodzajów broni.

Łądowe siły zbrojne Stanów Zjednoczonych, opierając się na doświadczeniu zdobytym w czasie ostatnich miesięcy działań wojennych w Wietnamie oraz na przykładach zacierpniętych z egipsko-izraelskiej kampanii (1973 r.) przystąpiły ostatnio do reorganizacji bojowych jednostek śmigłowcowych, tak aby były one w stanie nie tylko walczyć, lecz również zachować swój potencjał bojowy. Przede wszystkim mają być zreorganizowane brygady kawalerii powietrznej (BKP), które pod pewnym względem zdały egzamin na wietnamskim teatrze wojny.

Gen. William Maddox, dowódca lotnictwa lądowego sił zbrojnych USA, określając zadania śmigłowców szturmowych powiedział: *armia lądowa przystąpiła do organizowania oddziałów bojowych Brygad Kawalerii Powietrznej, przeznaczonych przede wszystkim dla zwalczania broni pancernej przeciwnika. Ta działalność jest pierwszą próbą rozwinięcia wyspecjalizowanych jednostek śmigłowców „niszczyteli czołgów”, wyposażonych w wielką siłę ognia. Pierwsza taka brygada wyposażona w śmigłowce przeciwpancerne AH-1Q — znajduje się w Europie. W jej skład wchodzi jeden batalion tych śmigłowców [9].*

I dalej gen. Maddox: *brygada umożliwi nam korzystanie ze śmigłowców szturmowych na całym polu walki, do wypróbowania i udoskonalenia działania zmasowanego ognia tych śmigłowców, podobnie jak już obecnie korzystamy z nawały ogniowej i artylerii przełamania. Obecna koncepcja użycia przeciwczołgowych śmigłowców wymaga, aby mogły one działać przez 24 godziny na dobę. Przyniesie to poważne korzyści siłom zbrojnym USA, gdyż dotychczas żadna armia jeszcze nie prowadziła systematycznych akcji rozpoznania, zwiadu i ostrzału w czasie ciemności. Armia lądowa prowadzi w godzinach nocnych intensywny trening załóg przeznaczonych do pilotowania śmigłowców przeciwpancernych.*

Obecna doktryna walki śmigłowców przewiduje również rozszerzenie zakresu ich działania. Poprzednio planowane były operacje wyłącznie przeciw naziemnym celom leżącym w strefie frontu. Zadania te zostały rozszerzone na penetrację terenów nieprzyjacielskich przy zastosowaniu lotu na bardzo niskim pułapie, co ma umożliwić prowadzenie walki i pościgu na terytorium nieprzyjaciela, bez szczególnego narażania się na ryzyko przeciwdziałania, zawsze występującego przy penetracji obszarów leżących poza linią frontu.

Śmigłowce szturmowe według teoretyków wojskowych powinny być używane zwłaszcza przy niesprzyjających warunkach atmosferycznych i nocy, aby uniknąć możliwości ich wykrycia przez optyczne środki rozpoznania nieprzyjaciela. Podobnie loty na bardzo niskim pułapie (np. poniżej wysokości koron drzew) i koszące utrudniają wykrycie nadlatujących śmigłowców za pośrednictwem urządzeń radiolokacyjnych nieprzyjaciela. Współcześnie prowadzi się w wielu krajach loty treningowe na wysokości zaledwie jednego metra nad przeszkodami.

Ostatnio coraz szerzej się mówi, że lecące na najniższym pułapie zmasowane formacje śmigłowców przeciwczołgowych, współdziałających z innymi rodzajami broni, mogą być użyte do akcji przełamania, a po przełamaniu, w locie penetracyjnym, powinny brać udział w pościgu



Ryc. 2. Śmigłowiec szkolny i dla celów rozpoznania Hiller H-23-D (1963 r.)

i niszczeniu naziemnych celów przeciwnika, znajdujących się w dalszej odległości od linii przełamania. Do takich celów będą należały składy zaopatrzeniowe i stanowiska dowodzenia nieprzyjaciela. Równocześnie wydzielone bataliony szturmowych śmigłowców mogą być użyte do lotów patrolowych i niszczenia gniazd oporu nieprzyjaciela, jego stanowisk baterii przeciwlotniczych, baterii dział przeciwzołgowych i żywej siły w czasie jej koncentracji, gdyż uzbrojenie tego rodzaju śmigłowców jest potężne; oprócz działek, granatników i wyrzutni rakiet wyposażone są one w kierowane przewodowo pociski np. amerykańskie TOW, czy francusko-zachodnoniemieckie HOT. Procent trafień pociskami TOW wynosi 90% przy odległości do 3000 m, zaś nowe pociski TOW mają zasięg większy o jedną czwartą (do 3750 m) (francusko-zachodnoniemieckie pociski kierowane przewodowo HOT, mają zasięg do 4000 m).

„Ordre de bataille” amerykańskiej Brygady Kawalerii Powietrznej

W przeciągu trzech lat (1972÷1975) amerykańskie lądowe siły zbrojne opracowały doktrynę taktyki i organizacji Brygady Kawalerii Powietrznej. Przeprowadzono liczne gry wojenne, korzystając z doświadczeń zdobytych na wojnie wietnamskiej i izraelsko-egipskiej. W trakcie tych gier wielokrotnie zmieniano koncepcję tak organizacji jak i zadań przewidzianych dla tej, w gruncie rzeczy, nowej broni.

Przy zakończeniu cyklu gier wojennych uzyskano bardzo dobre wyniki. Po przeprowadzeniu zmian organizacyjnych i ustaleniu optimum stosunku między liczbą śmigłowców przeciwpancernych, a liczbą śmigłowców zwiadowczych i transportowych oraz po opracowaniu nowej taktyki walki okazało się, że w trakcie nowych gier wojennych Brygady Kawalerii Powietrznej ponoszą znacznie mniejsze straty, podczas gdy w broni pancerniej nieprzyjaciela wzrastają one czterokrotnie [10].

Po reorganizacji Brygada Kawalerii Powietrznej będzie wyposażona w większą (o jedną czwartą) liczbę śmigłowców, a jej siła ognia w 1976 r. wzrośnie o 37% w stosunku do 1975 r.

Skład Amerykańskiej Brygady Kawalerii Powietrznej (w 1976 r. przed jej wyposażeniem w nowe śmigłowce AAH):

- 138 śmigłowców szturmowych AH-1Q wchodzących w skład batalionu przeciwzołgowego;
- 15 śmigłowców AH-1G wsparcia ogniowego;
- 106 śmigłowców zwiadowczych (Scout Helicopters) podzielonych na dwie eskadry, z których jedna ma naprawdzać śmigłowce przeciwzołgowe na cele;
- 16 śmigłowców Boeing-Vertol CH-47C przeznaczonych (każdy) do transportu plutonu żołnierzy z uzbrojeniem;
- 61 śmigłowców wielozadaniowych UH-1H do celów transportowych (żołnierzy, zaopatrzenia) i jako stanowiska dowodzenia całej Brygady, batalionów i kampanii [11].

Wrażliwość strategiczna i taktyczna śmigłowców szturmowych

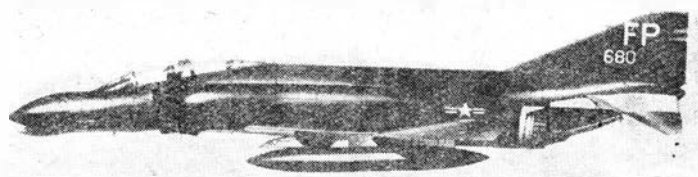
M. Sadykiewicz [12] wysuwa wniosek, że ewentualna przyszła wojna będzie charakteryzowała się między innymi:

- brakiem ciągłej linii frontu;
- istnieniem wielu odcinków i rejonów terenu nie obsadzonych przez wojsko, słabo obsadzonych lub tylko patrolowanych;
- rozróżkowaniem rozmieszczenia wojsk, a więc mniejszym w porównaniu do minionej wojny nasyceniem siłą żywą i środkami ogniowymi przypadającymi na 1 km² frontu;
- dużym tempem i manewrowością działań bojowych.

Prawdopodobnie w takich warunkach będą przebiegały operacje bojowe śmigłowców szturmowych i te właśnie warunki będą miały zasadniczy wpływ na wrażliwość śmigłowców na przeciwdziałanie nieprzyjaciela.

Z tych też względów można sugerować, iż wrażliwość strategiczna floty śmigłowców będzie stosunkowo nieznaczna. Śmigłowce nie wymagają specjalnej, skomplikowanej infrastruktury naziemnej do startu lub lądowania. Bazowanie śmigłowców odbywa się w sposób rozróżkowany, a ich miejsce postoju łatwe jest do maskowania, trudne zaś do zlokalizowania (zakładamy, iż w konflikcie zbrojnym użyta będzie wyłącznie broń konwencjonalna).

Odmienne natomiast przedstawia się kwestia taktycznej wrażliwości śmigłowców. Może być ona bardzo duża lub niewielka w zależności od sposobu użycia śmigłowców przy wypełnianiu przez nie zadania bojowego.



Rys. 3. Samolot myśliwsko-bombardujący McDonnell Douglas F-4 Phantom

Oto słabe strony śmigłowców, wpływające na wzrost wrażliwości i zmniejszenie ich odporności:

— śmigłowiec z uwagi na małą sprawność ciężarową konstrukcji i małą również sprawność wykorzystania mocy silnika w stosunku do ciężaru własnego nie może być odpowiednio opancerzony; w przypadku nadmiernego obciążenia pancernem musiałaby nieproporcjonalnie wzrastać moc, a w konsekwencji i ciężar zainstalowanych silników, skutkiem czego śmigłowiec szturmowy straciłby swoje główne walory zmniejszające stopień jego wrażliwości na przeciwdziałanie nieprzyjaciela, to jest manewrowość oraz ruchliwość w poziomie i pionie;

— śmigłowiec, zwłaszcza starszej generacji, wykazuje duży poziom głośności; hałas spowodowany pracą silnika i wirnika zdradza go w trakcie wykonywania nalotu na cel;

— śmigłowiec, jak każdy statek powietrzny wyposażony w silnik spalinowy, pozostawia po sobie wyraźny ślad promieniowania podczerwonego;

— śmigłowiec jest wykrywalny przez radiolokację.

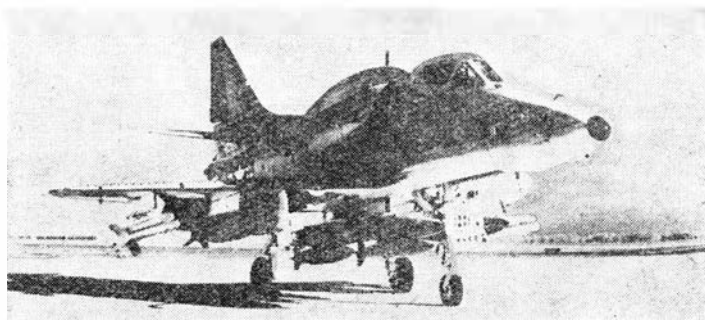
Czynniki taktyczne zmniejszające wrażliwość śmigłowców

- Zasięg wykrywania celów przez środki radiolokacji maleje nieomal proporcjonalnie do wysokości celu. Lot na najniższym pułapie w bardzo znacznym stopniu utrudnia wykrycie śmigłowców aparaturą radiolokacyjną;
- Lot na niskim pułapie utrudnia, a niekiedy nawet uniemożliwia zestrzelenie śmigłowca ogniem naziemnych środków przeciwlotniczych.

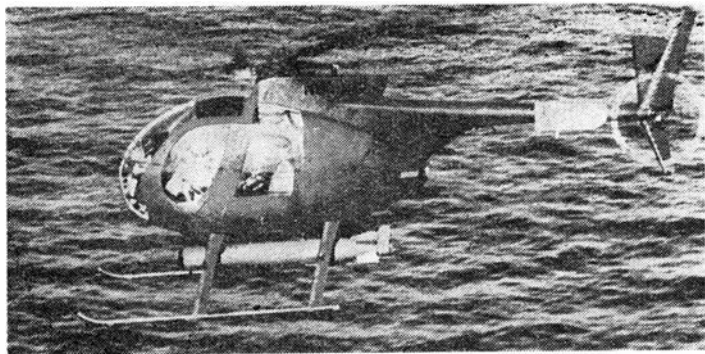
M. Sadykiewicz za czasopismem *Flugwehr und Technik* podaje, iż do strącenia nisko lecącego statku powietrznego trzeba w przeciągu 5÷8 sekund wystrzelić 500 pocisków kalibru 30 mm. Ponieważ jedna armata tego kalibru może wystrzelać w ciągu sekundy 7,5 pocisków, do zestrzelenia nisko lecącego śmigłowca trzeba ześrodkować ogień 8 takich dział.

● Lot śmigłowca na niskim pułapie z uwagi na dużą prędkość kątową sprawia, że ogień naziemny jest mało skuteczny. Przy locie na wysokości 1000 m i prędkości 180 km/h, śmigłowiec wykazuje prędkość kątową 3°, co równa się 50 tysięcznym. Przy locie na wysokości 10 m, prędkość kąтова wzrasta już do 300° (5000 tysięcznych) [13].

● Praktyczny zasięg lekkiej broni (pociski i rakiety piechoty, lekkie przeciwlotnicze działa 35÷40 mm) można przyjąć za 2 km, stąd powinna wynikać zasada, że ostrzał pociskami kierowanymi przez śmigłowce celów naziemnych powinien teoretycznie kończyć się na tej odległości, jeżeli pozycja jest broniona przez baterie podobnego sprzętu. Ogień naziemny z ciężkich dział przeciwlotniczych i pocisków, np. typu Roland czy Rapier, jest skuteczny nawet z odległości 10 km. Z uwagi jednak, iż



Rys. 4. Samolot myśliwsko-bombardujący McDonnell Douglas A-4 Skyhawk



Rys. 5. Odmiana morska (torpedowa) lekkiego śmigłowca Hughes OH-6 Cayuse

nowoczesny śmigłowiec wyposażony jest w urządzenia wykrywające nadlatujący pocisk (détecteur de prise à partie), śmigłowiec ostrzeżony może zrobić unik w 8÷12 sekund, a więc w czasie lotu pocisku. Tej możliwości pozbawiony jest samolot [14].

Współczesne myśliwce będą miały duże trudności w zwalczaniu śmigłowców (kwestia wykrycia i naprowadzania przy locie śmigłowca na niewielkiej wysokości jest rzeczą bardzo skomplikowaną), a ograniczoność manewru samolotu myśliwskiego ma decydujący wpływ na walkę powietrzną prowadzoną na małej wysokości. Odrzutowiec lecący z prędkością okołołóżwiękową musi stracić blisko 30 km na wykonanie nawrotu do ponownego zejścia nad cel. W tym czasie śmigłowiec może ująć przed pościgiem [15].

Natomiast wielu autorów za najgroźniejszą broń przeciwsmigłowcową uważa wyrzutnie pocisków i czterolufowe sprężone działka samojezdne jak SA-7, SA-9, ZSU-23-4 i ZSU-57-2 (R. N. Augustine w Vertiflite nr 5 z 1975 r. i Aviation Week w artykule redakcyjnym z 29.09.1976 r.). Sadykiewicz do wymienionej broni dodaje jeszcze ręczną broń piechoty, w szczególności zaś nasadkowy, kumulatywny granat przeciwpancerny wystrzeliwany z pistoletu maszynowego do śmigłowca lecącego na niskim pułapie lub w locie koszącym.

Dowodem skuteczności osobistej broni żołnierza piechoty jest fakt zestrzelenia przez partyzanta (26.04.1976 r.) ze zwykłego karabinu wojskowego malezyjskiego śmigłowca. W wyniku katastrofy na miejscu zginęło 4 oficerów, 6 żołnierzy i pilot (Flight 8.05.1976 r.).

Czynniki techniczne zmniejszające wrażliwość śmigłowców

A zatem obrona czynna śmigłowców szturmowych streszcza się do manewru, ruchliwości, uników, lotu koszącego i ataku możliwie spoza przeszkody. Wyjątek stanowi zaatakowanie śmigłowca przez inny śmigłowiec, wówczas zaatakowany musi użyć własnych środków ogniowych (raket, pocisków kierowanych lub działka). Amerykanie przewidują, że taki wypadek będzie należał do rzadkości.

Do obrony biernej można zaliczyć kilka elementów, które mogą zwiększyć zdolność przetrwania i zmniejszyć stopień niebezpieczeństwa zagrażającego śmigłowcowi przeciwpancernemu ze strony środków ogniowych nieprzyjaciela.

Po pierwsze zabezpieczenie przed wczesnym wykryciem przez nieprzyjaciela, co zawdzięcza niskiemu poziomowi głośności, minimum pozostawionych śladów

promieniowania podczerwonego i maksymalnej osłonie płomieni z dysz wylotowych silników.

W celu zmniejszenia zagrożenia wykrycia przez czujniki na podczerwień, a zatem zmniejszenie promieniowania podczerwonego, nawiew z wentylatorów skierowany jest nie tylko w stronę silników, lecz również dysz odprowadzających gorące gazy wydechowe, najpoważniejsze źródło tego promieniowania. Nawiew chłodnego powietrza pozwala na obniżenie temperatury rdzenia płomienia (np. z 590°C do 150°C).

Poziom głośności nowych śmigłowców ma być o 60% niższy aniżeli śmigłowców poprzedniej generacji o podobnych ciężarach i gabarytach. Głośność śmigła ogonowego jest obniżana dzięki doborowi właściwej prędkości obrotowej łopat ustawionych pod kątem 65° względem siebie.

Po drugie konstrukcja samego śmigłowca i jej elementów znacznie mniej podatnych na zniszczenie przez ostrzał nieprzyjaciela, aniżeli jeszcze przed kilku laty.

Nowa generacja śmigłowców do zwalczania broni pancernej nieprzyjaciela może wytrzymać rażenie nawet pociskiem wybuchowym kalibru 23 mm w żywotne elementy konstrukcji. Natomiast podstawowe układy, jak układ hydrauliczny, sterowania, awioniczny itp., po trafieniu pociskiem wybuchowym kalibru 12,7 mm przy prędkości 460 m/s, mają jeszcze działać co najmniej przez dalsze 30 minut [16].

Pomiędzy czynnikami wpływającymi na zwiększenie odporności sprzętu na skutki ostrzału należy wymienić:

- zastosowanie nowych stopów aluminium (np. 7049) o znacznie niższym współczynniku rozprzestrzeniania się pęknięć niż w stopie dotychczas stosowanym (np. 7075);
- zmniejszenie efektywności rażenia pociskiem wybuchowym w półkorupową konstrukcję kadłuba z wbudowanymi płytami powstrzymującymi rozszerzenie się uszkodzeń;
- zastosowanie specjalnej stali o bardzo dużej twardości na pierścienie ochronne popychaczy, łożysk itp. elementy układów, m. in. układów sterowania.

Jak było wyżej powiedziane, wszystkie te rozwiązania poważnie zmniejszają ciężar pancerza wokół najbardziej żywotnych elementów konstrukcji. Przykładowo osłona kabiny i szyba pomiędzy strzelcem a pilotem jest obecnie wykonywana ze szkła przeciwdłamkowego i przeciwrozpryskowego.

W celu zmniejszenia wrażliwości łopat wirnika trzeba stosować wielodźwigarową ich konstrukcję.

LITERATURA

1. O. KORIUKOW: Wiertoloty — oruże aeromobilnych czastiej. *Krylja Rodiny* 1974 nr 8 s. 30÷31.
2. Aerospace Facts and Figures. 1972÷1973, s. 46.
3. R. RAJMINSKI: Sposoby działania śmigłowców szturmowych w ramach wsparcia wojsk i pokonania systemu OPL. *Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju* 1976 nr 3, s. 9÷12.
4. J. M. VAUCHY: Intéret d'une force d'hélicoptères armés. *Air et Cosmos*, 1976 nr 608, s. 34.
5. R. M. BRAYBROOK: Is it goodbye to ground attack? *Air International* 1976 nr 5, s. 243.
6. Idem, s. 244 i 245.
7. Idem, s. 247.
8. J. M. VAUCHY: op. cit., s. 34.
9. New Helicopter combat roles plane. *Aviation Week* 1975, 29.09, s. 53.
10. Idem, s. 57.
11. Idem, s. 59.
12. M. SADYKIEWICZ: Kawaleria powietrzna. Warszawa 1963 MON, s. 136.
13. M. SADYKIEWICZ: op. cit., s. 137.
14. J. M. VAUCHY: op. cit., s. 34.
15. M. SADYKIEWICZ, op. cit., s. 140.
16. Ph. GODDES: The Hughes YAH-64 AAH. *Interavia* 1975 nr 9, s. 972÷974.

W NASTĘPNYM NUMERZE



W TRYBUNIE LOTNIKÓW A. Glass podejmuje problem konieczności stosowania kryteriów ekonomicznych we wszelkich innowacjach technicznych.

Kolejny artykuł W. Waśkowskiego o śmigłowcach wojskowych przedstawił rozwój koncepcji śmigłowców bojowych — od wielozadaniowych uzbrojonych UH-1 Iroquois po szturmowe AH-1S. Opis uzbudzenia dotyczyć będzie przede wszystkim przewodowo kierowanych pocisków przeciwpancernych TOW.

J. Kucharski omówi rozwój turbinowych silników odrzutowych, które znalazły zastosowanie w samolotach szkolnych, tre-

ningowych i szkolno-bojowych. Zostaną porównane parametry eksploatacyjne, koszty i wielkość produkcji poszczególnych typów napędów jedno- i dwuprzepływowych.

PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK dotyczyć będą projektowanego systemu zbierania informacji o uszkodzeniach nawierzchni lotniskowych. Analiza tych informacji pozwoli na podjęcie nowych rozwiązań technicznych oraz na usprawnienie obsługi obiektów lotniskowych.

W dziale Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ zostaną przedstawione

prototypy samolotów pasażerskich budowanych w Polsce w latach 1924—1939.

W KARTOTECE TLiA znajdziemy opis samolotu akrobacyjnego ZLIN Z-50 L oraz samolotu szkolno-treningowego Beechcraft T-34C Turbo Mentor.

TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY poda dalszy ciąg głównych terminów francuskich.

Dane w STATYSTYCE LOTNICZEJ dotyczyć będą sił lotniczych Azji i Australii.

Ostatni numer w roku jak zwykle zawierać będzie ROCZNY SPIS TREŚCI TLiA.

Stabilizacja wysypu i transportu pneumatycznego chemikaliów sypkich ze zbiornika samolotu za pomocą aeryzacji

Mgr inż. MIECZYŚLAW JANUSZ

Omówienie jednej z metod poprawy wysypu i transportu pneumatycznego soli potasowej i superfosfatu pylistego ze zbiornika samolotu rolniczego. W pracy powołano się na badania modelowe i w zbiorniku samolotu, prowadzone przez autora oraz podano opis techniczny prototypowego urządzenia aeracyjnego wspomagającego wysyp wymienionych chemikaliów sypkich.

W przyjętym systemie rozprzestrzeniania chemikaliów sypkich na samolocie rolniczym — za pomocą transportu pneumatycznego — zgodnie z założeniami technicznymi istnieje potrzeba rozsiewania pięciu rodzajów nawozów mineralnych.

Obecnie w agrolotnictwie stosuje się trzy podstawowe postacie chemikaliów sypkich: granulowaną, krystaliczną i pylistą. Z punktu widzenia transportu pneumatycznego na samolocie (szczególnie samego wysypu ze zbiornika) najbardziej niekorzystna jest krystaliczna i pylista postać nawozu. Natomiast najkorzystniejsze do rozsiewania są nawozy w postaci granulowanej, mające lepszą sypkość.

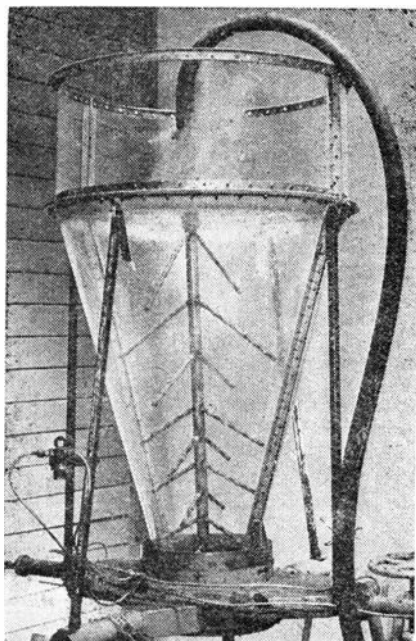
Granulowane cząsteczki o średnicy 1 ÷ 5 mm opuszczające kanał transportu pneumatycznego mają korzystniejszy stosunek energii kinetycznej do sił oporu w porównaniu do małych cząsteczek kryształów czy pyłu, dzięki czemu wyrzucane są z kanału transportu z większą energią — co w efekcie daje większą szerokość opylanego pasa.

Ze względu na to, że przemysł chemiczny produkuje obecnie niektóre rodzaje nawozów w postaci krystalicznej i pylistej i w ciągu najbliższych lat nie będzie w stanie przestawić się całkowicie na granulaty, agrolotnictwo skazane jest na rozsiewanie tych postaci nawozów.

Dodatkowym czynnikiem pogarszającym wysyp ze zbiornika wymienionych chemikaliów sypkich, są ich własności fizyczne, np. higroskopijność i związana z tym wilgotność powodująca zbrzydlanie się.

Prowadzone w Instytucie Lotnictwa w ostatnich latach badania nad wysypem soli potasowej i superfosfatu pylistego nie przyniosły spodziewanego rezultatu. Wszystkie stosowane urządzenia aeracyjne i wibracyjne były urządzeniami płaskimi, instalowanymi na dnie lub ściankach zbiornika na chemikalia. Stosowano również mieszadła, które także nie polepszyły wysypu. Aeryzacja złoża tylko na dnie lub ściankach zbiornika nie mogła poprawić wysypu, ponieważ cała objętość złoża pozostawała „martwa”, przy czym trzeba tu podkreślić, że zlikwidowanie „sklepienia” powstającego w dolnych partiach zbiornika nie rozwiązuje zagadnienia.

Najlepszą metodą rozwiązania tego niekorzystnego zjawiska jest zlikwidowanie przyczyny powstawania takich sklepień, czyli zmiana własności fizycznych chemikaliów.



Rys. 1. Urządzenie aeracyjne zainstalowane w modelowym zbiorniku przezroczystym

W przypadku zbiornika samolotu rolniczego dodatkowym czynnikiem utrudniającym wysyp jest kształt zbiornika w miejscu połączenia go z dozownikiem, a także pochylenie zbiornika — co zostało potwierdzone badaniami modelowymi.

Omówione wyżej badania dały asumpt do przypuszczeń, że jednym ze sposobów umożliwiającym uzyskanie stabilnego wysypu wymienionych postaci nawozów jest napowietrzenie złoża w całej jego objętości. Przez napowietrzenie złoża w całej objętości zbiornika uzyskuje się jakby „zmianę jego własności fizycznych” — dzięki czemu sfluidyzowana sól potasowa lub superfosfat pylisty stosunkowo łatwo wypływają ze zbiornika.

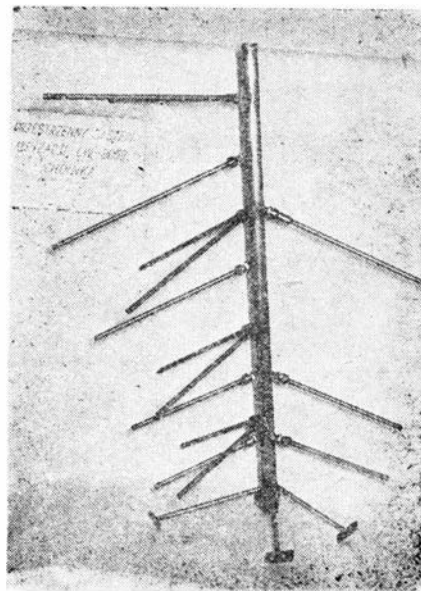
Modelowe urządzenie aeracyjne

Pierwszym etapem prac nad uzyskaniem stabilnego wysypu soli potasowej i superfosfatu pylistego ze zbiornika samolotu rolniczego były badania modelowe.

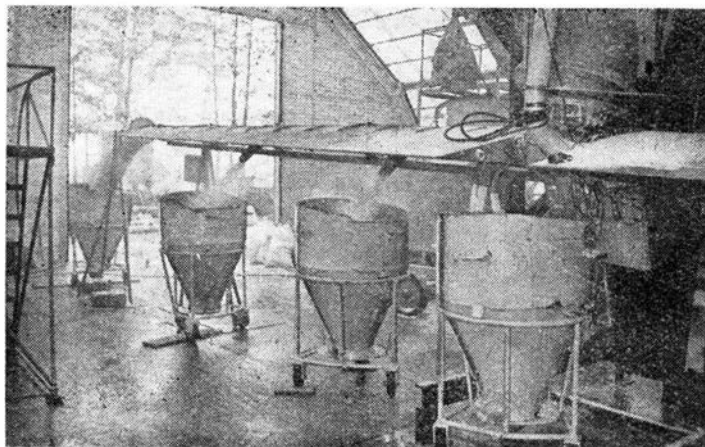
W tym celu wykonano przezroczysty zbiornik ze szkła organicznego, pozwalający na obserwację zjawiska w czasie badań. Wewnątrz zbiornika zainstalowane jest urządzenie aeracyjne (rys. 1).

Urządzenie aeracyjne składa się z pionowej rury kolektora o średnicy $\phi = 28$ mm, do której przykręcone są rurki aeracyjne o średnicy $\phi = 10$ mm. Rurki aeracyjne ustawione są pod pewnym kątem ($\alpha = 55 \div 65^\circ$) względem kolektora i zaopatrzone w otwory o średnicy $\phi = 1,5$ mm. Ustawienie rurek aeracyjnych pod wymienionym kątem wzglę-

Rys. 2. Prototypowe urządzenie aeracyjne



Rys. 3. Ogólny widok stanowiska transportu pneumatycznego materiałów sypkich w skrzydle samolotu



dem kolektora podyktowane jest korzystniejszymi warunkami przepływu aeromieszanki objętej urządzeniem aeracyjnym.

Istotnym elementem konstrukcyjnym są otwory w rurkach aeracyjnych, wykonane zgodnie z kierunkiem działania sił grawitacyjnych i kierunkiem wypływu aeromieszanki ze zbiornika. Usytuowanie otworów w dolnej części rurek aeracyjnych — pod kątem 45° w stosunku do otworu dolnego w rurce — ma również znaczenie funkcjonalne, gdyż zabezpiecza przed ich zatykaniem się aerowanym materiałem.

Badania modelowe

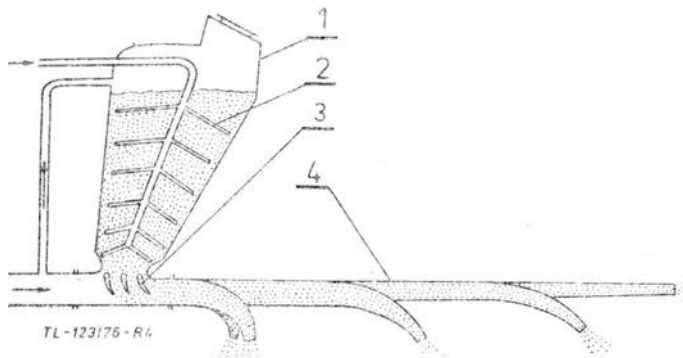
Ze względu na to, że sól potasowa jest materiałem najbardziej niekorzystnym z punktu widzenia wysypu ze zbiornika, badania modelowe w większości prowadzono z zastosowaniem soli. Wilgotność soli zawierała się w granicach od $1 \div 2,25\%$, tj. w granicach norm polskich i radzieckich dla soli potasowej (dopuszczalna wilgotność soli wynosi do 2%). Wszystkie wyniki prób w wymienionym zakresie wilgotności soli potasowej oceniono jako bardzo dobre.

Stanowisko do badań modelowych miało możliwość prowadzenia badań przy różnych kątach ustawienia zbiornika, co pozwoliło na wykonanie kilku wysypów przy kącie nachylenia zbiornika jak na samolocie.

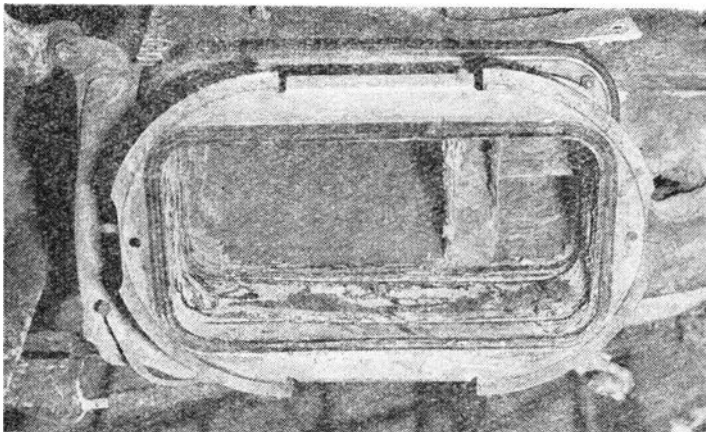
W czasie tych badań stwierdzono bardzo niekorzystny wpływ pochylenia zbiornika na jego opróżnienie, a także na czas wysypu. I tak, przykładowo, przy wysypie 150 kg soli potasowej czas wysypu wynosi odpowiednio: dla zbiornika ustawionego pionowo $t = 4 \text{ s}$, dla zbiornika ustawionego jak na płatowcu $t = 5 \text{ s}$. Ponadto w końcowej fazie następuje zatrzymanie się soli potasowej na pochyłej ściance zbiornika.

Badania urządzenia aeracyjnego w zbiorniku samolotu

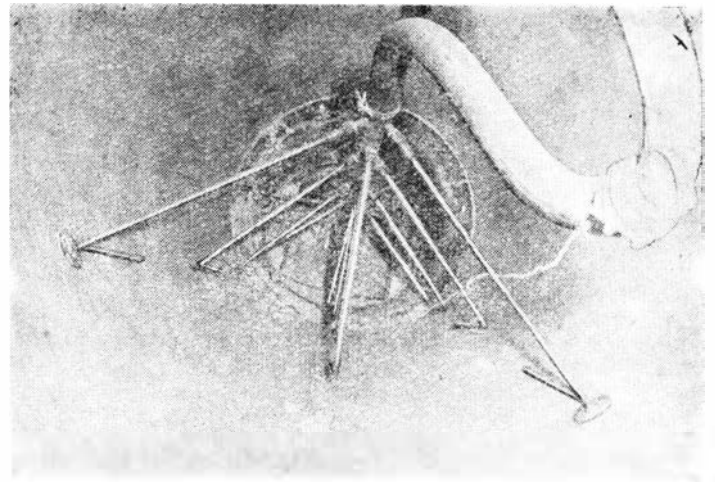
W następnym etapie prac nad wysypem krystalicznej i pylistej postaci nawozów sypkich przeprowadzono badania transportu pneumatycznego soli potasowej i superfosfatu pylistego z zastosowaniem prototypowego urządzenia aera-



Rys. 4. Schemat układu transportu pneumatycznego samolotu rolniczego: 1 — zbiornik na chemikalia, 2 — urządzenie aeracyjne, 3 — dozownik, 4 — kanał transportu pneumatycznego materiałów sypkich



Rys. 5. Widok kanału transportu pneumatycznego od strony dozownika. Widoczne osadzenie się soli potasowej po przejściu przez kanał 1500 kg soli



Rys. 6. Urządzenie aeracyjne z dodatkowymi rurkami aeracyjnymi wzdłuż tworzącej zbiornika zainstalowanego w zbiorniku samolotu

cyjnego, dostosowanego geometrią do zbiornika samolotu (rys. 2).

Badania prowadzono na stanowisku badawczym transportu pneumatycznego materiałów sypkich w skrzydle samolotu, zbudowanym z oryginalnych zespołów instalowanych na płatowcu (rys. 3 i 4).

Podczas badań zasadniczych wykonano próby transportu pneumatycznego soli potasowej i superfosfatu pylistego przez pięciowylotowy kanał transportu pneumatycznego. Wilgotność soli potasowej zawierała się w granicach $1\% \div 6\%$, superfosfatu zaś 13% .

Z przeprowadzonych badań wynika, że istnieje możliwość transportu pneumatycznego soli potasowej i superfosfatu w przebadanym zakresie ich wilgotności i koncentracji mieszaniny. Całkowite opróżnienie zbiornika przy pełnym otwarciu dozownika występuje przy wilgotności soli potasowej nie większej niż 2% (taką wilgotność soli dopuszcza kalendarz agrochemii i radziecka norma STU-43193-61). Przy wilgotności soli $2,5\%$ i $3,5\%$ wysyp jest ciągły, lecz w zbiorniku pozostaje odpowiednio ok. 50 kg i 80 kg soli, tj. ok. $3,8\%$ i 6% całego ładunku w zbiorniku. Pozostająca sól rozłożona jest na ściankach zbiornika w dolnych jego partiach. Ilość pozostającego w zbiorniku superfosfatu pylistego przy jego wilgotności 13% wynosi poniżej 1% , tj. ok. 12 kg .

Należy się spodziewać, że ze względu na zmniejszenie się kąta pochylenia osi zbiornika w czasie lotu o ok. 8° nastąpi polepszenie wysypu — co zostało potwierdzone w badaniach modelowych.

Przy transporcie pneumatycznym soli potasowej o wilgotności 4% i 6% występuje bardzo niekorzystne zjawisko zmniejszania się przekroju kanału transportu pneumatycznego na skutek przylegania wilgotnej soli do ścianek kanału transportu. Dla przykładu: po wysypaniu 1600 kg soli przez kanał transportu pneumatycznego nastąpiło zmniejszenie drożności kanału, pokazane na rys. 5.

Osadzanie się soli następuje szczególnie intensywnie na kolankach upustów. Z tego też względu zachodzi konieczność opracowania i sprawdzenia metody oczyszczania upustów kanału transportu pneumatycznego w czasie rozsiawiania krystalicznych i pylistych postaci nawozów potasowych i fosforowych o większych wilgotnościach.

Dla informacji warto wspomnieć, że na zbiorniku rzeczywistym samolotu rolniczego przeprowadzono pewną liczbę badań z prototypowym urządzeniem aeracyjnym, zaopatrzonym w dodatkowe rurki aeracyjne wzdłuż tworzącej zbiornika (rys. 6). Wprowadzenie dodatkowych rurek do urządzenia aeracyjnego ma pozytywny wpływ na lepsze opróżnienie zbiornika przy większej wilgotności nawozu. Niewątpliwie pełny obraz pracy aeracyjnego urządzenia umożliwią badania w locie.

Ocena przyrostu temperatury w zbiorniku samolotu

Z powodu zastosowania systemu aeryzacji w zbiorniku samolotu rolniczego oraz zasilania go gorącym powietrzem z konturu wysokiego ciśnienia (temp. powietrza $T = 180^\circ\text{C}$) należy liczyć się z przyrostem temperatury w zbiorniku i wpływem tego zjawiska na złożę w zbiorniku (np. spiekanie lub wybuch). Z tego też względu przeprowadzono ocenę przyrostu temperatury w zbiorniku. Z uwagi na przy-

bliżony charakter obliczeń, nie popełniając większego błędu, możemy przyjąć izentropowy proces rozprężania powietrza w urządzeniu aeracyjnym. Maksymalną temperaturę powietrza aeracyjnego w zbiorniku określamy z izentropii.

Po rozprężeniu się powietrza aeracyjnego o temperaturze $T = 180^\circ\text{C}$ od nadciśnienia $p_1 = 3,5 \text{ kG/cm}^2$ do nadciśnienia $p_2 = 0,43 \text{ kG/cm}^2$, temperatura w zbiorniku wyniesie $T = 55^\circ\text{C}$.

Z oceny bilansu cieplnego wynika, że podgrzanie złoża w zbiorniku jest minimalne i nie może mieć wpływu na zmianę własności fizyczno-chemicznych chemikaliów.

Mgr inż. JERZY PRUSS
Instytut Lotnictwa — Warszawa

Przeciwoślizgowe układy hamowania samolotów

Zasady pracy układów hamulcowych samolotu oraz analiza sił działających na koło podczas hamowania. Podział współcześnie stosowanych układów przeciwoślizgowych.

Hamowanie kół podwozia

Układ hamowania samolotu umożliwia sterowanie hamulcami poszczególnych kół podwozia poprzez zmianę momentu siły tarcia w elementach ciernych hamulców. Instalacja hamulców kół podwozia jest tak wykonana, że zapewnia alternatywnie:

- jednoczesne hamowanie kół podwozia głównego,
- zróżnicowane hamowanie obydwu kół podwozia głównego,
- zahamowanie kół podwozia głównego w czasie postoju samolotu.

Niektóre samoloty mają możliwość hamowania wszystkich kół, tzn. łącznie z kołem przednim. Współczesne instalacje hamulcowe samolotów bardzo często charakteryzują się jeszcze jedną cechą, która polega na możliwości automatycznego odblokowania kół w przypadku pojawienia się poślizgu między bieżnikiem opony a nawierzchnią lotniska. Wielkość momentu hamującego, w zależności od stopnia doskonałości układu przeciwoślizgowego, dobierana jest automatycznie tak, aby możliwie maksymalnie wykorzystać dysponowaną w danej fazie ruchu przyczepność między kołem a nawierzchnią lotniska.

Instalacje hamulcowe kół podwozia działają najczęściej na zasadzie hydraulicznej w samolotach ciężkich lub na zasadzie pneumatycznej w samolotach lekkich. Stosowane są również instalacje hydrauliczno-pneumatyczne.

Układy hamulcowe kół zapewniają w przybliżeniu proporcjonalną zależność pomiędzy sygnałem wejściowym X , jakim może być np. siła wywierana przez pilota na pedały, a ciśnieniem p wytwarzanym w instalacji. Zależność ta, pokazana przykładowo na rys. 1, powinna spełniać pewne

Ciepło do zbiornika dostarczane jest przez małą masę powietrza ok. 10 kg (wynikającą z jego wydatku na samolocie wynoszącego $G = 0,079 \text{ kG/s}$ i czasu wysypu ze zbiornika) do dużej masy chemikaliów w zbiorniku, wynoszącej ok. 1300 kg. Dodatni wpływ na zmniejszenie lokalnego podgrzania złoża soli w zbiorniku może mieć sposób doprowadzenia powietrza aeracyjnego do wnętrza zbiornika przez dużą liczbę małych otworów w rurkach aeracyjnych $\phi = 1,5 \text{ mm}$. Odbieranie ciepła od gorącego powietrza odbywa się więc w całej objętości soli w urządzeniu aeracyjnym. Dodatkowym czynnikiem zmniejszającym podgrzanie soli może być zjawisko odparowania wody zawartej w soli, podgrzanej ciepłym powietrzem aeracyjnym.

wymagania, które zapewniają prawidłowość i niezawodność działania hamulców.

Wymagania te określone są w sposób następujący:

- Czas pomiędzy pojawieniem się maksymalnego wejściowego sygnału skokowego a powstaniem maksymalnego momentu hamującego powinien zawierać się w granicach $1 \div 1,5 \text{ s}$;
- $X_1 \leq 0,25 X_{\max}$, gdzie: X_1 — wielkość sygnału wejściowego w pobliżu punktu początkowego, przy którym nie występuje jeszcze widoczny skutek na wyjściu, X_{\max} — maksymalny sygnał wejściowy;
- $\Delta X_{\max} \leq 0,1 X_{\max}$, gdzie: ΔX — szerokość ewentualnych stref nieczułości sygnału wejściowego;
- $\Delta p_{\max} \leq 0,15 p_{\max}$, gdzie: Δp_{\max} — maksymalna niekontrolowana zmiana sygnału wyjściowego, p_{\max} — maksymalny sygnał wyjściowy;
- $\pm \Delta' p_{\max} \leq 0,1 p_{\max}$, gdzie: $\pm \Delta' p_{\max}$ — największa odchyłka od wymaganego maksymalnego sygnału wyjściowego;
- $X_{2\max} \leq 0,15 X_{\max}$, gdzie: $X_{2\max}$ — największa dopuszczalna nieczułość sygnału wejściowego w punkcie $p = p_{\max}$.

Siły działające na koło

Przy działaniu hamulca (rys. 2) na obracające się koło oddziałują następujące siły i momenty (bez uwzględnienia siły bezwładności oraz przy założeniu braku sił bocznych):

- siła od obciążenia działającego na koło (P),
- siła przyczepności (P_p),
- siła reakcji podłoża (R),
- moment siły tarcia hamulca (M_t),
- moment siły przyczepności (M_p).

Momentem siły przyczepności nazwano moment siły tarcia pomiędzy bieżnikiem opony a nawierzchnią lotniska względem osi koła. Można go określić następującą zależnością:

$$M_p = \mu P (r - \delta_u) = P_p \cdot r_d$$

gdzie: μ — współczynnik przyczepności opony z nawierzchnią, r — promień geometryczny koła, δ_u — ugięcie opony pod działaniem obciążenia, r_d — promień dynamiczny koła ($r_d \approx r - \delta_u$).

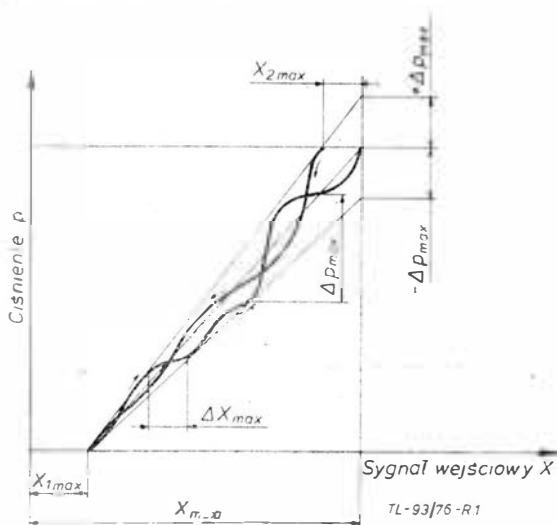
Współczynnik przyczepności μ jest wielkością zmienną i zależy od prędkości koła, wielkości ciśnienia w oponie, stanu nawierzchni lotniska i stanu bieżnika oraz od wielkości poślizgu między oponą a nawierzchnią. Badania współczynnika przyczepności dla różnych prędkości postępowych, różnych stanów nawierzchni i różnych ciśnień powietrza w oponie wykazały, że wartość jego w każdym przypadku jest większa przy obracającym się kole niż przy całkowicie zahamowanym (całkowitym poślizgu).

Współczynnik przyczepności na ogół maleje wraz z prędkością postępową koła.

Jak już wspomniano, współczynnik przyczepności zależy od wielkości poślizgu. Stopień poślizgu określony jest w procentach zależnością:

$$W = \frac{n_0 - n}{n_0} \cdot 100 = \frac{\omega_0 - \omega}{\omega_0} \cdot 100\%$$

gdzie: n_0, ω_0 — liczba obrotów, prędkość kątowa koła nie-



Rys. 1. Zależność ciśnienia w instalacji hamulcowej w funkcji sygnału wejściowego

hamowanego, n , ω — liczba obrotów, prędkość kątowa koła hamowanego.

Zależność współczynnika przyczepności od stopnia poślizgu koła dla różnych prędkości postępowych pokazano na rys. 3 [1]. Z wykresów tych wynika, że wartość maksymalna współczynnika przyczepności dla suchej betonowej nawierzchni waha się w granicach $0,4 \div 0,6$ i występuje w dość wąskich granicach $10 \div 20\%$ poślizgu.

Równanie ruchu koła wyraża się zależnością:

$$I_k \cdot \frac{d\omega}{dt} = M_p - M_t = -\Delta M$$

gdzie: I_k — moment bezwładności kąta względem jego osi.

W zależności od wzajemnego stosunku momentu tarcia hamulca M_t do momentu przyczepności M_p występują następujące rodzaje ruchu koła:

- 1) $M_p > M_t$; w tym przypadku koło obraca się z pewnym opóźnieniem kątowym będąc w pewnym poślizgu;
- 2) $M_p = M_t$; przypadek ten można określić jako stan równowagi chwiejnej; koło się obraca z pewnym poślizgiem, jednak nieznaczne zmniejszenie momentu siły przyczepności lub zwiększenie momentu siły tarcia hamulca, spowodowane jakkolwiek przyczyną, wywołują gwałtowną zmianę charakteru ruchu koła;
- 3) $M_p < M_t$; w tym przypadku koło jest zablokowane i ślizga się po nawierzchni bez ruchu obrotowego.

Z rozpatrywanych sił i czynników działających na koło w trakcie jego ruchu wynika, że dla otrzymania najkrótszej drogi hamowania praktycznie potrzeba, aby w ciągu całego dobiegu samolotu zachodził warunek:

$$M_{t \max} = M_{p \max} = \mu_{\max} \cdot P (r - \delta_u)$$

Układy hamulcowe współczesnych samolotów budowane są tak, aby możliwie przybliżyć proces hamowania do optymalnego, tzn. do zależności podanej w powyższym wzorze. W czasie dobiegu samolotu koła toczą się po nawierzchni o różnych stanach (np. kolejno po suchym betonie, mokrym betonie, lodzie czy śniegu). Współczynnik przyczepności gwałtownie się zmienia, a zatem zmienia się moment przyczepności. Układ hamowania samolotu powinien bardzo szybko dostosowywać moment tarcia M_t do zmieniającego się momentu przyczepności. Przy dużych opóźnieniach układu koła samolotu wpadając np. z suchego betonu na lód wpadną w poślizg, co znacznie wydłuży dobieg samolotu.

Moment przyczepności M_p zależy również od siły obciążenia P działającego na koła. Masa samolotu w czasie dobiegu rozkłada się na koła główne i koło przednie (w przypadku trójkołowego podwozia). Pomijając początkowy wpływ sił aerodynamicznych na reakcje kół, naciski na koła główne i koło przednie zmieniają się w zależności od opóźnienia samolotu. Wzrost opóźnienia samolotu powoduje zwiększenie obciążenia koła przedniego i zmniejszenie obciążenia kół głównych (rys. 4). Układ hamulcowy samolotu powinien uwzględniać ten fakt przez dostosowanie momentu tarcia do zmieniającego się momentu przyczepności, w zależności od zmiany opóźnienia samolotu.

Systemy automatycznego hamowania, w miarę przybliżania się do uwzględniania wszystkich czynników wpływających na zmiany momentu przyczepności i możliwości dokładnego spełnienia warunku podanego w powyższym wzorze, stają się bardziej rozbudowane, skomplikowane i coraz droższe.

Podział układów przeciwoślizgowych samolotów

Układy oparte na pomiarze kąowego opóźnienia (ujemnego przyspieszenia) koła ϵ

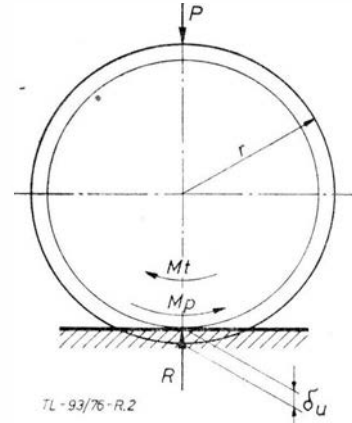
Ogólny schemat strukturalny takiego układu pokazano na rys. 5.

Systemy przeciwoślizgowe oparte na pomiarze kąowego opóźnienia koła pracują na zasadzie cyklicznego redukcjonowania ciśnienia w instalacji hamulcowej. Cykliczność działania wynika z odpowiedniego doboru częstotliwości własnej układu przeciwoślizgowego hamowania. Efektywność działania zależy od częstotliwości i od amplitudy ciśnienia.

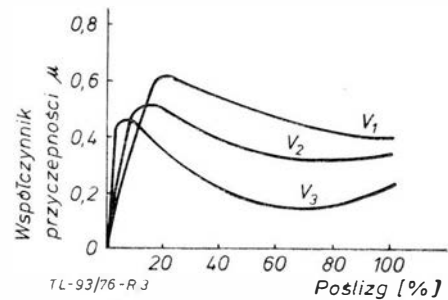
Większa częstotliwość i mniejsza amplituda powodują wyższą wartość współczynnika przyczepności. Obecnie stosowane układy pracują przy częstotliwościach $5 \div 10$ Hz i amplitudzie wynoszącej $20 \div 40\%$ maksymalnego momentu hamującego. Systemy oparte na pomiarze opóźnienia kąowego koła można podzielić następująco:

- Układy zawierające bezwładnościowo-elektryczny czujnik opóźnienia kołowego. Sygnał elektryczny z czujnika steruje elektrohydraulicznym rozdzielaczem w instalacji hamulcowej, odcinającym lub doprowadzającym olej do hamulców kół. W tego typu układy wyposażone są między innymi samoloty radzieckie Tu-104, Il-18 i An-10.

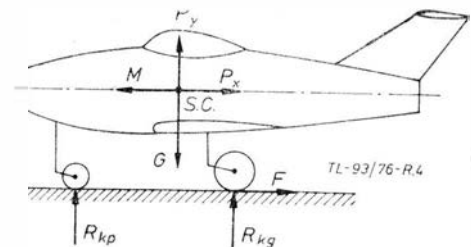
- Układy z bezwładnościowym automatem bezpośredniego działania. Automat zawiera czujnik bezwładnościowy, który bezpośrednio na drodze mechanicznej steruje zaworem odcinającym przepływ cieczy do hamulca. Ten typ układów hamujących rozpowszechniony jest w samolotach zachodnich firm. Najbardziej znanym rozwiązaniem jest urządzenie MAXARET firmy Dunlop. Inna firma — MESIER/HISPANO oferuje podobny układ pod nazwą Mini-stop. Tego typu układy znajdują się między innymi w wyposażeniu samolotów VC-10 i BAC111.



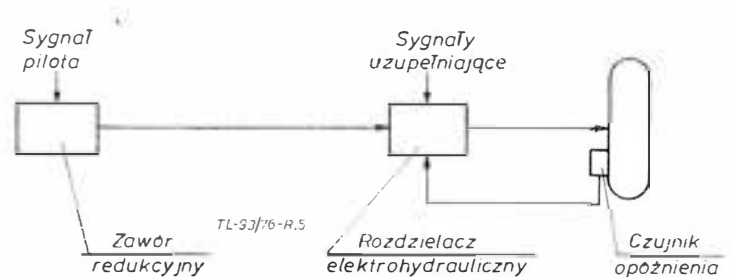
Rys. 2. Siły działające na obracające się koło



Rys. 3. Zależność współczynnika przyczepności od poślizgu dla różnych prędkości postępowych $V_1 < V_2 < V_3$



Rys. 4. Siły działające na samolot w czasie hamowania przy dobiegu: P_y — siła aerod., P_x — opór aerodyn., M — bezwładność, G — ciężar, F — siła przyczepności opony do podłoża, R_{kp} , R_{kq} — reakcje podłoża, s.c. — środek ciężkości



Rys. 5. Schemat układu przeciwoślizgowego z pomiarem opóźnienia kąowego koła ϵ

● Układy zawierające czujnik prędkości w postaci prądniczy prądu stałego z urządzeniem różniczkującym. Otrzymany na wyjściu sygnał elektryczny, który jest funkcją opóźnienia koła, steruje rozdzielaczem elektrohydraulicznym obniżającym lub podwyższającym ciśnienie w instalacji hamulcowej. Firma MESSIER/HISPANO produkuje

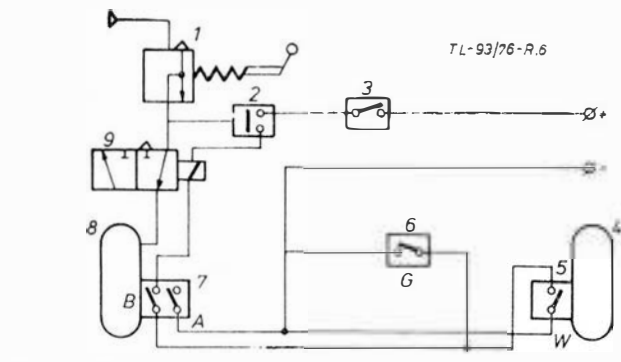
ten typ układu pod nazwą Minimodulator, zastosowany m. in. na francuskich samolotach Mirage III i IV.

Dwa pierwsze systemy mają wady, do których można zaliczyć:

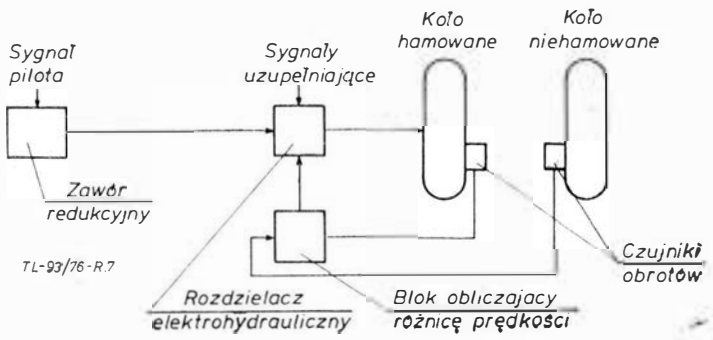
- małą efektywność działania; np. średni współczynnik przyczepności na suchym betonie wynosi 0,25 wobec jego wartości maksymalnej 0,7÷0,8 dla małych prędkości i 0,35÷0,40 dla dużych prędkości;
- „sztywność” programu pracy na skutek ustawienia czujników na stałą wartość opóźnienia w różnych warunkach współpracy bieżnika opony z podłożem;
- duże obciążenie podwozia wynikające z oscylacyjnego charakteru pracy;
- mały rezerw (około 1000 lądowań) na skutek tegoż oscylacyjnego charakteru pracy.

Trzeci system ma pewne zalety w porównaniu z poprzednimi ze względu na to, że wykorzystano w nim stosunkowo proste czujniki prędkości — mianowicie prądnicze tachometryczne zamiast czujników przyspieszeń. Ponadto system ten umożliwia wprowadzenie w układ sygnałów korekcyjnych. W celu zwiększenia bezpieczeństwa w czasie hamowania samolotu, szczególnie w pierwszym momencie po przyziemieniu, gdy koła nie mają dostatecznej przyczepności do podłoża, stosowane są systemy dwusygnałowe. Pierwszy sygnał otrzymywany jest z czujnika opóźnienia i układ pracuje tak jak omówiono powyżej. Drugi sygnał z czujnika prędkości kątowej koła działa przy zaniku sygnału od czujnika przyspieszenia.

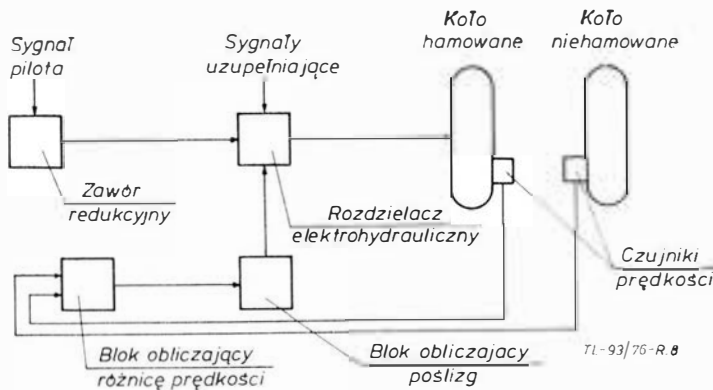
Przykład takiego układu pokazano na rys. 6. Działanie jego jest następujące: po włączeniu przełącznika 3, styk B jest zwarty, a styki A, G i W — rozwarte; rozdzielacz 9 jest w takim położeniu, że powietrze z reduktora 1 może przepływać do hamulca. Przy wypuszczaniu podwozia zamyka się styk G. Przed przyziemieniem naciśnięcie na dźwignię reduktora 1 powoduje dopływ powietrza do układu i zwarcie styku 2. Obwód elektryczny zamyka się przez styk B i rozdzielacz 9 odcina dopływ powietrza do hamulca. Po przyziemieniu, gdy koło główne rozkręci się do odpowiednich obrotów, styk B otwiera się i rozdzielacz otwiera przepływ powietrza do hamulca. Koło hamuje. Po rozkręceniu się koła przedniego styk W zamyka się, a styk G otwiera się pod wpływem obciążenia amortyzatora. Przy pojawieniu się poślizgu kół działa czujnik opóźnienia i styk A zwiiera się przełączając rozdzielacz w położenie odcinające dopływ powietrza do hamulca. Jeśli samolot oderwał się od nawierzchni lub pojawił się długotrwały poślizg, po ok. 2 s zanika impuls z czujnika przyspieszeń; otwiera się styk A i koło zaczyna hamować do pewnych obrotów, przy których zamyka się styk B i koło jest odhamowane. Układ dwusygnałowy działa do prędkości 50÷70 km/h. Przy prędkości poniżej 50 km/h styk W otwiera się, a styk B zamyka się i układ pracuje w systemie jednosygnałowym.



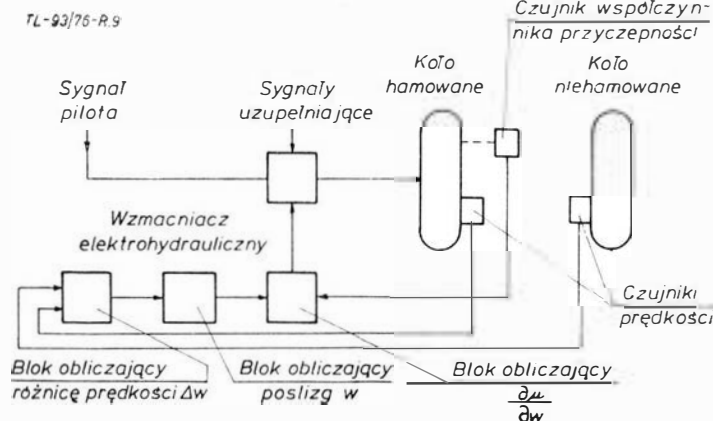
Rys. 6. Schemat dwusygnałowego układu przeciwpoślizgowego: 1 — zawór redukcyjny, 2 — wyłącznik ciśnieniowy, 3 — włącznik, 4 — koło niehamowane, 5 — czujnik obrotów, 6 — włącznik przedniego koła, 7 — czujnik obrotów i opóźnienia, 8 — koło hamowane, 9 — rozdzielacz



Rys. 7. Schemat układu przeciwpoślizgowego z pomiarem różnicy prędkości kątowej $\Delta\omega$



Rys. 8. Schemat układu przeciwpoślizgowego z pomiarem poślizgu W



Rys. 9. Schemat adaptacyjnego układu przeciwpoślizgowego

Układy oparte na pomiarze różnicy prędkości kątowej koła hamowanego i niehamowanego $\Delta\omega$

Schemat strukturalny takiego układu pokazano na rys. 7. Wielkością pomiarową stanu współpracy głównych kół podwozia z nawierzchnią lotniska jest różnica prędkości kątowej koła niehamowanego (np. przedniego) i hamowanego $\Delta\omega$.

Sygnałem wejściowym układu może być siła pilota, działająca na dźwignię zaworu redukcyjnego ustalającego wielkość ciśnienia w instalacji hamulcowej. Następnie czynniki robocze poprzez rozdzielacz elektrohydrauliczny działa na mechanizm wykonawczy hamulca.

W innym układzie pilot poprzez nadajnik sygnału elektrycznego steruje wzmocniaczem elektrohydraulicznym, który ustala wielkość ciśnienia działającego na hamulec. Sygnały z czujników prędkości kątowej koła hamowanego i niehamowanego podawane są do urządzenia wyliczającego ich różnicę $\Delta\omega$, a następnie do węzła sumującego ten sygnał z sygnałem pilota.

Zaletą systemu z pomiarem prędkości kątowej w porównaniu z układem opartym o pomiar opóźnienia ϵ jest to, że w tym wypadku nie występuje zanik sygnału przy oderwaniu się samolotu od nawierzchni lub przy długotrwałym ruchu na lodzie.

Układy oparte na pomiarze poślizgu W

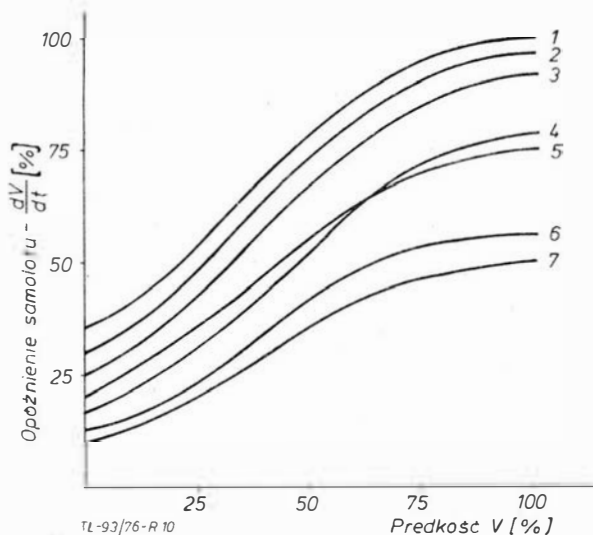
Schemat strukturalny układu pokazano na rys. 8. System przeciwpoślizgowy z pomiarem poślizgu jest rozwinięciem układu opartego na pomiarze różnicy prędkości kątowych

$\Delta\omega$. Zawiera wszystkie człony tego układu oraz człon wyliczający wielkość poślizgu W .

System ten wykazuje lepszą skuteczność niż układ z pomiarem $\Delta\omega$, ponieważ wprowadzenie sygnału od poślizgu pozwala hamować koło z momentem uwzględniającym stan nawierzchni lotniska. Droga hamowania samolotu z układem z pomiarem poślizgu W jest krótsza niż samolotu z pomiarem różnicy prędkości kół $\Delta\omega$.

Układy adaptacyjne

Schemat strukturalny układu adaptacyjnego pokazano na rys. 9. Zasada pracy układu polega na wyszukiwaniu najbardziej korzystnego zakresu wartości współczynnika przyczepności bieżnika opony z nawierzchnią w zależności od



Rys. 10. Zależność opóźnienia samolotu od prędkości dla różnych układów przeciwoślizgowych: 1 — ruch przy μ_{max} ; 2 — adaptacyjny prop.; 3 — adaptacyjny przełącznikowy; 4 — $\Delta\omega$; 5 — W ; 6 — ϵ ; 7 — koła zablokowane

wielkości poślizgu (rys. 3). Układ reaguje na znak pochodnej $\partial u/\partial w$, w zależności od którego zwiększa się lub zmniejsza ciśnienie w instalacji hamulcowej. Firma MESSIER/HISPAÑO zrealizowała tego typu układ adaptacyjny pod nazwą SPAD. Zastosowany został m.in. na samolotach Airbus oraz Mirage G8.

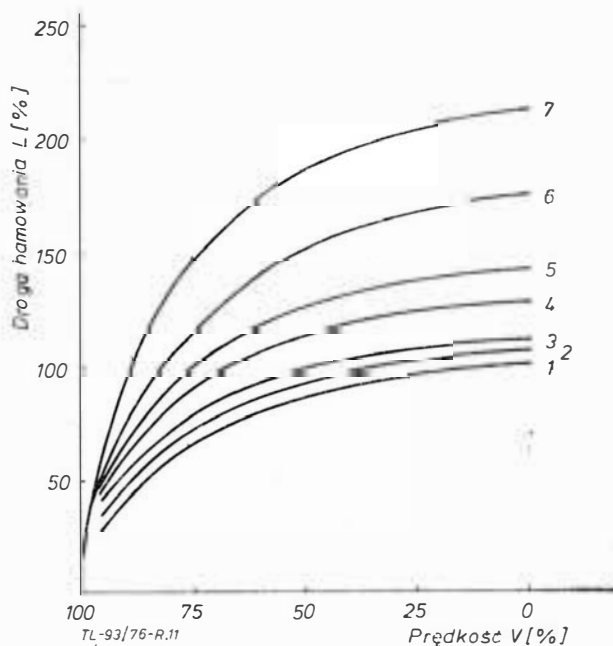
Systemy adaptacyjne charakteryzują się dużą złożonością oraz trudnościami w realizowaniu zależności $\partial u/\partial w$. Czujnik współczynnika przyczepności może być zrealizowany np. na zasadzie pomiaru momentu hamowania.

Układy adaptacyjne oparte są na działaniu proporcjonalnym lub przełącznikowym i pracują w pewnym zakresie w otoczeniu punktu $u = \mu_{max}$.

W podsumowaniu krótkiego omówienia systemów przeciwoślizgowych hamulców samolotów stwierdzić można, że poczynając od układu z pomiarem opóźnienia ϵ , a kończąc na układach adaptacyjnych, wzrasta stopień skomplikowania konstrukcyjnego, wzrastają koszty wykonania, lecz jed-

nocześnie wzrasta skuteczność działania układu, co znajduje potwierdzenie w wynikach badań pokazanych przykładowo na rys. 10 i 11 [2]. Wykresy sporządzono na podstawie pomiarów poszczególnych systemów na stoiskach badawczych. Wykres na rys. 10 przedstawia zależność opóźnienia samolotu w funkcji prędkości dobiegu, a wykres na rys. 11 zależność drogi hamowania od prędkości.

Na podstawie tych wyników można ocenić skuteczność poszczególnych systemów. Jeśli przyjmiemy, że najkrótsza droga hamowania samolotu przy maksymalnym współczyn-



Rys. 11. Zależność drogi hamowania od prędkości samolotu dla różnych układów przeciwoślizgowych: 1 — ruch przy μ_{max} ; 2 — adaptacyjny przełącznikowy; 3 — adaptacyjny prop.; 4 — W ; 5 — $\Delta\omega$; 6 — ϵ ; 7 — koła zablokowane

niku przyczepności wynosi 100%, to dla omawianych układów wzrasta następująco:

adaptacyjny przełącznikowy	105%
adaptacyjny proporcjonalny z pomiarem poślizgu W	110%
z pomiarem prędkości kątowej $\Delta\omega$	125%
z pomiarem opóźnienia ϵ	140%
z zablokowanymi kołami (pełny poślizg)	175%
	215%

LITERATURA

1. I. I. ZWIERIEW, S. S. KOKONIN: Projektowanie awiacyjnych kół i tarcz hamulcowych. Moskwa 1973 Maszynostrojenie.
2. A. M. MATWIEJENKO, J. N. PIEJKO: Ręczot i ispitania gidrawliczeskich sistem letatielnych apparatow. Moskwa 1974 Maszynostrojenie
3. T. WRZESIŃSKI: Hamowanie pojazdów samochodowych. Warszawa 1973 Wydawnictwo Min. Komunikacji.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Wytwórnica Sprzętu Komunikacyjnego Warszawa—Okęcie (twórca W. Kuracki) zgłosiła do ochrony wzór użytkowy pt. opylacz aerodynamiczny. Opylacz służy do rozprzestrzeniania materiałów sypkich z urządzeń latających. Opylacz składa się z centralnej części tunelowej (mającej wewnątrz przestawne kierownice szczelinowe), do której dostawione jest skrzydełko o profilu lotniczym, mające przelotowe wnętrze. Wlot tunelu dostawiony jest do wylotu dozownika.

Zgłoszenie wzoru użytkowego z dnia 5.2.1975 r. zostało opublikowane w nr 5/1976 *Biuletynu Urzędu Patentowego*, w klasie B. 64d, pod numerem W.53175.

● WSK Warszawa—Okęcie (twórcy: S. Molak, M. Cybulska i T. Jurkiewicz) zgłosiła do opatentowania wynalazek p.n. licznik

motogodzin, który służy do automatycznego pomiaru czasu pracy silnika lotniczego na ziemi i w powietrzu oraz rejestracji liczby lądowań. Licznik ma jako nadajnik podstawy czasu zegar, na którego ośce jest umocowana przesłona przerywająca strumień światła prowadzony światłowodem na fototranzystorach. Zastosowano trzy tranzystory i rezystor, przy czym wykorzystano układ przerzutnika Schmitta. Z układem elektronicznym współpracuje podwoziowy wyłącznik, uruchamiający — za pośrednictwem cewki — licznik pracy silnika na ziemi.

Wynalazek został zgłoszony dnia 16.7.1974 r., zaś jego skrót opublikowano w nr 9/1976 *B.U.P.* w klasie G07c, pod nr P.172788.

● WSK Warszawa—Okęcie (twórcy: T. Jurkiewicz, J. Nygowska, S. Molak i K. Za-

rudzki) zgłosiła do opatentowania wynalazek p.n. nagrzewnica elektryczna, który znajduje zastosowanie w samolotach. W skład nagrzewnicy wchodzi wentylator, trzy tranzystory, dwa grzejniki oraz dwa wyłączniki bimetaliczne.

Zgłoszenie z dnia 13.3.1974 r. zostało opublikowane w nr 9/1976 *B.U.P.*, w klasie H05b, pod numerem P.174084.

● Instytut Lotnictwa w Warszawie (twórcy: J. Fórmaniak, J. Seroka, W. Odziemkowski) otrzymał patent na Piezoelektryczny czujnik przyspieszeń. Wynalazek zgłoszony dnia 20.4.1973 r. (zarejestrowany jako P.162072) został opatentowany w klasie G01p 15/00, pod nr 83947. Informację o udzieleniu patentu opublikowano w *Wiadomościach Urzędu Patentowego* nr 2 z dnia 28.2.1976 r.

Walka z hałasem lotniska Heathrow

Mgr inż. BOGDAN PIĄTKOWSKI

Prawne podstawy zmniejszenia hałasu powodowanego przez samoloty nad Londynem (znaczenie Raportu Wilsona). Ograniczenia eksploatacyjne wprowadzone na lotnisku Heathrow (podczas startu i lądowania, w ruchu nocnym, trasy minimalnego hałasu, izolacja akustyczna itp.). Projekt nowego lotniska Maplin.

Gdy w czasie drugiej wojny światowej szukano miejsca na lotnisko dla wojskowego lotnictwa transportowego dalekiego zasięgu, wybór padł na Heathrow. Było to wtedy tylko jedno z lotnisk należących do węzła lotniskowego słynnej bazy myśliwskiej w Northold. Na wybór ten wywarła duży wpływ bliskość Londynu (ok. 30 km) oraz stosunkowo mała gęstość zaludnienia w otoczeniu lotniska. Po wojnie lotnisko przekazano władzom cywilnym i wkrótce rozpoczął się jego szybki rozwój; jest ono obecnie głównym lotniskiem Londynu i całej Wielkiej Brytanii.

Wielkość ruchu lotniczego przepływającego przez Heathrow przedstawia tabl. 1, podająca liczbę pasażerów i wykonanych operacji w porównaniu z całym cywilnym ruchem lotniczym Wielkiej Brytanii oraz z ruchem lot-

TABLICA 1. Porównanie ruchu lotniczego Heathrow z całym ruchem lotniczym UK i z ruchem lotniska Gatwick

Ruch lotniczy UK 1974 r.	Liczba operacji		Liczba pasażerów	
	× 1000	[%]	× 1 000 000	[%]
Wszystkie porty lotnicze UK	828,3	100	41,2	100
Heathrow	266,0	32,1	20,1	48,8
Gatwick	72	8,7	5,1	12,4

niska Gatwick — drugiego co do wielkości w tym kraju, również położonego w pobliżu Londynu. Dane te wskazują, jak ważną rolę odgrywa Heathrow w komunikacji Wielkiej Brytanii, posiadającej ogółem dwadzieścia kilka lotnisk o ruchu międzynarodowym, tym ważniejszą, że chodzi o kraj położony na wyspie. Ustępując kilku lotniskom amerykańskim pod względem ogólnej liczby pasażerów, Heathrow stoi jednak na pierwszym miejscu na świecie pod względem liczby pasażerów w ruchu międzynarodowym i jest ważnym węzłem w światowym systemie komunikacji lotniczej. Również w przewozach towarowych Heathrow zajmuje wyjątkowe miejsce, wyprzedzając wszystkie porty morskie Wielkiej Brytanii pod względem wartości obsługiwanego frachtu. Niestety, rozwojowi lotniska towarzyszyły zjawiska niekorzystne, a mianowicie pojawienie się nowych, głośniejszych samolotów rozprzestrzeniających hałas na coraz większym terenie oraz zagęszczenie zabudowy i zaludnienia w rejonie lotniska. Na rys. 1 pokazano rozkład uciążliwości hałasu w otoczeniu lotniska wyrażony w jednostkach NNI (*Noise and Number Index*), będących kombinacją hałasu wyrażonego w PNdB powodowanego przez pojedynczy samolot oraz liczby przelatujących samolotów. Z przeprowadzonych badań wynika, że przez przeciętną osobę hałas 31 NNI jest określany jako nieznaczny, hałas 44 NNI jako umiarkowany, a hałas 60 NNI jako znaczny. Poważny konflikt między interesami towarzystw lotniczych i całego społeczeństwa korzystającego z usług transportu lotniczego z jednej strony, a interesami ludności żyjącej w zasięgu hałasu wytwarzanego przez Heathrow, pogłębił się znacznie w latach sześćdziesiątych. Radykalne rozwiązanie — mogące polegać bądź na zlikwidowaniu źródła hałasu, to jest na wprowadzenie

cichych samolotów, bądź na przeniesieniu lotniska w rejon niezamieszkały — było niemożliwe ze względów technicznych i ekonomicznych. Podjęto jednak cały szereg kroków, które zahamowały wzrost zagrożenia hałasem rejonu lotniska, uczyniły współcześnie lotniska z ludnością znosiłymi, w perspektywie czasu obiecują dalszą poprawę sytuacji.

Podstawy prawne

Lotnisko Heathrow jest własnością całkowicie państwowego przedsiębiorstwa BAA (British Airports Authority), posiadającego łącznie sześć dużych lotnisk w Wielkiej Brytanii. BAA jest na własnym rozrachunku finansowym; przynosi zyski nie korzystając z dotacji państwowych. Użytkownicy lotniska — towarzystwa lotnicze — nie są oczywiście bezpośrednio zainteresowani zmniejszeniem hałasu, ponieważ na ogół łączy się to z ograniczeniami eksploatacyjnymi. Również zarząd lotniska nie był i nie jest skłonny wywierać na towarzystwa lotnicze zbyt mocnego wpływu, aby nie ograniczać ruchu i nie zmniejszać własnych wpływów za korzystanie z lotniska.

W tej sytuacji znalezienie kompromisowego rozwiązania mogło być dokonane tylko przez władze państwowe. Akcja prawna przeciwko uciążliwemu hałasowi powodowanemu przez samoloty na ziemi i w powietrzu była uniemożliwiona przez obowiązującą wówczas ustawę o lotnictwie cywilnym z 1949 r., która miała na celu przede wszystkim zapewnić jak najmniej skrępowany rozwój lotnictwa. Również ustawa o zwalczaniu hałasu obowiązująca od 1960 r. nie dotyczyła lotnictwa. Mimo tego Ministerstwo Lotnictwa czuło się zobowiązane do szukania środków zaradczych inicjując i finansując badania naukowo-techniczne mające na celu zmniejszenie hałasu powodowanego przez samoloty oraz wprowadzając pewne ograniczenia eksploatacyjne na lotnisku Heathrow.

W 1963 roku Minister Nauki przedłożył parlamentowi obszerne sprawozdanie, tak zwany Raport Wilsona, opracowane przez grupę specjalistów z wielu dziedzin, które wszechstronnie analizowało źródła hałasu, ich wpływ na społeczeństwo i środowisko naturalne, aktualnie stosowane środki zaradcze oraz propozycje na przyszłość. W sprawozdaniu tym znalazł się duży rozdział poświęcony lotnictwu, przy czym problemom związanym z lotniskiem Heathrow poświęcono szczególną uwagę. Raport Wilsona miał ogromny wpływ zarówno na władze, jak i na opinię publiczną. Wydane później:

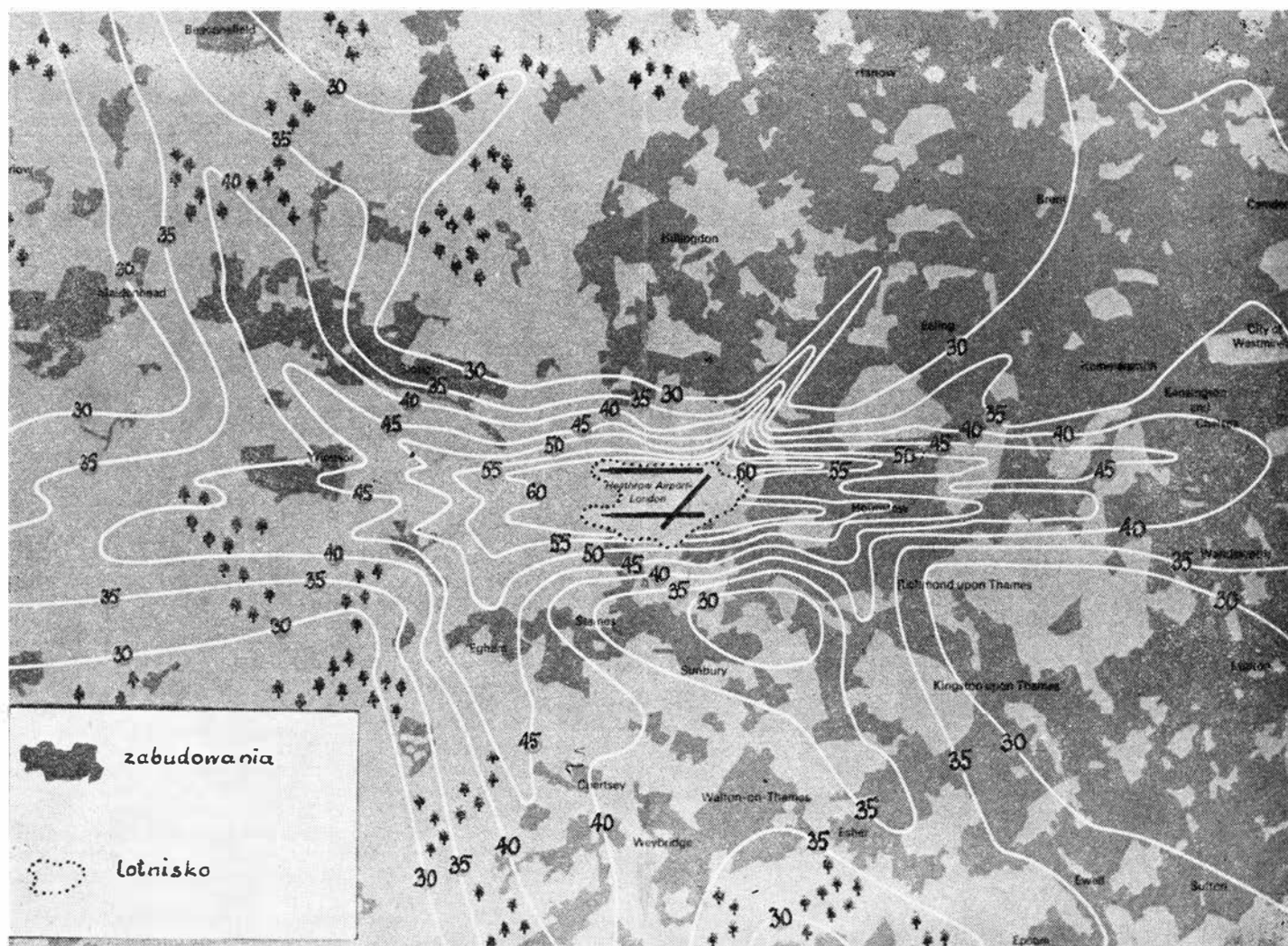
- ustawa o lotnictwie cywilnym (Civil Aviation Act, 1968, 1971);
- ustawa o lotniskach cywilnych (Airports Authority Act, 1968);
- zarządzenie Ministerstwa ds. Środowiska o uwzględnianiu hałasu w planowaniu (MoE Circular 10/73, Planning and Noise) uwzględniały w dużej mierze postulaty Raportu Wilsona i umożliwiły skuteczniejsze kontynuowanie walki z hałasem.

W 1971 roku Wielka Brytania przyjęła Załącznik 16 do Konwencji ICAO i w związku z tym w następnym roku została wydana wynikająca z niego poprawka do przepisów o wykonywaniu lotów (Air Navigation Order, Amendment 1972).

Ograniczenia eksploatacyjne

Na podstawie ustawy o lotnictwie cywilnym Departament Handlu, któremu podlega lotnictwo cywilne, ma prawo na każdym lotnisku cywilnym, na którym uzna to za potrzebne, wprowadzić następujące ograniczenia:

- ograniczenie liczby samolotów korzystających z lotniska;
- ustalenie tras odlotu i dolotu do lotniska;
- ustalenie procedury korzystania z lotniska.



Rys. 1. Rozkład uciążliwości hałasu w otoczeniu lotniska Heathrow dla przeciętnych warunków dziennych w porze letniej; liczby — rozkład uciążliwości hałasu w NNI

Ograniczenie hałasu podczas lądowania i startu

Ograniczenia te są dokonywane przez umieszczenie ich w oficjalnej publikacji U.K. *Air Pilot* i dla Heathrow obejmują następujące wymagania:

— podczas podejścia do lądowania zachować możliwie dużą wysokość; przed wejściem w ścieżkę schodzenia nie schodzić poniżej 2000 stóp (~600 m), a następnie nie schodzić poniżej ścieżki, nawet jeżeli ILS nie pracuje;

— podczas startu w punkcie najbliższym punktu pomiarowego osiągnąć wysokość nie mniejszą niż 1000 stóp (~300 m) i nie przekroczyć w tym miejscu 110 PNdB w dzień lub 102 PNdB w nocy. Następnie po minięciu punktu pomiarowego utrzymywać prędkość wznoszenia co najmniej 500 stóp (~150 m) na minutę przy ciągu zapewniającym stopniowe zmniejszanie hałasu na ziemi za punktem pomiarowym.

Za spełnienie tych wymagań jest odpowiedzialny użytkownik samolotu. Przed podjęciem regularnych lotów do Heathrow użytkownik powinien złożyć uzasadnione zapewnienie, że spełni te wymagania i uzyskać pisemną zgodę Departamentu Handlu.

Warto zaznaczyć, że ograniczenie 110 PNdB i 102 PNdB zostały wprowadzone wraz z wejściem do eksploatacji samolotów odrzutowych, to jest w 1958 r. i dotychczas pozostały na Heathrow niezmienione, mimo że ciężar samolotów i ciąg silników wzrosły znacznie.

Kontrola poziomu hałasu odbywa się obecnie za pomocą automatycznej aparatury firmy Hewlett-Packard oddanej do użytku w 1974 r. Składa się ona z 13 punktów pomiarowych, z których sygnały są przekazywane do centralnego zespołu przetwarzającego. Wyniki wyższe niż 98 PNdB są drukowane na taśmie wraz z czasem, co pozwala zidentyfikować samolot. Użytkownicy samolotów, które przekroczyły 110 PNdB w dzień lub 102 PNdB w nocy, zawiadamiani są pisemnie, gdy przekroczenie jest większe niż 2 PNdB, zawiadamiany jest również Departament Handlu,

który ewentualnie może podjąć akcję przeciw winnemu. Zdarza się to jednak bardzo rzadko, ponieważ 98÷99% startów odbywa się zgodnie z wymaganiami. Samoloty Polskich Linii Lotniczych startujące z Heathrow nie mają dotychczas na swoim koncie żadnego przekroczenia pod tym względem.

Ograniczenia ruchu w nocy

Ponieważ hałas w nocy jest przez otoczenie lotniska odczuwany znacznie dotkliwiej niż w dzień, wprowadzono początkowo w ogóle zakaz operacji samolotów odrzutowych w nocy, z wyjątkiem startów i lądowań opóźnionych. Obecnie loty w nocy, również rozkładowe, są dozwolone, lecz ich liczba jest ograniczona. I tak w ostatnim sezonie zimowym, to jest od 1 listopada 1975 r. do 31 marca 1976 r. zarząd lotnictwa cywilnego zezwolił na wykonanie łącznie 2600 operacji nocnych, przy czym każdy start lub lądowanie traktuje się jako oddzielną operację. Pora nocna jest ściśle określona i trwa od godziny 23³⁰ do 6³⁰ czasu lokalnego od poniedziałku do soboty i od 23³⁰ do 08⁰⁰ w niedzielę. Ograniczenie jest wprowadzane oddzielnie na każdy sezon letni zimowy i nabiera mocy obowiązującej przez ogłoszenie pod postacią NOTAM-u, przy czym podział dozwolonej liczby operacji między użytkowników lotniska powierza się komitetowi rozkładowemu, który jest ciałem składającym się z przedstawicieli towarzystw lotniczych.

Liczba operacji dopuszczonych na sezon letni 1976 również wynosiła 2600, stanowi to około 2% wszystkich operacji wykonywanych a więc ograniczenie ruchu nocnego wypada uważać za poważne. Komitet rozkładowy rozdziela i planuje loty nocne z kilkumiesięcznym wyprzedzeniem, a nie planowany wcześniej start lub lądowanie w nocy na wniosek zainteresowanego użytkownika wolno wykonać tylko w wyjątkowych okolicznościach. Nieplanowane operacje nocne mogą być również wykonywane na wniosek zarządu lotniska w celu rozładowania poważniejszych sprzętów ruchu lotniczego. W przyszłości planuje się dalsze ograniczenie ruchu w nocy; na razie jedynie preferuje

się samoloty „ciche”, to jest posiadające certyfikat zgodności z załącznikiem 16 ICAO. Tak więc w lecie 1975 z pośród 2600 dozwolonych operacji nocnych 200 było zastrzeżonych dla samolotów „cichych”, a na sezon letni 1976 liczbę tą powiększono do 400.

Ograniczenie lotów w nocy nie dotyczy samolotów o napędzie śmigłowym, ponieważ jednak udział tych samolotów w ruchu na Heathrow jest bardzo mały, więc nie mają one praktycznie wpływu na ciszę nocną. Dzięki temu w ostatnich latach Polskie Linie Lotnicze mogły, bez potrzeby uzyskiwania specjalnej zgody komitetu rozkładowego, wykonywać pewną liczbę nocnych lotów (czarterowych) do Heathrow samolotami turbośmigłowymi IŁ-18. Istnieją jednak w takich przypadkach trudności z obsługą pasażerów, ponieważ ogromna większość z 2600 dozwolonych na sezon operacji to loty towarowe i w związku z tym służby obsługi pasażerskiej w nocy praktycznie nie działają.

Trasy minimalnego hałasu

W celu ograniczenia hałasu nad gęsto zaludnionymi okolicami zarząd ruchu lotniczego (NATS — National Air Traffic Services) opracował i wyznaczył trasy, wzdłuż których odbywa się ruch między lotniskiem a korytarzami. Są to tzw. trasy minimalnego hałasu (MNR — Minimum Noise Route) przedstawione na rys. 2. Przy ich ustalaniu kierowano się zaleceniem Rady do spraw Hałasu (Noise Advisory Council) uznając, że skoncentrowanie ruchu na ustalonych trasach jest bardziej uzasadnione społecznie, niż rozproszenie hałasu na większej powierzchni i obciążenie nim większej liczby mieszkańców chociażby z mniejszą częstotliwością. Ponieważ jednak w rejonie Londynu nie ma praktycznie terenów niezamieszkałych, są tylko tereny względnie rzadziej zamieszkałe, przeto mieszkańcy tych terenów, nad którymi przebiegają trasy minimalnego hałasu czują się pokrzywdzeni i prowadzą akcję za pośrednictwem prasy, władz lokalnych i organizacji społecznych na rzecz zmiany tych tras, co im się zresztą udaje. Tras nie ustalono na stałe i były one już kilkakrotnie korygowane.

Trasy minimalnego hałasu nie są najkrótszymi i najprostszymi drogami między lotniskiem a korytarzami, stanowią więc pewne utrudnienie dla samolotów i kontroli ruchu lotniczego. W niektórych przypadkach kontrola ruchu w celu zachowania sprawnego przepływu ruchu lub ze względów bezpieczeństwa prowadzi samoloty również poza tymi trasami.

Zresztą nawet najdokładniejsze ich przestrzeganie nie zawsze daje spodziewane rezultaty ze względu na zmienne warunki meteorologiczne, które zmieniają rozkład hałasu na powierzchni ziemi.

Ponieważ w Heathrow istnieje znaczna przewaga wiatrów z zachodu (około 70% dni), więc podejście do lądowania powinno najczęściej odbywać się z zachodu Londynu. Dlatego często w celu zmniejszenia hałasu nad miastem stosuje się lądowanie z wiatrem, jeśli nie przekracza on prędkości 5 m/s. Z tego samego powodu stosuje się również i starty z tylnym wiatrem z kierunków wschodnich.

Ograniczenie hałasu powodowanego przez pracę silników na ziemi

Departament Handlu powierzył odpowiedzialność za ograniczenie hałasu powodowanego przez samoloty na ziemi władzom lotniska, które wydały odpowiednie zarządzenia dotyczące pracy silników w porcie oraz w rejonie bazy technicznej. Zarządzenia te w bardzo szczegółowy sposób precyzują oddzielnie dla każdego stanowiska i dla każdego typu samolotu, kiedy i na jakim zakresie jest dozwolona praca silników. Ogólne zasady są następujące:

Na stanowiskach stojowych w porcie praca silników jest dozwolona tylko do chwili wkołowania na stanowisko a następnie przed odlotem rozruch i praca na możliwie najniższym zakresie. Wszystkie najbliższe budynki stanowiska stojowego w porcie są usytuowane w ten sposób, że wyloty silników i ich hałas nie są skierowane do budynków portowych. Samoloty są z tych stanowisk wypychane i ustawiane do odkołowania za pomocą ciągnika; dopiero do odkołowania dopuszczalne jest zwiększenie ciągu, lecz czas w którym następuje odkołowanie jest krótki, budynki i znajdujący się w nich pasażerowie i personel słyszą zwiększony hałas względnie krótko. W miejscach początku odkołowania położonych blisko budynków portu ustawiono płoty ochronne odchylające do góry strumień gazów wylotowych i hałas.

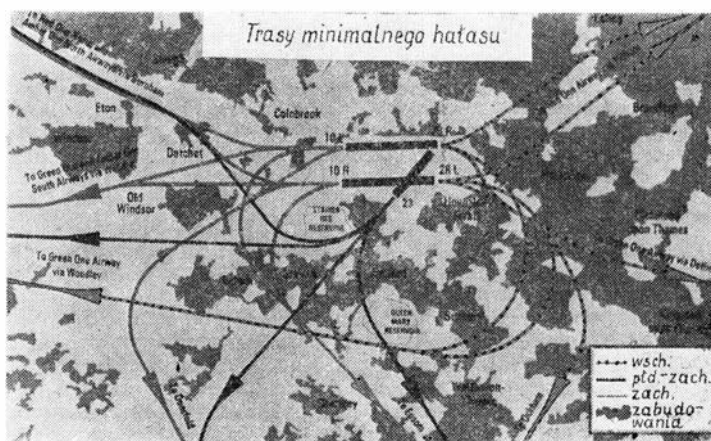
Wykonywanie prób silników w porcie jest zabronione. W wyjątkowych okolicznościach można na to uzyskać zgodę, tylko na dalszych stanowiskach, na 2-3 minuty i na ograniczonym ciągu. Do wykonywania poważniejszych prób samolot musi być odholowany (lub odkołować) do rejonu bazy technicznej, gdzie znajdują się stanowiska osłonięte wałami ziemnymi lub płotami, specjalnie przeznaczone do tego celu. Dla najczęściej obsługiwanych w bazie samolotów np. Trident, B707 i ostatnio TriStar zainstalowano tłumiki dostawiane do dysz wylotowych. Jednak nawet w bazie nie zezwala się na próby na pełnym ciągu w porcie nocnej.

Ograniczenia budowlane

Brak terenów budowlanych w okolicach Londynu jest tak dotkliwy, że wokół Heathrow powstają wciąż nowe budynki. Bliskość lotniska, na którym jest zatrudnionych ponad 50 000 ludzi i łatwy dojazd do pracy są poważnymi zaletami, które dla wielu są ważniejsze niż niedogodności wynikające z hałasu. Aby jednak z góry zapobiec reklamacjom i skargom, zarząd lotniska wpływa na lokalne władze, aby nie wydawano zezwoleń na budowę domów bez odpowiedniej izolacji akustycznej oraz aby na terenie, gdzie hałas przekracza 60 NNI w ogóle nie budowano domów mieszkalnych a zwłaszcza szkół i szpitali. W 1972 roku na skutek sprzeciwu zarządu lotniska cofnięto zgodę na budowę osiedla dla 6500 mieszkańców.

Rezultaty ograniczeń

Uważa się, że ograniczenia eksploatacyjne przyniosły pożądane rezultaty, to znaczy zahamowały, a nawet nieco ograniczyły hałas w rejonie Heathrow. Jednocześnie podkreśla się wysokie koszty, jakie z tego powodu ponoszą towarzystwa lotnicze oraz zarząd lotniska, które z kolei przerzucają te koszty na pasażerów i na całe społeczeństwo. Na przykład z ograniczenia poziomu hałasu i z powodu startu z tylnym wiatrem może wynikać ograniczenie ciężaru zabieranego paliwa i następnie konieczność lądowania technicznego w celu nabrania paliwa po drodze.



Rys. 2. Trasy minimalnego hałasu obowiązujące dla dolotu do korytarzy powietrznych po starcie z lotniska Heathrow

Koszty dodatkowe lądowania mogą sięgać 2000 dolarów dla samolotów klasy B707 lub DC8, nie mówiąc o stracie czasu i niedogodności dla pasażerów. Ograniczenie lotów w nocy zmniejsza możliwości wykorzystania samolotów i lotniska, natomiast w dzień powstają bardzo często takie spiętrzenia w ruchu, że samoloty oczekują długo na start lub lądowanie. Konieczność przestrzegania tras minimalnego hałasu powoduje przedłużenie czasu lotu, co oczywiście jest związane z dodatkowym kosztem. Ponadto należy tu jeszcze wymienić koszt płotów ochronnych, lotniskowych tłumików hałasu, urządzeń pomiarowych oraz koszty prac naukowo-badawczych i koszty administracyjne związane z egzekwowaniem ograniczeń.

Izolacja akustyczna

Budynki portu lotniczego, pobliskie hotele, budynki biurowe oraz nowe domy mieszkalne były budowane z uwzględnieniem izolacji akustycznej. Natomiast wiele nieco starszych domów zgodnie z przyjętym w Anglii zwyczajem ma okna z pojedynczymi szybami. W celu popra-

wienia ochrony mieszkańców przed hałasem zarząd lotniska wypłaca właścicielom tych domów dotacje na izolację przeciwdźwiękową, która sprowadza się głównie do zainstalowania szklanego podwójnego oszklenia oraz wentylacji. Stanowi to realizację postulatów Raportu Wilsona z 1963 r., które zostały następnie nałożone na zarząd lotniska jako obowiązek przez ustawy o lotnictwie cywilnym i o lotniskach cywilnych. Dotacje nie dotyczą nowych domów, które już od początku powinny być budowane jako izolowane akustycznie. Początkowo wysokość wypłat miała pokrywać 50% kosztów, lecz nie więcej niż 100 £. Następnie w związku ze wzrostem kosztów i inflacją dotacje powiększono i ostatnio wynosiły one w strefie najbliższej lotniska 100% kosztów poniesionych rzeczywiście, lecz nie więcej niż 360 £. Dotacje te nie miały charakteru rekompensaty pieniężnej za niedogodności powodowane przez hałas, lecz były wypłacane tylko za faktycznie wykonane prace zgodne z ustalonymi przepisami budowlanymi. Akcja była kilkakrotnie przedłużana i ostatecznie miała się zakończyć w 1975 r., a łączne wypłaty miały wynieść około 2 000 000 funtów. Teren, którego mieszkańcy mogli się ubiegać o dotacje obejmował w całości wszystkie lokalne okręgi administracyjne, które chociażby częściowo znalazły się wewnątrz konturu 55 NNI. Zmniejszenie hałasu osiągnięte dzięki izolacji wynosiło dla przeciętnego angielskiego domu z cęgly około 10 PNdB.

Projekt nowego lotniska Maplin i nowe samoloty

W związku z tym, że Heathrow z trudem może już podać obecnemu ruchowi, rozważano projekt budowy nowego lotniska, które odciążyłoby Heathrow — również pod względem hałasu. W pobliżu Londynu działają wprawdzie jeszcze trzy inne porty lotnicze: Gatwick, Luton, Stansted, które można by rozbudować, lecz na nowe lotnisko Maplin wybrano miejsce zupełnie nietypowe, na wschodnim wybrzeżu Anglii. Droga startowa miałaby się znajdować na terenie uzyskanym przez osuszenie pasa wody wzdłuż obecnego brzegu a start i lądowanie odbywałyby się z nad morza lub terenów niezamieszkałych. Z tym projektem wiązano duże nadzieje, ponieważ Wielka Brytania ma ambicje rozwijania komunikacji lotniczej za pomocą samolotów Concorde znacznie bardziej hałaśliwych niż samoloty poddźwiękowe. Na razie jednak rząd odłożył realizację projektu na czas nieokreślony, przede wszystkim z braku środków finansowych. Drugim argumentem przeciwko budowie lotniska Maplin jest wejście do eksploatacji nowej generacji znacznie cichszych samolotów, o dużej liczbie miejsc pasażerskich. Poziom hałasu powodowanego przez te samoloty oraz poziom hałasu samolotów starszej generacji podane w tabl. 2 [1] pokazują, jak wielki postęp został dokonany. Najnowszy samolot — A-300 Airbus — jest w przybliżeniu dwukrotnie cichszy niż Trident lub B747 i czterokrotnie cichszy niż B707 lub DC8; jednocześnie jest znacznie cichszy, niż dotychczasowe ograniczenia hałasu obowiązujące na Heathrow. Wprowadzenie nowej generacji samolotów ze względu na ich pojemność pozwala szybciej zwiększać liczbę przewiezionych pasażerów niż rośnie ogólna liczba startów i lądowań na Heathrow a operacje tych nowych samolotów są cichsze. Zanim uruchomiono i doprowadzono Maplin do pełnej przepustowości ruchu na Heathrow musi i tak wzrastać, tak że później również nie mogłoby być mowy o zamknięciu tego lotniska. Również operacje starszych samolotów, zanim zostaną one wycofane z eksploatacji, będą najprawdopodobniej uciszone. Prace techniczne nad uciszeniem silników tych samolotów są poważnie zaawansowane a spełnienie wymagań Załącznika 16 ICAO będzie wkrótce obowiązkowe. Przemysł brytyjski opracował modyfikacje do uciszenia silnika Spey stosowanego na samolotach BAC-111 i Trident korzystając

TABLICA 2. Poziom hałasu [EPNdB] samolotów odrzutowych najczęściej spotykanych na lotnisku Heathrow

Samolot	Start	Lądowanie
DC-8/63	115	116
B707-320C	114	119
VC10	110	115
B747 (świad. wg zał. 16 ICAO)	108	107
Trident III	105	110
B727	99	109
DC-10 (świadectwo w zał. 16 ICAO)	99	106
BAC-111	98	104
L-1011 TriStar (świad. wg zał. 16 ICAO)	97	103
A-300 Aribus (świad. wg zał. 16 ICAO)	93	101

z poparcia i subwencji państwowych udzielanych z wyraźną myślą o Heathrow; udział bowiem tych dwóch typów samolotów w ogólnej liczbie operacji wykonanych na Heathrow w roku 1974/1975 wyniósł 36%, to jest tyle samo, co przez samoloty B707, B727, DC8 i DC9 łącznie.

Rząd finansuje również program badań nad procedurą oraz wyposażeniem naziemnym i pokładowym pozwalającym na zmniejszenie hałasu podczas lądowania przez bardziej strome niż dotychczas podejście. Na razie jednak nie zanoszą się na to, aby rezultaty tych prac mogły być praktycznie zastosowane w Heathrow w najbliższych latach.

Jak z powyższego przeglądu wynika, walka z hałasem lotniska Heathrow jest bardzo złożona; nie ograniczono się do jednej metody, lecz zastosowano praktycznie wszystkie możliwe środki: ograniczenia eksploatacyjne, izolację akustyczną oraz coraz mniej hałaśliwy sprzęt.

Należy podkreślić, że mimo powagi problemu oraz wysokich kosztów, które ponoszono i które w dalszym ciągu są nieuniknione, nie dochodziło do zbyt ostrych konfliktów na tym tle. Przypisać to można w dużej mierze różnym formom współpracy między władzami państwowymi, zarządem lotniska, towarzystwami lotniczymi, przemysłem lotniczym i lokalnymi władzami samorządowymi. Przejawiała się ona już przed laty w składzie i działalności komisji, która opracowała wspomniany na wstępie Projekt Wilsona. Obecnie pracuje pod przewodnictwem Sekretarza Stanu ds. Środowiska Rada Doradcza do spraw Hałasu (*Noise Advisory Council*), której grupy robocze zajmują się między innymi sprawami lotnisk.

Na mocy ustawy o lotnictwie cywilnym powołano komitety doradcze przy lotniskach: komitet taki, składający się głównie z przedstawicieli władz samorządowych ościennych miast i okręgów, a także z przedstawicieli związków zawodowych, organizacji turystycznych, przemysłowych i handlowych oraz z przedstawiciela IATA, który reprezentuje towarzystwa lotnicze, działa również na Heathrow. Poważny udział w pracach tego komitetu zajmują sprawy hałasu.

LITERATURA

1. British Airports Authority. Annual Report 1973/4.
2. Annual Report and Accounts for the British Airports Authority 1974/75.
3. Action against aircraft noise, progress report 1973, Department of Trade and Industry.
4. Final Report of the Committee on the Problem of Noise, reprinted 1968, HMSO.
5. Second Survey of Aircraft Noise Annoyance around London (Heathrow) Airport, HMSO, 1971.
6. Flight Routeings Near Airports. Report by the Working Group of the Noise Advisory Council, HMSO.

WCT/51/K/76

Czytelniku!

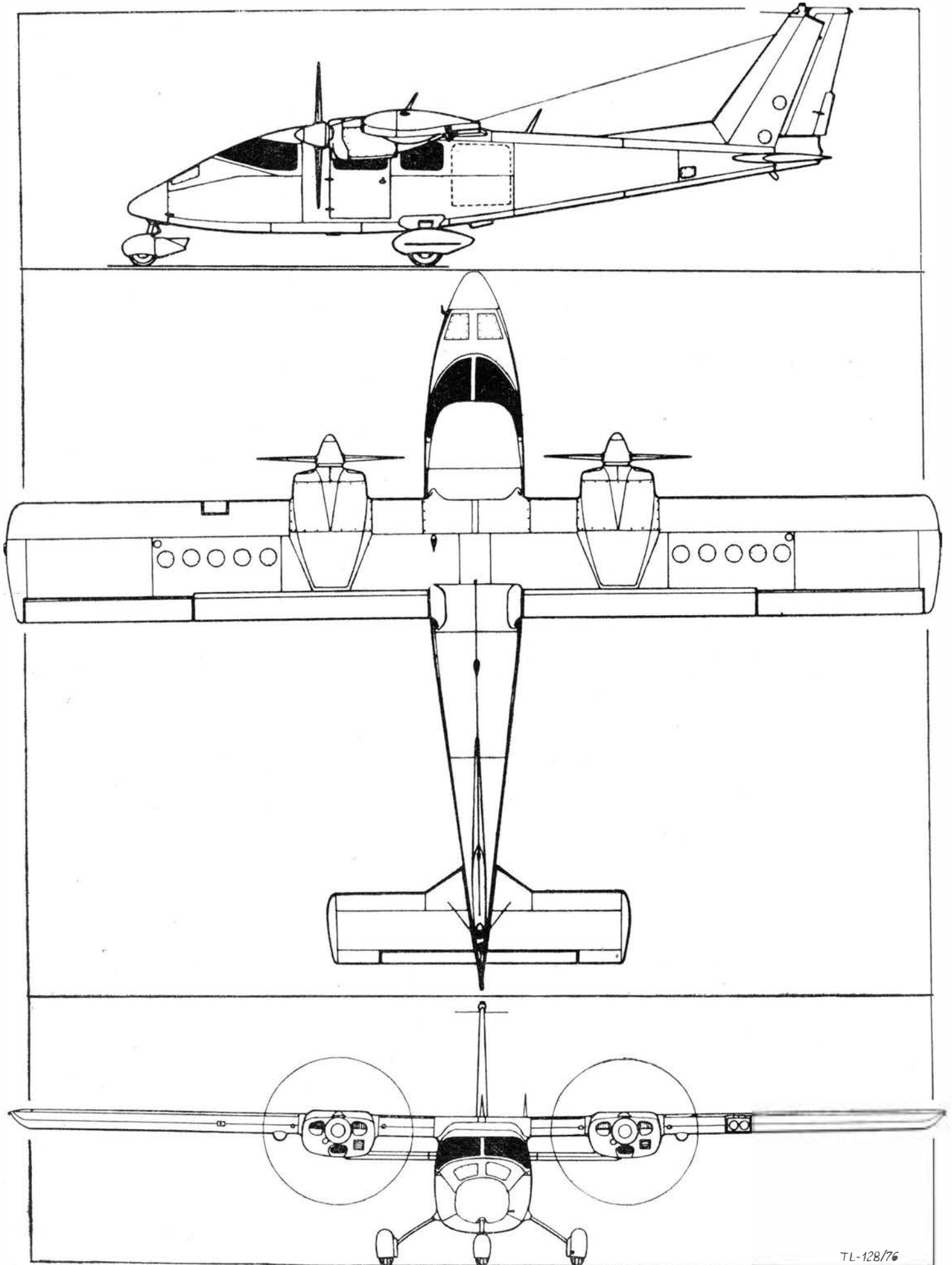
**Do końca listopada jeszcze możesz złożyć
zamówienie na prenumeratę
„Techniki Lotniczej i Astronautycznej” na rok 1977**

wiających załadunek noszy lub dużych
owarów. Najnowsza wersja samolotu to
wojskowa obserwacyjna z oszklonym dzio-

bem — P 68B Observer. W przygotowaniu
jest również wersja z zastosowaniem sil-
nika z turbosprężarką Lycoming TIO-360.

Opis niniejszy dotyczy wersji standardo-
wej P 68B.

T.W.



TL-128/76

USA

Samolot do obserwacji pola walki

KONSTRUKCJA: dwusilnikowy, dwumiejscowy całkowicie metalowy wolnonośny średniopłat.

Skrzydło: dwudzielne o obrysie trapezowym. Profil NACA 2412. Konstrukcja całkowicie metalowa dwudźwigarowa, półskorupowa. Wznios 6°30', kąt zaklinowania 1°30'. Na całej rozpiętości chowane sloty. Całkowicie metalowej konstrukcji kłapy o dużej ciężkości zajmują 70% rozpiętości skrzydła. Lotki o konstrukcji całkowicie metalowej doprowadzone są do końca płatów.

Kadłub: konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa. Przekrój kadłuba owalny. W około 2/3 długości kadłuba, za skrzydłami, znajdują się płytowe hamulce aerodynamiczne wychylane na boki.

Kabina: bardzo przestronna, o dobrej widoczności powiększonej znaczną wypukłością szyb. Miejsca załogi obok siebie. Fotele wyrzucane Martin-Baker Mk. J 5. Sterownice podwójne. Oszklenie kabiny z szyb klejonych kuloodpornych. Pancerna duralowa płyta podłogowa o grubości 6,4 mm. Fotele załogi chronione indywidualnie osłonami przeciwodłamkowymi.

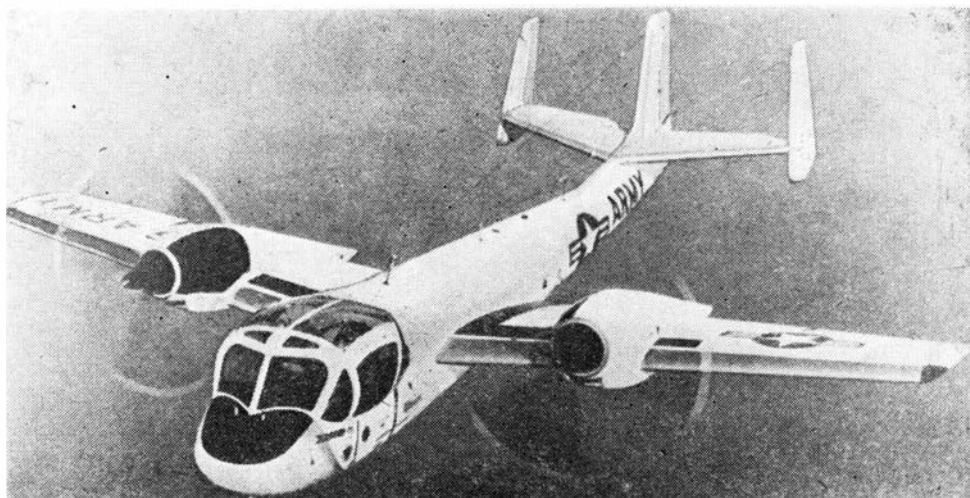
Usterzenie: usterzenie wysokości o obrysie trapezowym z silnie zaznaczoną zbieżnością. Stateczniki i stery o konstrukcji całkowicie metalowej. Usterzenie kierunku potrójne. Stateczniki skrajne silnie zbieżne ku górze. Stateczniki i stery konstrukcji całkowicie metalowej. Na środkowym sterze kierunku kłapka wyważająca.

Podwozie: trójkołowe z kołem sterowanym hydraulicznie. Wypuszczanie i chowanie podwozia hydrauliczne, awaryjne wypuszczanie pneumatyczne. Golenie podwozia głównego zamontowane na skrzydłach przy kadłubie, chowanie podwozia głównego w kierunku od kadłuba do gondol silnikowych. Podwozie przednie chowane ku tyłowi do luku pod kabiną. Podwozie główne wyposażone w tarczowe hamulce kół firmy Goodyear. Amortyzatory podwozia olejowo-powietrzne firmy Bendix. Rozmiary kół: główne 8,5x10", przednie 6,5x8". Ciężnienie w pneumatykach: głównych 6,33 kG/cm², przednim 4,57 kG/cm². Wszystkie koła mogą być uzupełnione płozami specjalnej konstrukcji, umożliwiającymi start w każdych warunkach śniegowych, a nawet start i lądowanie na terenie błotnistym.

Zespół napędowy: dwa silniki turbośmigłowe Lycoming T 53-L-15 o mocy ekwiwalentnej po 1100 KM, później wymienione na mocniejsze Lycoming T 53-L-701 o mocy ekwiwalentnej po 1400 KM. Śmigła metalowe trójłopatowe, o zmiennym skoku Hamilton Standard o średnicy 3,05 m z możliwością odwracania ciągu typ 53 C 51-27. Gondole silnikowe wybudowane nad górną powierzchnią skrzydeł. Wyloty dysz silników niewidoczne z dołu.

Instalacja paliwowa: zbiornik główny w kadłubie, pojemność 1125 l. Zewnętrzne zbiorniki podwieszane pod skrzydłami o pojemności po 567 l lub jeden zbiornik pod kadłubem o pojemności 1134 l. Pojemność każdego zbiornika oleju 19 l.

Instalacja hydrauliczna: ciśnienie robocze 210 kG/cm². Instalacja służy do wspomagania lotek, wypuszczania i chowania kłap, podwozia i hamulców aerodynamicznych, hamowania kół podwozia głównego, stero-



wania kołem podwozia przedniego oraz do unoszenia osłony kabiny.

Instalacja elektryczna: elektryczne rozruszniki silników 400 A/28 V, dwa alternatory 5 kVA dla instalacji przeciw oblodzeniowej (ogrzewanie slotów, krawędzi natarcia usterzeń i krawędzi natarcia łopaty śmigieł). Te same alternatory dostarczają energii do zasilania wyposażenia. Akumulatory niklowo-kadmowe 24 V o pojemności 38 Ah mogą zasilać rozruszniki i awaryjnie instalację zapobiegającą poceniu się szyb. Uruhamiana elektrycznie instalacja przeciwpożarowa umieszczona jest w obu gondolach silnikowych.

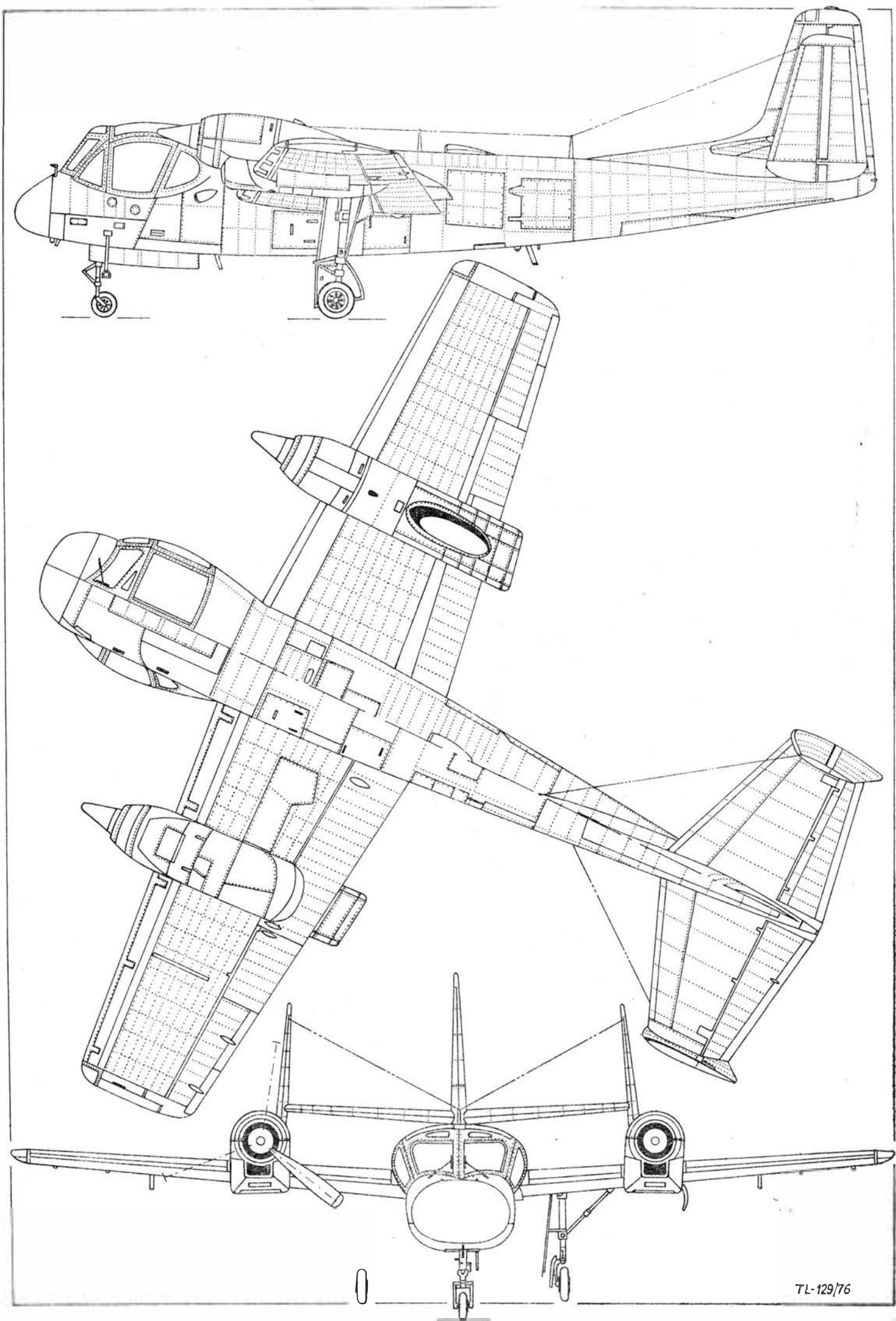
ROZWÓJ KONSTRUKCJI I WYPOSAŻENIA: pierwszy prototyp samolotu Grumman G-134 seryjny, oznaczony YOY-1, oblatano 14 kwietnia 1959 r. Wyposażony on był w radiostację UKF ARC-52 i ARC-44, kompas MA-1, nadajnik „swoj-obcy” APX-68, aparatury AIC-12 i ARN-59, aparaturę radiolokacyjną ARN-21 VOR/TACAN, marker radiostacji do lądowania ARN-32, nadajnik ARC-39 KF oraz kamerę do zdjęć ukośnych i pionowych Fairchild KA-30. Niektóre samoloty tej serii wyposażone dodatkowo w kamerę KA-60 do zdjęć panoramicznych (kąt widzenia obiektu w tej kamery 180°). Istniała możliwość zabierania uzbrojenia. Obok zbiorników dodatkowych można było zawieszać pojemniki z niekierowanymi rakietami kalibru 70 mm lub ze stałymi karabinami maszynowymi 12,7 mm skierowanymi ukośnie do dołu. Zamiast zbiorników dodatkowych można było zabierać 2 bomby po 226 kg. Wersji tej używano w celach szturmowych do 1965 r. została ona zastąpiona przez śmigłowce. Pierwszych 18 samolotów wersji OV-1A było w zasadzie identyczne z wersją YOY-1A, potem zastąpiono wyposażenie elektroniczne nowszym. Zastosowano integralny system sterowania lotem FD-105, zmieniono radiostację UKF odpowiednio na ARC-55 i ARC-73, aparaturę VOR/TACAN na ARN-30, APX-68 zastąpiono przez APX-44, dodano też zapasowy nadajnik UKF, radiowysokościomierz, pilota automa-

tycznego, system ILS oraz instalacje służące do ułatwiania ataków na cele naziemne i dublujące system VOR/TACAN. Ponadto samolot wyposażono w pojemniki z rakietami oświetlającymi do zdjęć nocnych. Pojemniki te umieszczono z boków kadłuba. Każdy z nich zawierał 52 rakiety. Samolot OV-1B przeznaczony był do rozpoznania radiolokacyjnego i radioelektronicznego. Aparatura do tego celu umieszczona została w podłużnym laminatowym pojemniku o długości 5,5 m zawieszanym pod kadłubem z prawej strony. Aparatura ta to radar obserwacji terenu APS-94 SLAR (SLAR = side-looking airborne radar). Antena tego radaru mogła być kierowana na boki. SLAR był sprzężony z aparaturą fotograficzną, umożliwiającą utrwalanie obrazów radarowych i wywoływanie filmów podczas lotu (po kilku sekundach od chwili naświetlenia). Wzrost ciężaru samolotu spowodował konieczność użycia mocniejszych silników — użyto silników Lycoming T 52-L-7 o mocy po 1150 KM. Powiększono także rozpiętość skrzydła. Wyposażenie elektroniczne pozostało identyczne jak w wersji OV-1A z wyjątkiem radiostacji UKF, którą zamieniono na ART-16. Wersja OV-1C przeznaczona była przede wszystkim do rozpoznania nocnego. Jej wyposażenie pokrywało się z wersją OV-1B, dodano wykrywacz podczerwieni UAS-4. Rozpiętość skrzydeł jak w wersji OV-1A. Wersja OV-1D została wyposażona w aparaturę stanowiącą połączenie systemów SLAR i UAS-4. Powiększono tak jak w OV-1B rozpiętość skrzydeł i użyto innych silników, a mianowicie Lycoming T 53-L-15 o mocy po 1160 KM. Projektowana była także wersja OV-1E z większą kabiną, umożliwiającą zabranie bogatszego wyposażenia lub trzeciego członka załogi. Produkcja samolotów Mohawk początkowo była niewielka, nasiliła się znacznie podczas wojny w Wietnamie, gdzie szczególnie przydatne okazały się takie ich cechy, jak krótki start i lądowanie oraz mały promień zakrętu. Pewną liczbę tych samolotów zamówiło lotnictwo RFN. Łącznie zbudowano ponad 400 sztuk.

DANE TECHNICZNE

	OV-1A	OV-1B	OV-1C	OV-1D					
Rozpiętość [m]	12,80	14,63	12,80	14,63	Prędkość maks. dopuszczalna	724	724	724	724
Długość [m]	12,50	13,30	12,50	13,30	Prędkość maks. przelotowa	489	443	478	465/491 **)
Wysokość [m]	3,86	3,86	3,86	3,86	Prędkość ekonomiczna [km/h]	334	334	334	334
Rozpiętość usterzenia [m]	4,85	4,85	4,85	4,85	Prędkość lądowania [km/h]	109	117	123	135/135,5 **)
Rozstaw kół [m]	2,79	2,79	2,79	2,79	Prędkość wznoszenia na poziomie morza [m/min.]	900	716	814	1056/1102 **)
Baza podwozia [m]	3,56	3,56	3,56	3,56	Pułap [m]	9235	9235	9000	7620
Powierzchnie					Pułap na jednym silniku [m]	4152	4152	4152	4152
Skrzydła [m ²]	30,65	33,45	30,65	33,45	Rozbieg [m]	145	177	192	—
Lotki [m ²]	2,11	2,11	2,11	2,11	Start na 15 m [m]	281	268	335	358/349 **)
Kłapy [m ²]	4,05	4,05	4,05	4,05	Lądowanie z 15 m [m]	240	264	240	323/320 **)
Usterzenie pionowe [m ²]	3,84	3,84	3,84	3,84	Dobieg [m]	138	165	153	—
Stery kierunku [m ²]	2,55	2,55	2,55	2,55	Zasięg ze zbiornikami dodatkowymi, 10% rezerwa paliwa [km]	2270	1980	2140	1520/1627 **)
Usterzenie poziome [m ²]	6,13	6,13	6,13	6,13	Maksymalny czas lotu wersji OV-1D z prędkością 259 km/h na wysokości 4500 m [godz.]	—	—	—	4,35/4,54 **)
Ster wysokości [m ²]	1,77	1,77	1,77	1,77					
Ciężary									
Własny z wyposażeniem [kg]	4505	5020	4717	5467					
Startowy normalny [kg]	5748	6197	5915	7140/7051 *)					
Startowy maks. [kg]	6818	8722	8722	8214/8124 *)					
Osiągi									
Prędkość maks. na wysokości 1520 m [km/h]	496	478	496	—					

*) dla wersji OV-1D podano masy z pojemnikiem SLAR/IR
 *) dla wersji OV-1D podano osiągi z pojemnikiem SLAR/IR



ANTONI TARNOGRODZKI
JANUSZ PYZIK

Politechnika Warszawska

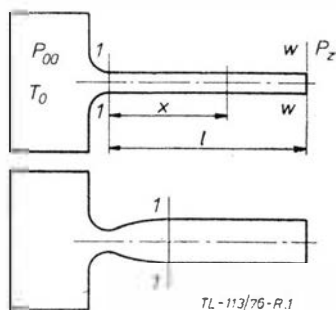
Obliczenia aerodynamiczne instalacji powietrznej

Poniżej przedstawiono wykresy, za pomocą których można szybko dokonać obliczeń aerodynamicznych instalacji powietrznej. Wykresy wykonano przy następujących założeniach: przepływ jest stacjonarny, adiabatyczny; przewód ma stałą średnicę, wewnętrzna ścianka przewodu jest gładka; przepływającym gazem jest powietrze; w przypadku przepływu naddźwiękowego — nie występują w nim fale uderzeniowe.

Oznaczenia

d, d_* — średnica: przewodu i gardzieli dyszy Laval'a,
 p_{00} — ciśnienie w zbiorniku,
 p_z — ciśnienie w obszarze, do którego odbywa się wypływ,
 \bar{p}, p_0 — ciśnienia lokalne: statyczne i spiętrzenia,
 $\bar{p}_* = 0,528, \bar{p}_{*N}$ — izentropowy i nieizentropowy krytyczny stosunek ciśnień,
 $\bar{x} = x/d,$
 $\bar{F} = \pi d^2/4,$
 Q_m — wydatek masowy,
 T_0 — temperatura w zbiorniku,
indeks l odnosi się do początkowego przekroju przewodu,
indeks w — do przekroju wylotowego.

Przyjmujemy, że przepływ w dyszy zbieżnej lub w dyszy Laval'a jest izentropowy. Przepływ w przewodzie jest nieizentropowy (rys. 1).



Rys. 1

Jeśli przewód zasilany jest przez dyszę zbieżną, to przepływ w nim jest poddźwiękowy. W tym przypadku ciśnienie statyczne wzdłuż przewodu maleje, liczba Macha M — rośnie. Nieizentropowy krytyczny stosunek ciśnień \bar{p}_{*N} jest funkcją długości przewodu; jeśli długość ta jest równa zero, to $\bar{p}_{*N} = \bar{p}_*$. W zależności od wartości stosunku ciśnień p_z/p_{00} występują następujące trzy przypadki wypływu z przewodu:

- 1) poddźwiękowy, gdy $p_z/p_{00} > \bar{p}_{*N}$,
- 2) krytyczny, gdy $p_z/p_{00} = \bar{p}_{*N}$,
- 3) krytyczny z rozprężaniem poza przewodem, gdy $p_z/p_{00} < \bar{p}_{*N}$.

Zajmiemy się teraz omówieniem przypadku, gdy przewód zasilany jest przez daną dyszę Laval'a. W zależności od długości przewodu i wartości stosunku ciśnień p_z/p_{00} występują następujące trzy przypadki przepływu w przewodzie:

- 1) naddźwiękowy,
- 2) w początkowym odcinku naddźwiękowy, w pozostałym poddźwiękowy,
- 3) poddźwiękowy.

Zajmiemy się teraz omówieniem przypadku, gdy przewód zasilany jest przez dyszę Laval'a i gdy przepływ w przewodzie jest naddźwiękowy. Zależność \bar{p}_{*N} od długości przewodu ma dwie gałęzie: jedną dla przepływu poddźwiękowego, drugą — dla naddźwiękowego. Maksymalna długość przewodu l_{MAX} jest funkcją liczby Macha M_1 w początkowym przekroju przewodu. Ciśnienie statyczne wzdłuż przewodu rośnie, liczba Macha maleje; jeśli $l = l_{MAX}$, to $M_w = 1$ oraz $p_w/p_{00} = \bar{p}_{*N}$. W zależności od długości przewodu l — przy czym $l \leq l_{MAX}$ — i wartości stosunku ciśnień p_z/p_{00} występują następujące trzy przypadki wypływu z przewodu:

- 1) ze sprężaniem poza przewodem,
- 2) taki, że ciśnienie statyczne w przekroju wylotowym jest równe ciśnieniu zewnętrznemu,
- 3) z rozprężaniem poza przewodem.

Zależności izentropowe

Lokalne statyczne parametry stanu oznaczymy przez: $\bar{p}, \bar{q}, \bar{a}$, gdzie $\bar{a} = \sqrt{k\bar{p}/\bar{q}}$ — lokalna prędkość dźwięku; lokalne parametry spiętrzenia — przez: p_0, q_0, a_0 . Ponieważ przepływ jest adiabatyczny, więc spełniony jest warunek $\bar{a}_0 = \text{const}$. Ponieważ przepływ w dyszy jest izentropowy, więc w dyszy jest $p_0 = \text{const}$, w szczególności $p_{01} = p_{00}$; natomiast wzdłuż przewodu p_0 maleje.

Wprowadzimy bezwymiarowe parametry stanu: $\bar{p} = p/p_0, \bar{q} = q/q_0, \bar{a} = a/a_0$; w przypadku $M = 1$ przyjmują one wartości krytyczne: $\bar{p}_* = 0,528, \bar{q}_* = 0,634, \bar{a}_* = 0,912$.

Za pomocą równania Bernoulliego w postaci

$$\bar{a} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{-1/2}$$

równania izentropy

$$\bar{p} = \bar{q}^k$$

oraz równania ciągłości napisanego dla dowolnego przekroju dyszy Laval'a i dla jej gardzieli

$$\bar{q} \bar{a} \bar{M} \bar{F} = \bar{q}_* \bar{a}_* \bar{F}_*$$

skąd

$$\bar{F} = \bar{F}/\bar{F}_* = \bar{q}_* \bar{a}_* / \bar{q} \bar{a} \bar{M}$$

otrzymujemy zależności: $\bar{p}(M), \bar{q}(M), \bar{a}(M), \bar{F}(M)$, które będą

dziemy nazywać zależnościami izentropowymi; są one stabilaryzowane, np. [1].

Przepływ poddźwiękowy

Na rysunku 2 przedstawiono zależność pomocniczej wielkości B od p_{00} , d i T_0 . Na rys. 3a i b przedstawiono dwie rodziny linii: rodzinę $M_1 = \text{const}$ i rodzinę $M = \text{const}$. Każda linia $M_1 = \text{const}$ przedstawia rozkład ciśnienia statycznego wzdłuż przewodu, przy danej wartości M_1 w początkowym przekroju przewodu. Jeśli określona jest dana linia $M_1 = \text{const}$, to za pomocą rodziny $M = \text{const}$ można wyznaczyć rozkład liczby Macha wzdłuż przewodu.

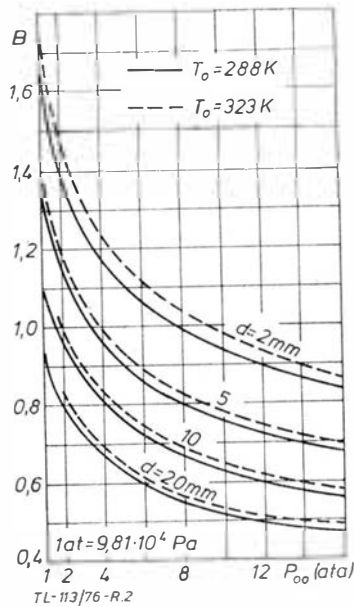
Rozkład ciśnienia spiętrzenia p_0 wzdłuż przewodu można wyznaczyć za pomocą następującej tożsamości

$$\frac{p}{p_{00}} \frac{p_0}{p_0} = \frac{p_0}{p_{00}} \frac{p}{p_0}$$

skąd

$$\frac{p_0}{p_{00}} = \frac{1}{M} \frac{p}{p_{00}} \quad (1)$$

gdzie wartości p/p_{00} i M są wyznaczone za pomocą rys. 3.



Rys. 2

Jeśli $p_z/p_{00} \leq \bar{p}_{*N}$, to liczba Macha w przekroju początkowym przewodu osiąga wartość największą $M_1 = M_{1\text{MAX}}$. Na rys. 4 przedstawiono zależność $M_{1\text{MAX}}$ od Bx , na rys. 5 — zależność \bar{p}_{*N} od Bx .

Przykład 1. Dane są: $p_{00} = 2,5$ ata, $T_0 = 288\text{K}$, $d = 5$ mm, $l = 2,5$ m, $p_z = 1$ ata. Należy obliczyć: v_1 , Q_m , v_w , p_{0w}/p_{00}

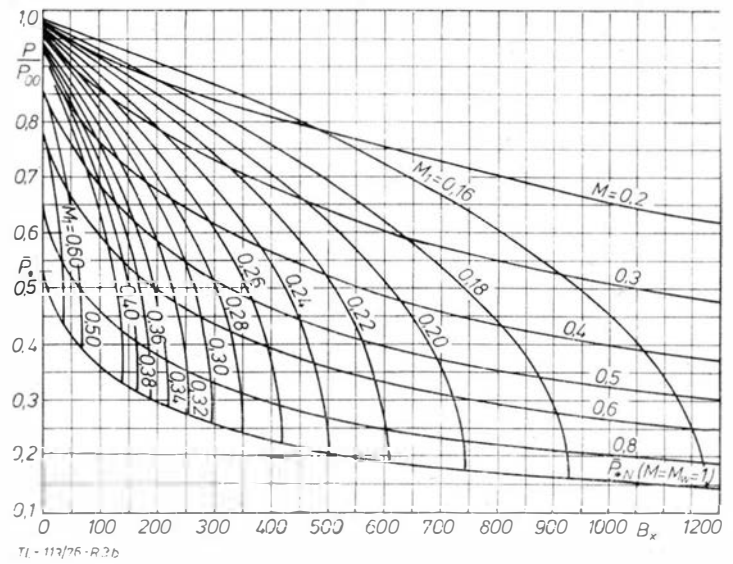
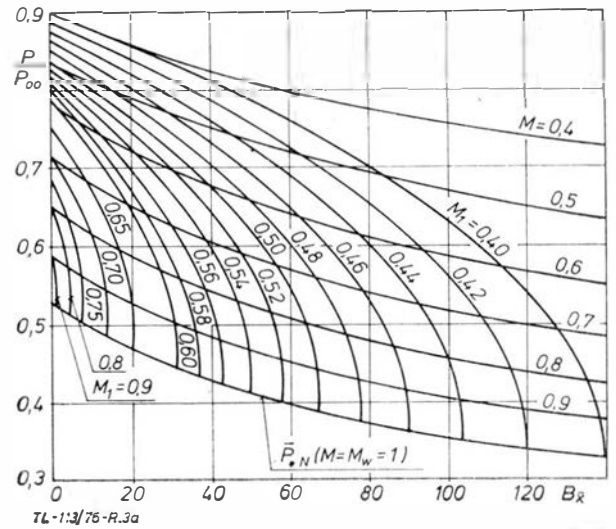
Rozwiązanie. Z rys. 2 odczytujemy $B = 1,06$.

Obliczamy $Bx = Bl/d = 530$, $p/p_{00} = p_z/p_{00} = 0,4$. Z rys. 3b odczytujemy (stosując interpolację liniową): $M_1 = 0,21$, $M = M_w = 0,53$.

Obliczamy:

$$v_1 = a_1 M_1 = a_1 a_0 M_1 = 0,999 \cdot 340 \cdot 0,21 = 71 \text{ m/s}$$

$$a_0 [\text{m/s}] = 20,1 \sqrt{T_0[\text{K}]} = 340$$



Rys. 3

$$Q_m = \rho_1 a_1 M_1 F = \rho_1 \rho_0 a_1 a_0 M_1 F = 0,978 \cdot 2,97 \cdot 0,999 \cdot 340 \cdot 0,21 \cdot 19,6 \cdot 10^{-6} = 4 \text{ g/s}$$

$$\rho_0 = p_{00} / RT_0 = 2,5 \cdot 0,81 \cdot 10^4 / 287 \cdot 288 = 2,97 \text{ kg/m}^3$$

$$v_w = a_w a_0 M_w = 176 \text{ m/s}$$

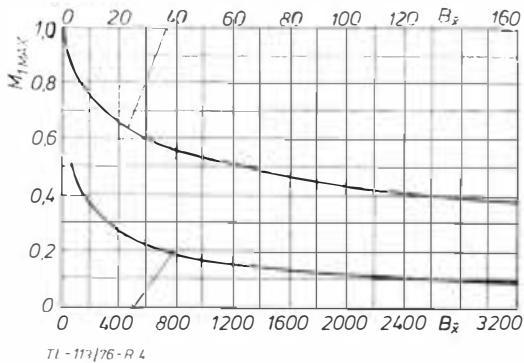
$$\frac{p_{0w}}{p_{00}} = \frac{1}{M} \frac{p_z}{p_{00}} = \frac{0,4}{0,826} = 0,485$$

Przykład 2. Dane są: $p_{00} = 10$ ata, pozostałe dane takie same, jak w przykładzie 1. Należy obliczyć: Q_m , v_w , p_w , p_{0w}/p_{00} .

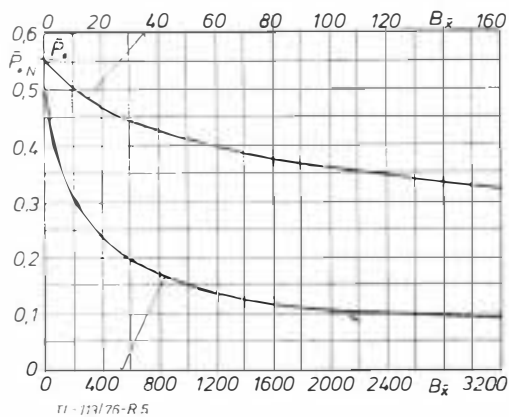
Rozwiązanie. Z rys. 2 odczytujemy $B = 0,75$. Obliczamy $Bx = Bl/d = 375$, $p_z/p_{00} = 0,1$. Z rys. 3b widać, że punkt o powyższych współrzędnych leży poniżej linii \bar{p}_{*N} , wobec czego ma miejsce wpływ krytyczny z rozprężaniem poza przewodem. Z rys. 4 i 5 dla wartości $Bx = 375$ — odczytujemy $M_{1\text{MAX}} = 0,28$, $\bar{p}_{*N} = 0,24$. Obliczamy:

$$Q_m = \rho_1 \rho_0 a_1 a_0 M_{1\text{MAX}} F = 17,5 \text{ g/s}$$

$$v_w = a_w a_0 = 315 \text{ m/s}$$



Rys. 4



Rys. 5

$$p_w = \bar{p}_{*N} p_{00} = 0,24 \cdot 10 \text{ ata} = 2,4 \text{ ata}$$

$$\frac{p_{0w}}{p_{00}} = \frac{1}{\bar{p}_w} \frac{p_w}{p_{00}} = \frac{\bar{p}_{*N}}{\bar{p}_*} = \frac{0,24}{0,528} = 0,455$$

Przepływ naddźwiękowy

Rozpatrzmy rys. 6. Sens fizyczny obu rodzin linii jest taki sam, jak w przypadku przepływu poddźwiękowego; rozkład ciśnienia spiętrzenia wzdłuż przewodu wyznacza się także za pomocą zależności (1).

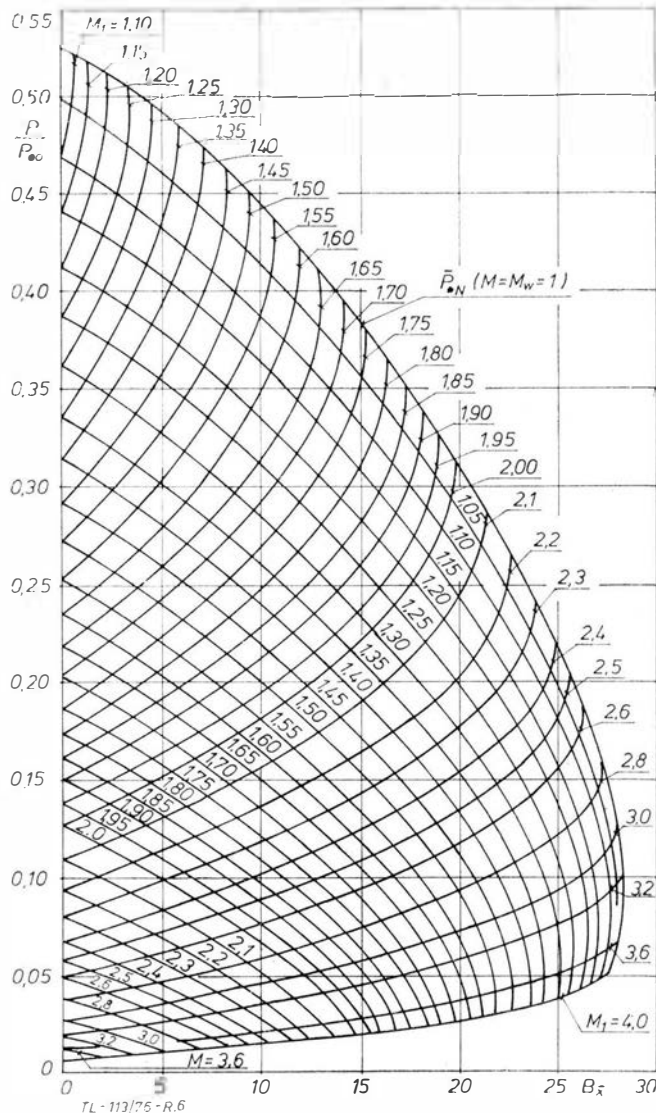
Przykład 3. Dane są: $p_{00} = 10 \text{ ata}$, $T_0 = 288\text{K}$, $d_* = 5 \text{ mm}$, $d = 10 \text{ mm}$, $l = 100 \text{ mm}$. Należy obliczyć: Q_m , v_w , p_w , p_{0w}/p_{00} .

Rozwiązanie. Z tablic zależności izentropowych odczytujemy dla $F = (d/d_*)^2 = 4$ — wartość $M_1 = 2,94$. Obliczamy $Q_m = \rho_1 \rho_0 a_1 a_0 M_1 F = 57 \text{ g/s}$. Z rys. 2 odczytujemy $B = 0,63$, obliczamy $Bx = 6,3$. Z rys. 5 dla powyższych wartości M_1 i Bx odczytujemy $M = M_w = 2,4$, $\frac{p}{p_{00}} = \frac{p_w}{p_{00}} = 0,04$.

Obliczamy:

$$v_w = a_w a_0 M_w = 560 \text{ m/s}$$

$$p_w = \frac{p_w}{p_{00}} p_{00} = 0,4 \text{ ata}$$



Rys. 6

$$\frac{p_{0w}}{p_{00}} = \frac{1}{\bar{p}_w} \frac{p_w}{p_{00}} = \frac{0,04}{0,068} = 0,59$$

Przykład 4. Dane są: $d = 20 \text{ mm}$, $M_w = 2$, $p_w = 1 \text{ ata}$, $l = 400 \text{ mm}$. Należy obliczyć: p_{00} , d_* .

Rozwiązanie. W celu wyznaczenia p_{00} , zastosujemy metodę kolejnych przybliżeń. Pierwsze przybliżenie: $p_{00} = 10 \text{ ata}$. Z rys. 2 odczytujemy $B = 0,51$, obliczamy $Bx = 10,2$. Z rys. 5 dla wartości $M = M_w = 2$ i $Bx = 10,2$ — odczytujemy $p_w/p_{00} = 0,065$; obliczamy $p_{00} = 15,4 \text{ ata}$. Drugie przybliżenie: $p_{00} = 15 \text{ ata}$. Z rys. 2 odczytujemy $B = 0,48$; $Bx = 9,6$; z rys. 5 odczytujemy $M_1 = 2,7$, $p_w/p_{00} = 0,068$; obliczamy $p_{00} = 14,7 \text{ ata}$; poprzestaniemy na tym przybliżeniu. Dla $M_1 = 2,7$ z tablic zależności izentropowych odczytujemy $F = 3,183$, obliczamy $d_* = 11,2$.

LITERATURA

1. A. TARNOGRODZKI: Wykłady i ćwiczenia z mechaniki cieczy i gazu. Skrypt WPW 1974.
2. A. TARNOGRODZKI: Poddźwiękowy i naddźwiękowy przepływ powietrza w rurze. Mech. Teoret. i Stos. (w druku).

Niektóre problemy korozji elementów samolotów wykonanych ze stopów aluminium

Inż. EUGENIUSZ SITKO

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych — Warszawa

Dr WIESŁAW WYRWA

Instytut Metali Nieżelaznych — Gliwice

Podstawowe typy zniszczeń korozyjnych w lotnictwie, mechanizm ich powstawania oraz sposoby zapobiegania korozji. Przykłady zastosowanych w lotnictwie krajowym metod rozwiązania zagadnień korozji elementów wykonanych ze stopów aluminium.

Zapobieganie korozji samolotów to jeden z najważniejszych problemów eksploatacyjnych dotyczących wszystkich rodzajów lotnictwa. Zmiany korozyjne na samolotach zależą od wielu czynników, np.:

— w lotnictwie cywilnym coraz częstsza eksploatacja tras komunikacyjnych obejmujących kilka stref klimatycznych prowadzi do szybszego rozwoju procesów korozyjnych;

— w lotnictwie gospodarczym metalowe elementy konstrukcyjne samolotów są narażone na agresywne działanie rozsiewanych nawozów sztucznych.

Znaczne koszty związane z naprawą uszkodzonych przez korozję elementów samolotów, systemów broni i wyposażenia elektronicznego ponosi także lotnictwo wojskowe. Np. roczne koszty remontów i wymiany u-

szkodzonych przez korozję samolotów w lotnictwie lądowym wynoszą w USA 1 mld dol., a w lotnictwie morskim 600 mln dol. [1].

W skrajnym przypadku uszkodzenia korozyjne elementów konstrukcji mogą doprowadzić do wypadków lotniczych. Z danych statystycznych nie wynika wprawdzie, jaką liczbę wypadków spowodowała korozja, gdyż wiele uszkodzeń rejestrowane są jako złamania, oderwania, wadliwe funkcjonowanie mechanizmów, zmęczenie metalu — nawet jeżeli ich przyczyną pierwotną była korozja. Należy jednak zwrócić uwagę, że w 42% wypadków, których przyczynę upatruje się w wadach materiałowych (35%) i niewłaściwej konserwacji (7%), decydującą rolę mogą odgrywać procesy korozyjne [2].

Sz szczególnie jaskrawo występuje problem korozji samolotów dłużej eksploatowanych. Korozji ulegają elementy nośne skrzydeł, statecznika pionowego i poziomego oraz pokrycie płatowca. Elementy te, wykonane z wysokowytrzymałych stopów aluminium, ulegają intensywnej korozji warstwowej i wżerowej o charakterze międzykrystalicznym, najbardziej groźnej dla wytrzymałości nośnej skrzydeł.

W artykule ograniczono się do omówienia niektórych problemów związanych z korozją wykonanych ze stopów aluminium elementów samolotów, uwzględniając typowe przypadki korozji występujące w lotnictwie krajowym.

Przykłady korozji elementów samolotów wykonanych ze stopów aluminium

Ze względów konstrukcyjnych (zapewnienie wymaganej wytrzymałości konstrukcji przy jej niewielkim ciężarze) stosowane są w lotnictwie wysokowytrzymałe stopy aluminium o wytrzymałości na rozciąganie min. 540 N/mm² [3]. Cechą charakterystyczną tych materiałów jest ich podatność na korozję naprężeniową. Z tego powodu ten rodzaj korozji występuje najczęściej, a zapobieganie jej jest jednym z najważniejszych zagadnień związanych z eksploatacją samolotów.

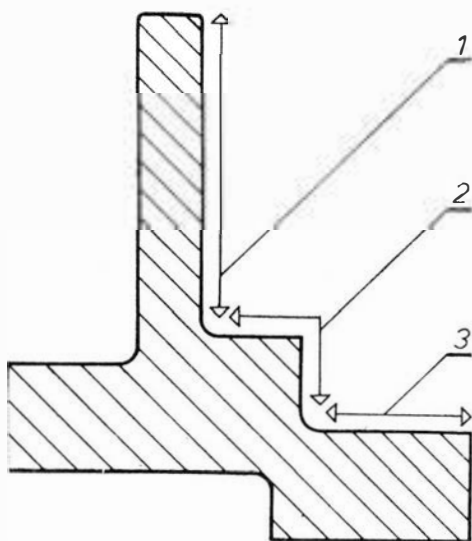
Najwięcej zniszczeń spowodowanych korozją naprężeniową zarejestrowano w lotnictwie brytyjskim w latach

1960÷68 [3]. Dotyczyły one odkuwek ze stopu typu AlCuZnMg. Np. pęknięcia międzykrystaliczne wystąpiły na elemencie nośnym podwozia głównego koła, po uszkodzeniu w warunkach eksploatacyjnych ochronnej powłoki tlenkowej. Obciążenia dynamiczne podczas lądowania samolotu łącznie z agresywnym działaniem roztworu chlorku sodowego przeniesionego na ten element z pasa startowego spowodowały szybkie powiększanie się pęknięcia korozyjnego, aż do całkowitego zniszczenia elementu.

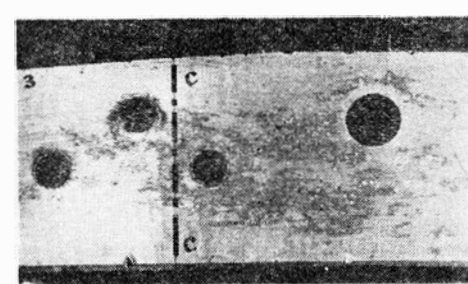
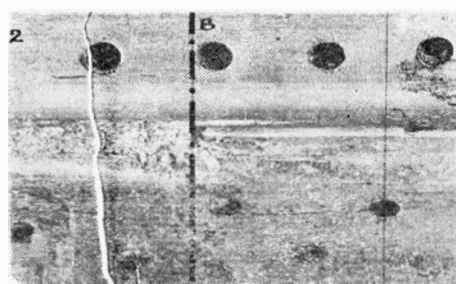
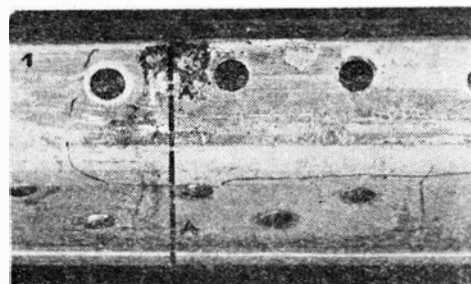
W bazie sił powietrznych USA w Kalifornii stwierdzono, że w wielu przypadkach przyczyną zniszczenia samolotów i związanych z tym wielomilionowych strat było spowodowane korozją naprężeniową pęknięcie cylindrów amortyzatora — odkuwek z wysokowytrzymałych stopów typu AlCuZnMg [2]. Zanotowano tam również przypadki uszkodzenia dźwigarów statecznika, węzłów konstrukcyjnych skrzydła i elementów steru kierunkowego, spowodowane korozją naprężeniową stopów aluminium.

Zapobieganie temu rodzajowi korozji należałoby już rozpocząć podczas projektowania matryc, zapewniając prawidłowy rozkład włókien metalu podczas obróbki cieplnej odkuwek, oraz przy doborze rozwiązań konstrukcyjnych i montażu elementów. Obróbka cieplna początkowo nawet ponad 300 N/mm². W celu uniknięcia dodatkowych naprężeń konieczne jest wykonywanie obróbki mechanicznej odkuwek przed ich obróbką cieplną. Natomiast przy nieprawidłowym montażu mogą powstać naprężenia dochodzące do 350 N/mm² [3].

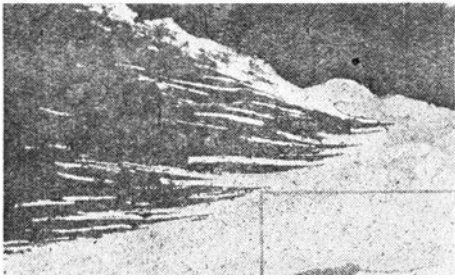
Najlepsze wyniki osiąga się jednak przy stosowaniu w lotnictwie materiałów odpornych na korozję naprężeniową. Przeprowadzono próby konstrukcji narażonych na pęknięcie korozyjne elementów z nowych, ulepszonych stopów aluminium — np. ze stopu o składzie Al — 97%, Mg — 2,5%, Cu — 0,5% i Mn — 0,5%. Po przez odpowiedni dobór składu (np. dodatek Zr i Ag), struktury i parametrów obróbki cieplnej uzyskano stopy charakteryzujące się dużą odpornością na pęknięcie korozyjne.



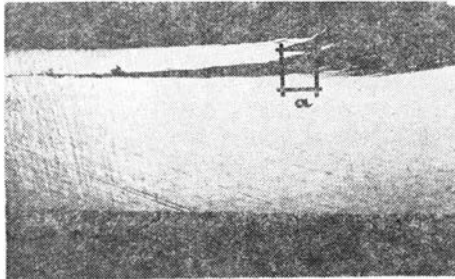
Rys. 1. Przekrój półki dolnej dźwigara przedniego skrzydła z zaznaczeniem obszarów najczęstszego ataku korozyjnego; wewnętrzna strona półki: 1 — powierzchnia pionowa, 2 — obszar wokół krawędzi środkowej, 3 — powierzchnia pozioma



Rys. 2. Zmiany korozyjne na powierzchni dolnej półki przedniego dźwigara skrzydła: 1 — powierzchnia pionowa, 2 — obszar wokół krawędzi środkowej, 3 — powierzchnia pozioma; pow. 1,6 × [6]



Rys. 3. Rozwarstwienie metalu w miejscu wystąpienia intensywnego ataku korozyjnego; powierzchnia pionowa dolnej półki, zgląd poprzeczny w przekroju A-A na rys. 2; pow. 200 × [7]



Rys. 4. Fragment zglądu metalograficznego w przekroju B-B na rys. 2, krawędź środkowa półki; pow. 10 × [7]

Należy jeszcze zaznaczyć, że powłoki konwersyjne, skutecznie działające w przypadku wystąpienia innego typu korozji, nie chronią przed korozją naprężeniową, a powłoki malarskie mają ograniczone zastosowanie. Lakier epoksydowe lub poliuretanowe można stosować do ochrony materiałów mniej podatnych na pękanie korozyjne, np. stopów typu AlCuMg. Stosowanie ich jednak do wysokowytrzymałych stopów zawierających cynk stwarza niebezpieczeństwo wystąpienia intensywnej korozji wżerowej w miejscu uszkodzenia powłoki lakierowanej.

Również poważne niebezpieczeństwo stanowi korozja cienkich (do 1,5 mm) blach pokrycia, wykonanych ze stopów typu AlMgAluminium. Występuje ona w formie korozji wżerowej na powierzchni blach lub korozji warstwowej pod powłoką lakierową, w pobliżu otworów na wkręty i nity. Już po sześciu miesiącach eksploatacji samolotów w warunkach tropikalnych korozja wżerowa może wystąpić na wszystkich blachach pokrycia skrzydeł i kadłuba. Stwierdzono przypadki przeniknięcia wody poprzez wżery korozyjne do wewnętrznych przestrzeni samolotu.

Korozja wżerowa atakuje nie tylko pokrycia, lecz również grubościennie elementy i zespoły. Intensywną korozję wżerową może wywoływać niewłaściwe użytkowanie rozpuszczalników, past polerowniczych i innych substancji oraz agresywne działanie paliw. Na początku lat sześćdziesiątych w USA w wyniku intensywnej korozji wżerowej pokrycia i elementów konstrukcyjnych w komorach zbiorników paliwowych zniszczeniu uległy sełki samolotów, a wymiana uszkodzonych przez korozję zespołów i elementów kosztowała dziesiątki milionów dolarów [1].

Do niedawna za wystarczająco skuteczny sposób zapobiegania korozji wżerowej pokryć uważano platerowanie i polerowanie mechaniczne blach

pokrycia. Obecnie w USA, Wielkiej Brytanii i innych krajach obowiązuje ochronne malowanie pokryć. Stwierdzono bowiem, że koszty wymiany pokrycia i usunięcie skutków korozji wżerowej są czterokrotnie wyższe niż koszty nałożenia ochronnych powłok lakierowych w warunkach przemysłowych. Dodatek inhibitorów (chromianu wapnia lub chromianu strontu) do lakierów w decydującym stopniu poprawia własności ochronne powłok malarskich [1].

W pobliżu otworów na wkręty i nity występuje rozwarstwienie pokryć. Jest ono spowodowane korozją międzykrystaliczną, która początkowo atakuje granice ziarn metalu na krawędziach otworów, a następnie rozprzestrzenia się wzdłuż tych granic, równoległe do powierzchni pokrycia. Objawem takiej korozji jest pęcznienie pokrycia wraz ze wzrostem objętości powstających produktów korozji. W stadium początkowym obniżenie własności wytrzymałościowych pokrycia spowodowane tego typu korozją nie przekracza 5%, jednak wtórne jej skutki, np. spowodowane rozluźnieniem nitów wibracje blach pokrycia, a następnie ich oddziaływanie na inne elementy konstrukcyjne samolotu, mogą być niebezpieczne.

Główną rolę w rozwarstwianiu pokrycia odgrywają procesy elektrochemiczne zachodzące w warstwie elektrolitu (w wodzie opadowej lub skondensowanej parze wodnej zawierającej zanieczyszczenia atmosferyczne) w szczelinie pomiędzy ściankami otworu a bolcem mocującym wykonanym z metalu o innym potencjale elektrochemicznym [5]. Dlatego najlepszym środkiem zapobiegania korozji warstwowej pokryć jest osadzenie śrub i nitów w płynnym gruncie uszczelniającym połączenie. Wystające części elementów łącznych należy chronić powłokami malarskimi.

Ze względu na trudności w wykryciu wczesnego stadium rozwoju tego typu korozji niezbędne jest okresowe sprawdzanie powierzchni pokryć, aby w porę wykryć spęcznienia wokół łbów nitów i śrub.

Omawiając zagadnienie korozji elementów ze stopów aluminium należy jeszcze wspomnieć o szczególnym przypadku korozji chemicznej, związanej z coraz szerszym stosowaniem samolotów do rozsiewania nawozów sztucznych i chemicznych środków ochrony roślin. Pod wpływem wilgoci tego typu substancje chemiczne działają agresywnie na wszystkie kontaktujące się z nimi metale i elementy konstrukcyjne samolotów. Np. pęknięcie i intensywną korozję międzykrystaliczną i śródkrystaliczną stwierdzono na kołnierzu steru wysokości, wykonanym ze stopu AlCuMg2 [5].

Korozja elementów wykonanych ze stopów aluminium w lotnictwie krajowym

W celu poznania zagadnień związanych z korozją w lotnictwie krajowym zgromadzono dane o korozji samolotów na specjalnych kartach weryfikacyjnych, uzyskując zestawienie elementów ulegających korozji wraz z oceną jej rodzaju, intensywności i stopnia zaatakowania powierzchni.

Po przetworzeniu zebranych danych na EMC stwierdzono, że z elementów wykonanych ze stopów aluminium korodują najczęściej dolne i górne półki przednich dźwigarów skrzydeł w strefie łuku podwozia oraz blachy dolnego pokrycia skrzydeł [6].

Korozja elementów nośnych skrzydeł

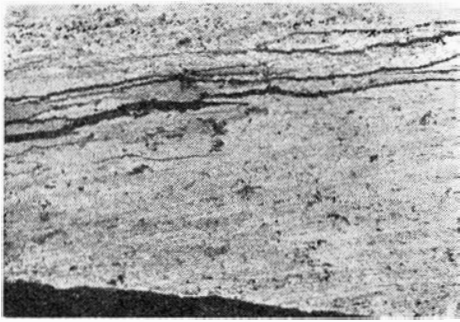
Najbardziej niebezpieczna ze względu na międzykrystaliczny charakter ataku korozyjnego i jego konsekwencje dla bezpieczeństwa latania jest korozja półek przednich dźwigarów skrzydeł w strefie łuku podwozia. Elementy te, wykonane ze stopu typu AlZn6Mg2Cu2 (PA9 wg PN-68/H-



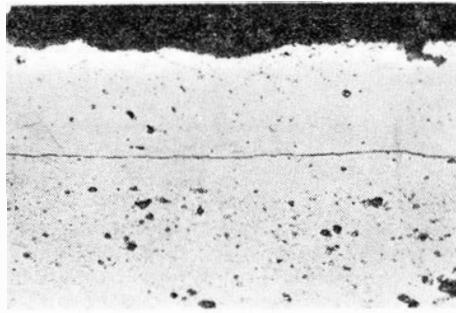
Rys. 5. Korozja warstwowa krawędzi środkowej półki; poprzeczny zgląd metalograficzny w obszarze a na rys. 4; pow. 200 × [7]



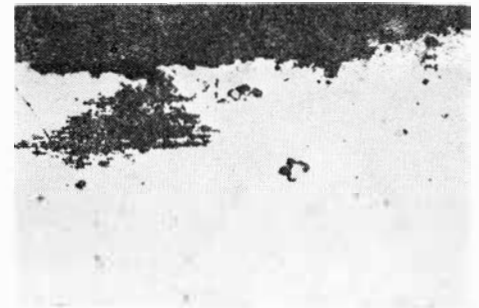
Rys. 6. Korozja międzykrystaliczna dolnej półki przedniego dźwigara skrzydła; powierzchnia pozioma, poprzeczny zgląd metalograficzny w przekroju C-C na rys. 2; pow. 200 × [7]



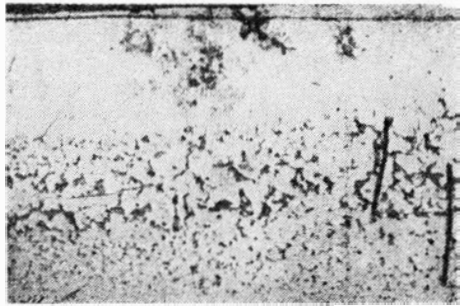
Rys. 7. Międzykrystaliczne pęknięcie korozyjne półki dolnej dźwigara przedniego skrzydła; powierzchnia pozioma, poprzeczny zgląd metalograficzny; pow. 200 × [7]



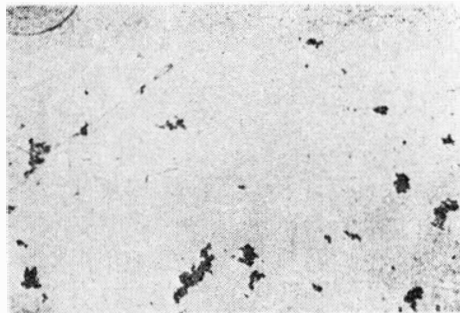
Rys. 11. Korozja wżerowa pokrycia; poprzeczny zgląd metalograficzny, trawiony; pow. 200 × [9]



Rys. 12. Korozja w miejscu kontaktu łbów nitów stalowego z pokryciem; poprzeczny zgląd metalograficzny, nietrawiony; pow. 100 × [9]



Rys. 8. Przykład korozji wżerowej pokrycia; pow. 2 × [8]



Rys. 9. Przykład korozji wżerowej pokrycia; pow. 2 × [8]



Rys. 10. Korozja wżerowa pokrycia; poprzeczny zgląd metalograficzny, nietrawiony; pow. 200 × [8]

-88026), narażone są podczas startu i lądowania na działanie pyłu, cząstek wody i agresywnych soli stosowanych do odmrożenia lotnisk. Ponieważ w strefie łuku podwozia dźwigar przenosi znaczne obciążenia, każda zmiana jego przekroju — spowodowana korozją — pociąga za sobą obniżenie wytrzymałości skrzydła.

Zmiany korozyjne wystąpiły na wewnętrznej stronie półki w pobliżu krawędzi środkowej oraz na powierzchniach poziomej i pionowej (rys. 1 i 2).

Na podstawie badań metalograficznych [7] stwierdzono, że korozja wy-

stępuje w postaci pęknięć i rozwarstwień międzykrystalicznych pod powierzchnią metalu, głównie na granicy strefy przypowierzchniowej i strefy rdzenia profilu, różniących się między sobą stopniem zgniotu (rys. 3). W wielu przypadkach pod powierzchniami ogniskami korozji występują głębokie do 3 mm rozwarstwienia metalu (rys. 4 i 5) lub rozległe pęknięcia międzykrystaliczne (rys. 4 i 7). Występujący typ korozji warstwowej jest charakterystyczny dla stopów aluminium o dużym stopniu przeróbki plastycznej.

Korozja pokrycia skrzydeł

Na zewnętrznej, dolnej powierzchni pokrycia skrzydeł wykonanego z blach ze stopu typu AlCu4Mg1 (PA7 — wg PN-68/4-88026) wystąpiła z różną intensywnością korozja wżerowa (rys. 8 i 9). Badania metalograficzne [8] wykazały w warstwie plateru na blachach pokrycia wżery o różnym kształcie i głębokości, od rozległych i stosunkowo płytkich, aż do głębokich wżerów podpowierzchniowych (rys. 10). Ujawniły one również istnienie ostrej granicy pomiędzy warstwą plateru a rdzeniem blachy (rys. 11), co świadczy o złym ujednorodnieniu materiału po walcowaniu [9]. Bardzo intensywna korozja wystąpiła w miejscu kontaktu łbów nitów stalowych z pokryciem (pod łbami i obolnicami), gdzie zaatakowany został również rdzeń blachy (rys. 12).

Wzmoczenie ataku korozyjnego spowodowane jest powstawaniem ogniw galwanicznego w przypadku, gdy elektrolit (woda opadowa lub skondensowana para wodna zawierająca zanieczyszczenia atmosferyczne) dostanie się pomiędzy ścianki otworu w pokryciu a stalowy bolec nita.

Środki ochrony przed korozją samolotów

W celu zmniejszenia strat spowodowanych korozją samolotów podjęto środki prowadzące do poznania mechanizmów i zahamowania zachodzących procesów korozyjnych oraz do zbadania agresywności środowisk, w których eksploatowane są samoloty.

Opracowano stałe karty oceny korozyjnej, które wypełniane będą przy każdym 100-godzinnym przeglądzie samolotu. Analiza uzyskanych w ten sposób danych pozwoli na systematyczną kontrolę przebiegu procesów korozyjnych oraz na ocenę skuteczności wprowadzonych metod ochrony

przed korozją. Dodatkowych informacji o korozji atmosferycznej materiałów stosowanych w lotnictwie, o jakości preparatów ochrony czasowej oraz o agresywności środowiska i jej zmianach dostarczą badania w stacjach korozyjnych uruchamianych na lotniskach i w samolotach.

Obecnie wprowadza się nową metodę ochrony czasowej pokryć samolotów (mycie i konserwację woskowymi środkami twardopowłokowymi). Do tego celu przewiduje się uruchomienie zestawów przewoźnych, składających się z urządzenia parowo-wodnego do mycia gorącą wodą pod ciśnieniem, z dmuchawy ciepłego powietrza do suszenia wnek płatowca po myciu oraz z pistoletu do natrysku substancji woskowych zabezpieczających przed korozją.

Rozwiązanie zagadnień ochrony czasowej, prawidłowej eksploatacji oraz zmian powłok ochronnych regenerowanych podczas remontów głównych i profilaktycznych w znacznym stopniu przyczyni się do przedłużenia okresu eksploatacji samolotów, z zachowaniem ich pełnej sprawności lotnej.

Na zakończenie należy dodać, że w walce z korozją niebagatelną rolę odgrywają też odpowiednio wyszkoleni ludzie. Dlatego też oprócz przedsięwzięć natury technicznej należy organizować szkolenia personelu technicznego z zakresu korozji samolotów, co niewątpliwie wpłynie na zmniejszenie strat wywołanych tym zjawiskiem i na zwiększenie bezpieczeństwa lotów.

LITERATURA

1. K. M. SZPILEW, A. B. KRUGŁOW: Samolet i prirodnoklimaticheskie usłowija. Wojennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony 1972 Moskwa.
2. J. S. LEAK: Corrosion — A study of recent Air Force experience. *Materials Protection and Performance* January 1971.
3. J. FIELDING: Stress-Corrosion Craclung and the Aircraft Industry. *Journal of the Institute of Metals* 101/1973.
4. R. N. MILLER: Aircraft exfoliation corrosion methods for prevention in fastener holes. *Materials Protection* February 1967.
5. H. EBERT: Korrosionen an Flugzeugen ihrer Auswirkungen Prüfung und Verhütung. *TIZL* 8/1970.
6. E. SITKO: Korozja elementów nośnych skrzydeł samolotów. Podyplomowe Studium Korozji i Ochrony Metali. Politechnika Łódzka 1975 r. (nie publikowane).
7. Zespół Rzeczoznawców SIMP — Ekspertyza nr 192/st/74/I 1974.
8. Zespół Rzeczoznawców SIMP — Ekspertyza nr 192/st/74/II 1974.
9. Sprawozdanie z pracy nr NU-31/73/B-103. Praca zbiorowa. Politechnika Warszawska, Międzyresortowy Instytut Inżynierii Materiałowej 1974.

Poślizg łożysk z obu wirującymi bieżniami w silnikach dwuwirnikowych ze sprężarką osiową

Mgr inż. MIROSLAW OSTAPKOWICZ

Wzajemna zależność prędkości obrotowych wirników niskiego i wysokiego ciśnienia w ustalonych i nieustalonych zakresach pracy silnika. Rodzaje uszkodzeń łożysk tocznych, przyczyny ich powstawania oraz warunki niezawodności pracy łożysk.

W silnikach dwuwirnikowych zespół wirnikowy jest podparty łożyskami tocznymi, z których najczęściej łożysko kulkowe podpory pośredniej (rys. 1a) i łożysko wałeczkowe tylnej podpory wirnika II stopnia turbiny (rys. 1b) posiadają obie bieżnie wirujące. Każda z tych bieżni jest ciasno pasowana z innym wałem silnika, z których jeden łączy mechanicznie ze sobą wirniki niskiego ciśnienia sprężarki i turbiny, a drugi — wirniki ich wysokiego ciśnienia. Wirniki niskiego i wysokiego ciśnienia obracają się z różnymi prędkościami obrotowymi. Ze względu jednak na pewne ich sprzężenie gazodynamiczne istnieje ściśle określona zależność między tymi prędkościami. Oznacza to, że między obu wirującymi bieżniami istnieje poślizg (s) o określonej wartości na poszczególnych zakresach pracy silnika. Analizując można go przedstawić za pomocą funkcji:

$$s = f(\bar{n}_n, \bar{n}_w, \dot{m}_s, T_2, T_3)$$

gdzie: \bar{n}_n — prędkość obrotowa wirnika niskiego ciśnienia [%], \bar{n}_w — prędkość obrotowa wirnika wysokiego ciśnienia [%], \dot{m}_s — masowe natężenie przepływu powietrza przez silnik [kg/s], T_2 — temperatura powietrza za sprężarką [°K], T_3 — temperatura spalin przed turbiną [°K].

Do wyznaczenia wartości liczbowej poślizgu (s) konieczne jest wprowadzenie do funkcji (s) wartości poszczególnych parametrów, sprowadzone do warunków normalnych.

Pomiaru tego poślizgu dokonuje się tylko na zakresie maksymalnym silnika w czasie prób hamownianych w zakładzie produkcyjnym lub remon-

towym. Jeśli wielkość poślizgu nie układa się w ustalonych WT, to reguluje się go przez odpowiedni dobór przekrojów międzyopatowych kierownic I i II stopnia turbiny. Podczas eksploatacji silnika o wartości poślizgu można dowiedzieć się jedynie orientacyjnie na podstawie oszacowania wzajemnej zależności prędkości obrotowej n_n i n_w .

Wzajemna zależność prędkości obrotowych n_w i n_n na poszczególnych zakresach pracy silnika

Wzajemna zależność prędkości obrotowej $n_w = f(n_n)$ na ustalonych zakresach pracy silnika (rys. 2) [1] została zrealizowana m.in. w oparciu o zastosowany w silniku układ regulacji wielkości pola przekroju wylotowego dyszy (rys. 3) [1] z jednoczesną płynną regulacją ilości paliwa doprowadzonego do komór spalania. W wyniku tego uzyskano ściśle określoną zależność prędkości obrotowych wirnika wysokiego i niskiego ciśnienia. Największa różnica tych prędkości występuje na zakresie biegu jałowego, równa $\Delta n = n_w - n_n \approx 2000$ obr./min, a najmniejsza na zakresie maksymalnym, równa $\Delta n = n_w - n_n \approx 300$ obr./min. Oznacza to, że prędkość obrotowa bieżni zewnętrznej w obu wypadkach będzie większa od prędkości obrotowej bieżni wewnętrznej łożyska. Występować więc będzie w tym czasie dodatni poślizg łożysk.

Na ustalonym zakresie dopalania, jak również w czasie zmiany zakresu pracy silnika od zakresu dopalania minimalnego do zakresu dopalania pełnego, zachodzi w silniku niewielka zmiana prędkości obrotowych wirnika niskiego i wysokiego ciśnienia w porównaniu z wartością tych prędkości na zakresie maksymalnym. Można zatem przyjąć, że wartość $\Delta n = n_w - n_n$ na zakresie dopalania jest zbliżona do tej, jaka była na zakresie maksymalnym.

Na przejściowych zakresach pracy silnika występuje odchylenie krzywej $n_w = f(n_n)$ od obliczeniowych wartości. Na podstawowych zakresach pracy silnika (od biegu jałowego do zakresu maksymalnego) związane to jest przede wszystkim z różną wartością momentów bezwładności wirnika wysokiego i niskiego ciśnienia. Prędkość obrotowa wirnika wysokiego ciśnienia w porównaniu z prędkością obrotową wirnika niskiego ciśnienia będzie więc szybciej:

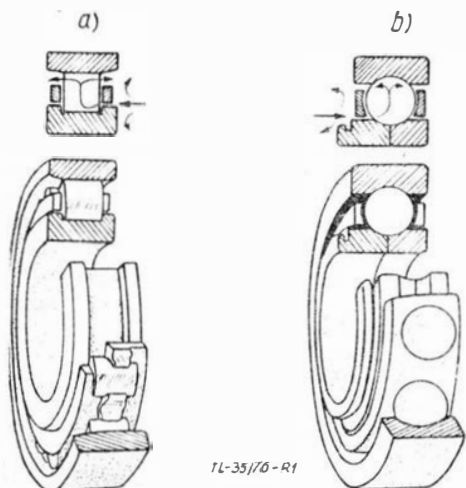
- malała przy obniżaniu zakresu pracy silnika;
- rosła przy podwyższaniu zakresu pracy silnika.

W czasie włączania i wyłączenia dopalacza odchylenie krzywej $n_w = f(n_n)$ od obliczeniowych wartości związane jest przede wszystkim ze zmianą ciśnienia spalin za turbiną, przy czym bardziej istotne zmiany występują z reguły w czasie włączania dopalacza.

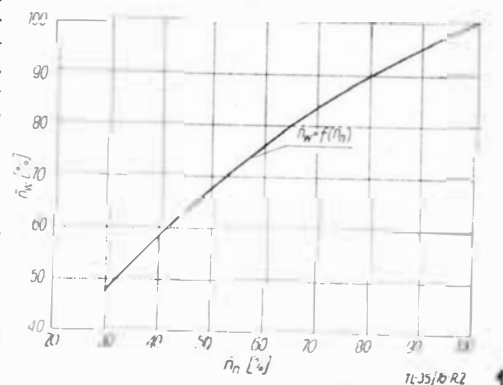
Włączenie dopalacza odbywa się przez ustawienie dźwigni sterowania silnikiem na zakres dopalania, z następującym po tym zapłonem paliwa w instalacji dopalacza (rys. 4) [1]. W pierwszej fazie wystąpi chwilowy wzrost prędkości obrotowej wirnika niskiego ciśnienia o wartości $\Delta n_n \approx 0,8\%$ i później ich płynne wyrównanie do wielkości pierwotnej w czasie $t \approx 3$ s. Związane to jest z tym, że z chwilą ustawienia dźwigni sterowania silnikiem na zakres dopalania dysza zaczyna się już rozwierać (czas całkowitego rozwarcia dyszy równy jest praktycznie $t \approx 5$ s), a zapłon paliwa nastąpi dopiero po około 2 s, gdyż paliwo dopływa do wtryskiwaczy dopalacza z pewnym opóźnieniem (zasilenie paliwem instalacji dopalacza następuje po około 2 s od chwili podania sygnału na rozwarcie dyszy). W konsekwencji tego wystąpi spadek ciśnienia spalin za turbiną p_4 . Ze względu na pewne właściwości turbiny, spadek tego ciśnienia wystąpi przede wszystkim na ostatnim stopniu turbiny. Istotna zmiana momentu obrotowego będzie więc miała miejsce na turbinie niskiego ciśnienia, na której nastąpi przyrost tego momentu.

Konsekwencją tego jest wspomniana wyżej wzrost prędkości obrotowej wirnika niskiego ciśnienia o $\Delta n \approx 0,8\%$. Na dalszy wzrost tej prędkości nie pozwoli układ automatycznego sterowania silnikiem, który — dążąc do przywrócenia ustalonej na tym zakresie wartości prędkości obrotowej wirnika niskiego ciśnienia — zmniejszy ilość podawanego paliwa do komór spalania powodując ich sprowadzenie do wartości pierwotnej (a także spadek: temperatury spalin przed turbiną T_3 , prędkości obrotowej wirnika wysokiego ciśnienia n_w oraz ciągu silnika K).

Przy właściwej synchronizacji wzrostu pola przekroju wylotowego dyszy i czasu rozpoczęcia procesu spalania paliwa w komorze dopalacza spadek prędkości obrotowej wirnika wysokiego ciśnienia podczas włączania dopalacza nie jest większy niż o $\Delta n_w \approx 2 \div 3\%$. Zapalone paliwo w in-



Rys. 1. Widok ogólny łożyska tocznego: a — łożysko wałeczkowe, b — łożysko kulkowe



Rys. 2. Wzajemna zależność prędkości obrotowych wirnika wysokiego i niskiego ciśnienia na ustalonych zakresach pracy silnika

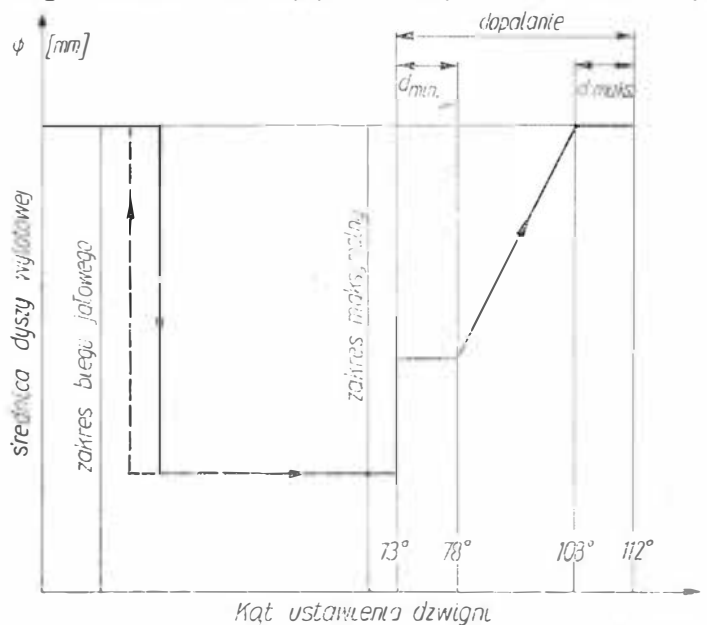
stalacji dopalacza (po około 2 s od chwili podania sygnału na rozwarcie dyszy) wytworzy dodatkową ilość spalin za turbiną, która spowoduje wzrost ciśnienia p_4 i zmniejszenie stopnia rozprężania w turbinie π^*T . Stopień zmniejszenia tego rozprężania będzie większy na turbinie niskiego ciśnienia niż na turbinie wysokiego ciśnienia. Spowoduje to szybszy spadek prędkości obrotowej wirnika niskiego ciśnienia i wolniejszy — wirnika wysokiego ciśnienia.

Prędkość obrotowa n_n będzie przejawiała tendencję do szybkiego spadku. Spadek tej prędkości nie będzie w tym przypadku jednak duży, ponieważ układ automatycznego sterowania silnikiem jest typu zamkniętego, gdzie parametrem regulowanym jest prędkość obrotowa wirnika niskiego ciśnienia n_n . Dążąc do przy-

stanowi przypadek gwałtownego wyłączenia dopalacza przez szybkie cofnięcie dźwigni sterowania silnikiem z zakresu dopalania na zakres poniżej zakresu maksymalnego. Przy takim wyłączeniu dopalacza może wystąpić chwilowy wzrost prędkości obrotowej wirnika niskiego ciśnienia o $\Delta n_n \approx 5\%$, przy nieznacznej w tym czasie zmianie prędkości obrotowej wirnika wysokiego ciśnienia (mechanizm powstawania tego zjawiska jest podobny do przypadków opisanych już poprzednio). Oznacza to, że prędkość obrotowa wirnika wysokiego ciśnienia będzie w tym czasie mniejsza od prędkości obrotowej wirnika niskiego ciśnienia o wartość:

$$\Delta n = n_w - n_n \approx -500 \text{ obr./min}$$

Jest to więc drugi skrajny przypadek, kiedy poślizg łożysk będzie miał wartość ujemną.



Rys. 3. Zmiana pola przekroju wylotowego dyszy w zależności od kąta obrotu dźwigni sterowania silnikiem
TL-35/76 R3

wrócenia ustalonej na zakresie dopalania prędkości obrotowej wirnika niskiego ciśnienia, zwiększy ilość podawanego paliwa do komór spalania, a to spowoduje wzrost nie tylko n_n , lecz również wzrost p_4 , n_w , T_3 i K (tylko do wartości nakazanych na tym zakresie pracy silnika).

Przy niewłaściwej synchronizacji wzrostu pola przekroju wylotowego dyszy podczas włączania dopalacza z czasem zapłonu paliwa w komorze dopalacza może wystąpić tak głęboki spadek ciśnienia spalin za turbiną (z $\Delta p_4 \approx 1 \text{ at}$ do $\Delta p_4 \approx 0,22 \text{ at}$), że w wyniku tego prędkość obrotowa wirnika wysokiego ciśnienia spadnie o wartość $\Delta n_w \approx 10\%$. Prędkość obrotowa wirnika wysokiego ciśnienia będzie wówczas mniejsza od prędkości obrotowej wirnika niskiego ciśnienia o wartość:

$$\Delta n = n_w - n_n \approx -700 \text{ obr./min}$$

Wystąpi wówczas ujemny poślizg łożysk, ponieważ prędkość obrotowa bieźni zewnętrznej będzie mniejsza od prędkości obrotowej bieźni wewnętrznej.

Proces wyłączenia dopalacza nie wprowadza tak istotnych zmian analizowanych powyżej parametrów pracy silnika dwuwirnikowego. Wyjątek

Zmiana poślizgu w funkcji prędkości obrotowej silnika i jej wpływ na pracę łożysk z obu wirującymi bieźniami

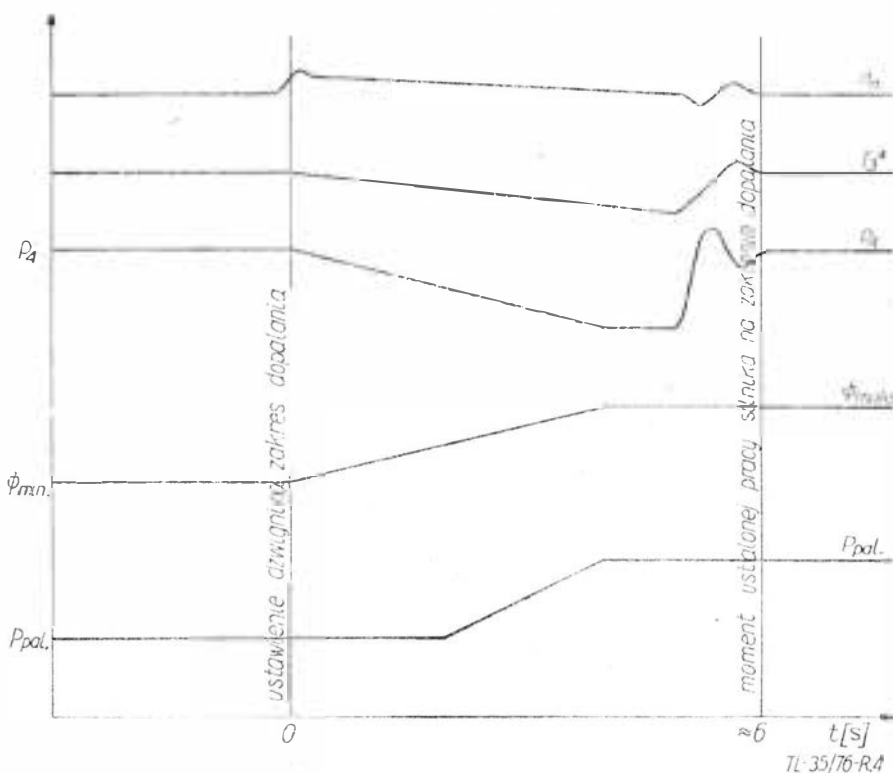
Typową zmianę poślizgu łożysk z obu wirującymi bieźniami podczas pracy silnika dwuwirnikowego w zakresie prędkości obrotowej od biegu jałowego do zakresu maksymalnego przedstawiono na rys. 5 [2]. Z rysunku tego wynika, że wielkość poślizgu (s):

- maleje ze wzrostem prędkości obrotowej silnika (zarówno na ustalonych jak i przejściowych zakresach pracy silnika) — krzywa 1 i 2;
- rośnie wraz z jej spadkiem — krzywa 3.

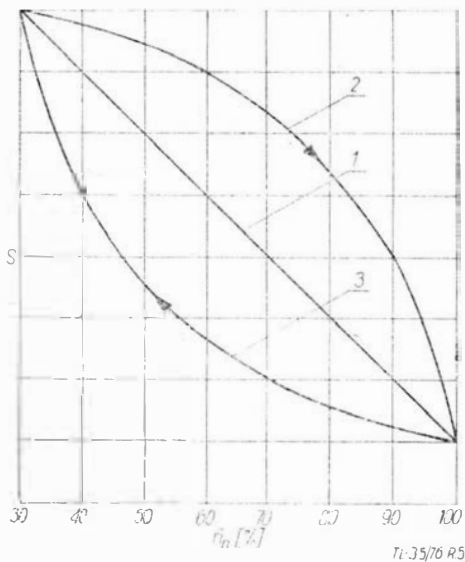
Taki przebieg zmiany wielkości tego poślizgu w funkcji prędkości obrotowej wirnika niskiego ciśnienia $s = f(n_n)$ wynika przede wszystkim z opisanej już wzajemnej zależności prędkości obrotowych n_w i n_n na poszczególnych zakresach pracy silnika. Odnosi się to również do procesu włączania i wyłączania dopalacza.

Przebieg zmiany poślizgu w funkcji prędkości obrotowej silnika jest funkcją ciągłą (zarówno na ustalonych jak i nie ustalonych zakresach pracy silnika). W artykule rozważono natomiast tylko skrajne przypadki wielkości tego poślizgu:

- dodatnią wartość poślizgu na zakresie biegu jałowego przy $\Delta n = n_w - n_n \approx +2000 \text{ obr./min}$;
- dodatnią wartość poślizgu na zakresie biegu jałowego przy $\Delta n = -n_n \approx +300 \text{ obr./min}$;
- na nieustalonych zakresach pracy silnika
- blisko zerową wartość poślizgu w czasie włączania dopalacza (przy właściwej synchronizacji wzrostu pola przekroju wylotowego dyszy z czasem zapłonu paliwa w komorze dopalacza);



Rys. 4. Zmiana podstawowych parametrów pracy silnika w czasie włączania dopalacza, zapisana przez rejestrator parametrów
TL-35/76-R4



Rys. 5. Typowa zmiana poślizgu łożysk z obu wirującymi biegniami w czasie pracy silnika dwuwirnikowego: 1 — na ustalonych zakresach, 2 — przy wzroście prędkości obrotowych silnika, 3 — przy spadku prędkości obrotowej silnika

— ujemną wartość poślizgu w czasie gwałtownego wyłączenia dopalacza przy $\Delta n = n_w - n_n \approx -500$ obr./min;

— ujemną wartość poślizgu w czasie włączania dopalacza przy $\Delta n = n_w - n_n \approx -700$ obr./min (przy niewłaściwej synchronizacji wzrostu pola przekroju wylotowego dyszy z czasem zapłonu paliwa w komorze dopalacza).

Ze względu na zmianę wielkości tego poślizgu w całym zakresie obliczeniowych i nieobliczeniowych warunków pracy silnika, konstruowanie podpór silników dwuwirnikowych z obu wirującymi biegniami nastęrcza szereg niełatwych do pokonania trudności. Jedną z nich stanowi dobór odpowiednich luzów promieniowych łożysk, w których obydwie biegnie wirują z dużymi prędkościami obrotowymi bezwzględnie i stosunkowo niewielkimi prędkościami względnymi, lecz o zmiennej wartości.

Drugą z trudności stanowi zapewnienie tak pracującym łożyskom właściwego olejenia i chłodzenia (temperatura ich pracy na zakresie maksymalnym silnika równa jest około 250°C i jest wyższa od temperatury pracy pozostałych łożysk o około 70÷80°C). Istotną trudność stanowi również właściwy dobór pasowania biegni na obudowie i biegni na czołowym wału.

Istnieje zatem wiele problemów, których nie można jednoznacznie rozwiązać przy projektowaniu łożysk. Dlatego też w chwili obecnej nie dysponuje się jeszcze ścisłymi metodami obliczeń tych łożysk, a ich dobór opiera się o obliczenia przybliżone, oparte o obserwację pojawiania się oznak zmęczenia w biegniach tych łożysk, eksploatowanych w różnych warunkach pracy. Zdaniem St. Szczecińskiego [3], zależność obliczeniowa wiążąca ze sobą czas pracy, obciążenie działające na łożysko oraz prędkość obrotową jednej biegni względem drugiej ma następującą postać:

$$C = Q (n \cdot h)^{0,3} \quad (1)$$

gdzie: C — nośność łożyska, Q —

obciążenie zastępcze (zredukowane) łożyska, n — prędkość obrotowa jednej biegni łożyska względem drugiej, h — czas niezawodnej pracy łożyska.

W oparciu o ten wzór oblicza się długotrwałość pracy łożysk z obu wirującymi biegniami, która w porównaniu z wartością wymaganą jest dla tych łożysk dwukrotnie większa niż dla pozostałych łożysk silnika dwuwirnikowego. Są to jednak obliczenia wstępne. Ostateczną ocenę właściwego doboru łożysk, ich pasowań, odpowiedniego chłodzenia i olejenia dokonuje się natomiast w stadium badań prototypowych, a ocenę żywotności łożysk — najczęściej dopiero w okresie eksploatacji.

Rodzaje uszkodzeń łożysk tocznych z obu wirującymi biegniami i przyczyny ich powstawania w czasie eksploatacji silnika

Na uszkodzenia łożysk tocznych z obu wirującymi biegniami mogą składać się ich pęknięcia, wykruszenia, wypracowania, ślady przegrzania, korozja, rozwarstwienie materiału, wżery i porowatości, skałeczenia, wgniecenia, zmiana owalności kulek, itp. Ogólnie można je podzielić na uszkodzenia związane ze zmęczeniem materiału oraz z jego zużyciem.

Trwałość zmęczeniowa dla poszczególnych łożysk nawet tego samego typu nie jest wielkością stałą, gdyż jest zależna od bardzo wielu czynników. Uszkodzenia zmęczeniowe łożysk występują w postaci odprysków drobnych cząstek metalu (tzw. łuszczenia), najczęściej na biegni zewnętrznej łożyska. Biegnia ta jest podatna najbardziej na zmęczenie ze względu na występujące w niej w czasie pracy łożyska największe naprężenia obwodowe, które można wyrazić wzorem [3]:

$$\sigma_{II} = \rho \cdot u^2 \quad (2)$$

gdzie: σ_{II} — naprężenia obwodowe, ρ — gęstość materiału biegni, u — prędkość obwodowa na średnim promieniu biegni.

Wielkość tych naprężeń ulega zmianie w szerokim zakresie, w zależności od zmiany warunków pracy silnika, wywołując tym samym zmienny stan obwodowych odkształceń sprężystych tej biegni, co doprowadza w rezultacie do zmęczenia materiału. Przy zaawansowanym stadium rozwoju procesu zmęczeniowego w łożysku złuszczenie materiału może pojawić się na powierzchniach wszystkich elementów łożyska. Najczęściej jednak złuszczenie powierzchni występuje na biegni zewnętrznej łożyska wałeczkowego tylniej podpory wirnika II stopnia turbiny. W łożysku kulkowym podopry pośredniej części natomiast występuje zmiana owalności kulek w granicach 5÷8 μ (podana jako różnica największej i najmniejszej ich średnicy), przy czym zmiana tej owalności występuje w wielu przypadkach tylko na jednej z kulek danego łożyska.

Istotną rolę w zapewnieniu niezawodnej pracy tych łożysk odgrywa właściwe warunki ich chłodzenia. W tym celu stosowany jest przedmuch powietrza przez łożyska i przez kanał utworzony między ściankami obu wirujących wałów. Powietrze przepły-

wając tym kanałem porywa wtryskiwany w to miejsce olej i tym samym chłodzi łożysko tylnej podpory wirnika II stopnia turbiny zapewnia równocześnie jego olejenie, tzn. wymuszone bez ciśnienia. łożysko podpory pośredniej olejone jest natomiast w sposób wymuszony pod ciśnieniem.

Oprócz uszkodzeń zmęczeniowych występować może w omawianych łożyskach również ich zużycie. Do tego rodzaju uszkodzeń zaliczyć można wgniecenia na biegniach jako rezultat plastycznego odkształcenia materiału w wyniku przekroczenia określonego WT obciążenia lub uderzenia. Uszkodzenia takie mogą powstać zarówno w czasie pracy silnika jak również w czasie jego transportu (np. na skutek chwilowego obciążenia udarowego czy drgań silnika). Zużycie łożysk może powstawać również w czasie rozruchu silnika, kiedy w jego początkowej fazie występuje niedostateczne olejenie łożysk (są one wtedy pozbawione cyrkulacji świeżego oleju).

Istotną rolę w tym przypadku odgrywa dobór na elementy łożyska materiałów o dobrych właściwościach przeciwwzgrzewnych. Właściwości te stanowią o możliwości ścierania materiału bez gwałtownego ubytku i są tym bardziej istotne, że przy ponownym zabudowywaniu łożysk w remoncie (bez względu na wielkość pozostałości resursu łożysko nie może być częściej zabudowane na silnik niż dwa razy) nie bada się ich pod względem materiałowym, a ich stan techniczny określa się jedynie w oparciu o weryfikację wizualną i pomiarową.

Duży wpływ na zużycie łożysk może wywierać również ich zanieczyszczenie mechaniczne. Niezależnie bowiem od zanieczyszczeń początkowych, tzn. tych, które znalazły się w oleju lub w układzie olejowym (również w łożyskach) przed rozpoczęciem procesu eksploatacji, w każdym układzie olejowym powstają w czasie pracy zanieczyszczenia mechaniczne o konsystencji ciał stałych, półstałych i ciekłych. Pierwszy rodzaj tych zanieczyszczeń to najczęściej produkty zużycia współpracujących ze sobą elementów układu olejowego, a pozostałe zanieczyszczenia — to produkty fizyko-chemicznych zmian oleju. Zanieczyszczenia te przedostając się wraz z olejem do łożysk będą przyspieszać ich zużycie mechaniczne (najczęściej w postaci rys na powierzchniach).

Specjalnym rodzajem uszkodzenia łożysk jest ich korozja. Przyczyna korozji może być obecność w oleju wody lub związków korozyjnych, np. produktów utleniania oleju. Powoduje ona powstawanie wżerów korozyjnych na biegniach łożyska, w wyniku czego wzrasta moment ich tarcia w czasie prac łożyska, powodując tym samym większe ich zużycie (a także współpracujących z nimi innych elementów łożyska).

LITERATURA

1. M. OSTAPKOWICZ: Poślizg wirników silników odrzutowych. WPT. Artykuł w druku.
2. NIECZAJEW, FIEDOROW, GOWOROW: Teoria awiacyjnych dwigateli. Czast II. 1972.
3. St. SZCZECIŃSKI: Dwuwirnikowe i dwuprzepływowe lotnicze silniki turbينية. Warszawa 1971. WKiŁ.

Zastosowanie badań symulacyjnych w procesie projektowania i dopracowywania układów paliwowo-regulacyjnych lotniczych silników turbinowych

Mgr inż. MIROSLAW CHROBOT
Mgr inż. ALEKSANDER HAGER

Omówienie prac prowadzonych w zakresie badań symulacyjnych układów paliwowych lotniczych silników turbinowych. Zalety badań symulacyjnych oraz podstawowe zasady pracy zbudowanego stoiska symulacyjnego. Przykładowe oscylogramy badań symulacyjnych lotniczego turbinowego silnika jednowałowego.

Niezbędne na wszystkich etapach rozwoju układów paliwowo-regulacyjnych badania eksperymentalne współpracy w zespole lotniczy silnik turbinowy — układ paliwowo-regulacyjny nastrojąca szereg poważnych trudności związanych z [1, 2, 3]:

- skomplikowanymi charakterystykami podzespołów układów paliwowych (silne, celowo wprowadzone nieliniowości);

- koniecznością prowadzenia skomplikowanych pomiarów dużej liczby parametrów;

- szerokim zakresem pracy obiektu regulacji (duży zakres zmian wysokości i prędkości lotu) i związanymi z tym zmianami statycznych i dynamicznych charakterystyk obiektu regulacji;

- wysokim kosztem badań na hamowni i prób w locie;

- niebezpieczeństwem występującym przy próbach na hamowni i w locie z doświadczalnymi lub prototypowymi układami paliwo-regulacyjnymi;

- zwykle zaistniałym opóźnieniem w rozwoju układu paliwowego w stosunku do rozwoju silnika.

Firmy światowe projektujące i wytwarzające układy paliwowe lotniczych silników turbinowych stosują specjalne urządzenia (stoiska badawcze zwane symulatorami silników), umożliwiające przeprowadzenie badań współpracy kompletnych rzeczywistych układów paliwowych z modelowanymi (symulowanymi) obiektami regulacji. Przy opracowywaniu nowych i dopracowaniu (modyfikacji) istniejących konstrukcji układów paliwowych metoda badań symulacyjnych jest jedynym sposobem, za pomocą którego można badać prototypowe lub doświadczone konstrukcje, gdy nie ma jeszcze do dyspozycji prototypowych egzemplarzy silnika. Dostrojony do hipotetycznych (obliczeniowych) charakterystyk silnika symulator pozwala na eliminację koniecznego przy tradycyjnym projektowaniu opóźnienia w rozwoju układu paliwowego względem rozwoju silnika.

Z istotą stosowania takich badań symulacyjnych wiążą się także inne bezpośrednie korzyści, jakie osiąga zakład projektujący i wytwarzający układy paliwowe, polegające na:

- możliwości prowadzenia badań współpracy układu paliwowego z symulowanym silnikiem w dowolnych warunkach pracy przy niskich w po-

równaniu z kosztem rzeczywistego silnika i samolotu (śmigłowca) nakładach, przy czym urządzenie to jest praktycznie w każdej chwili do dyspozycji projektanta;

- możliwości przeprowadzania eksperymentów, które w rzeczywistych warunkach lotu byłyby niebezpieczne (jak np. sprawdzenie efektów uszkodzenia podzespołów lub elementów układu paliwowego).

Opis symulatora

Mała ilość publikowanych informacji o technicznych rozwiązaniach poszczególnych układów tak skomplikowanego urządzenia i o samej metodycie prowadzenia badań symulacyjnych uniemożliwia praktyczne wykorzystanie już sprawdzonych rozwiązań.

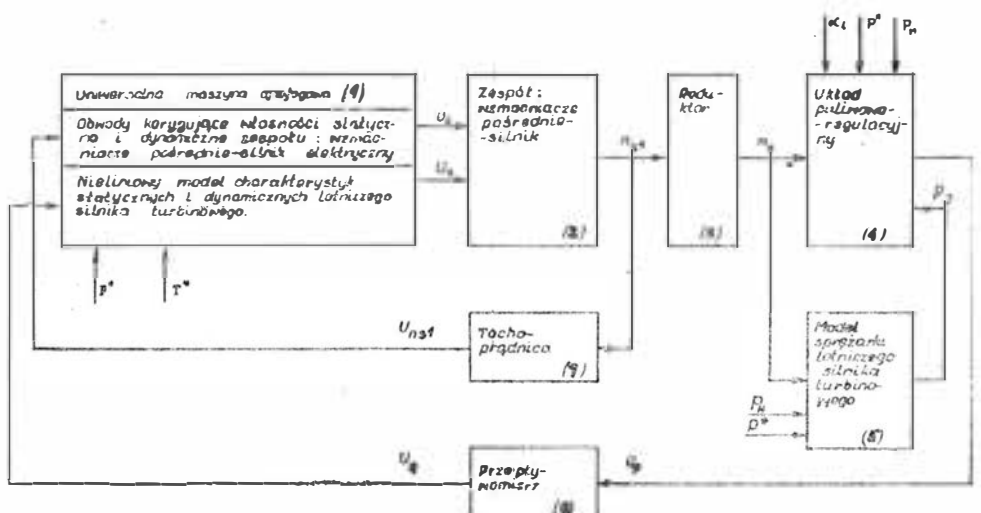
Jednak wobec oczywistych, wynikających ze stosowania badań symulacyjnych korzyści podjęto samodzielnie prace mające na celu wprowadzenie takich badań symulacyjnych jako integralnej części procesu projektowania i dopracowania układów paliwowych jedno- i dwuwłowych silników turbinowych. W efekcie żmudnych prac i szeregu stopniowych ulepszeń wprowadzanych przez zespół specjalistów w okresie kilku lat doprowadzono do uzyskania uniwersalnego urządzenia symulacyjnego stosowanego praktycznie w pracach projektowych nad układami paliwowymi lotniczych silników turbinowych. Badania symulacyjne odbywają się na zaprojektowanym i wykonanym w kraju stoisku, wyposażonym we wszystkie niezbędne układy napędowe, wzmacniające, przetwarzające i pomiarowe, zwanym symulatorem lotniczych silników turbinowych. Stoisko to stanowi złożony kompleks współpracujących ze sobą zespołów elektrycznych, elektronicznych, mechanicznych, hydraulicznych i pneumatycznych.

Zasada pracy stoiska w przypadku symulacji jednowałowego silnika turbinowego (rys. 1)

Nieliniowy model matematyczny opisujący statyczne i dynamiczne własności symulowanego silnika realizowany jest za pomocą uniwersalnej maszyny analogowej (1). Sygnałem wejściowym dla modelu silnika jest wielkość napięcia U_Q , proporcjonalna do wydajności paliwa, odmierzonej przez układ paliwowy. Warunki otoczenia (wysokość i prędkość lotu) wprowadzane są do modelu w sposób dyskretny poprzez zmianę nastaw potencjometrów schematu maszynowego.

Wielkością wyjściową modelu silnika jest napięcie U_s proporcjonalne do prędkości obrotowej modelowego silnika. Napięcie to poprzez układ wzmacniaczy pośrednich steruje bezstopniową zmianą częstości obrotów wykonawczego silnika elektrycznego (2), który poprzez reduktor (3) napędza pompę paliwową i regulatory badanego układu. Oprócz sygnału częstości obrotów silnika n_s do układu paliwowego wprowadzane są sygnały odpowiadające wartości ciśnienia śpiętrzenia P^* i otoczenia P_H (prędkość i wysokość lotu). Sygnały te wypracowywane są przez układ zawierający sprężarkę i pompy próżniowe (5). Układ paliwowy otrzymuje także sygnał odpowiadający położeniu kątowemu α_1 dźwigni sterowanych przez pilota.

Wydajność paliwa Q_p na wyjściu z układu paliwowego jest mierzona i przekształcana na proporcjonalny sygnał napięcia U_Q przez układ przepływomierza turbinowego i przetwornik częstotliwości-napięcia (6). Sygnał ten podany jest z kolei do maszyny analogowej (1) jako sygnał wejściowy do modelu silnika. Reduktor (3), którego sygnał wejściowy — prędkość obrotowa n_s — jest proporcjonalny do częstości obrotów modelowanego sil-



Rys. 1. Schemat ideowy stoiska symulacyjnego

nika (turbosprężarki silnika), napędza dodatkowo układ modelu sprężarki (5). Zespół ten realizuje żadaną, nieliniową w funkcji częstości obrotów silnika wartość ciśnienia powietrza, będącą także jednym z sygnałów wejściowych sterujących pracą układu paliwowego. Konstrukcja podzespołów modelu sprężarki umożliwia zmianę modelowanej charakterystyki w szerokim zakresie, co pozwala na symulowanie charakterystyk sprężarek roz-

maitych lotniczych silników turbinyowych.

Sygnał wyjściowy członu (2) dodatkowo napędza tachoprądnice (7), której sygnał wyjściowy U_{ns1} jest proporcjonalny do prędkości obrotowej i jest sygnałem wejściowym dla modelowanych za pomocą maszyny analogowej (1) obwodów korekcyjnych. Obwody te polepszają własności statyczne i dynamiczne zespołu: wzmacniają — silnik elektryczny.

W trakcie normalnej pracy stoisko sterowane jest sygnałem położenia dźwigni sterujących α_i oraz sygnałami zewnętrznymi warunków pracy (P_2 , P_H i P^*).

W celu umożliwienia symulacji dwuwałowych silników turbinowych układ stoiska zawiera dodatkowo niezależny napęd elektryczny. Napęd ten, sterowany także poprzez maszynę analogową, symuluje pracę układu wolnej turbiny silnika.

Stoisko wyposażone jest w aparaturę umożliwiającą pomiary za pomocą czujników i przetworników wielkości nieelektrycznych wszystkich istotnych parametrów, takich jak:

- prędkość obrotowa,
- wydajność paliwa,
- ciśnienie i różnica ciśnień,
- przesunięcia,
- przyspieszenia.

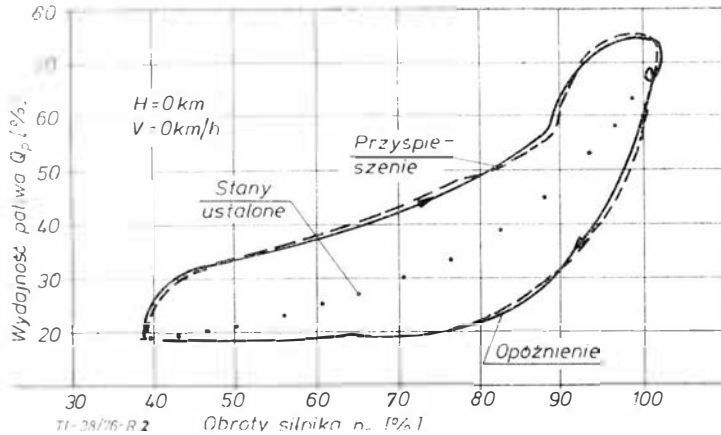
Rejestracja przebiegów dynamicznych odbywa się za pomocą wielokanałowego rejestratora pętlicowego oraz rejestratorów X/Y/t. Konstrukcja stoiska i dobrany zestaw aparatury kontrolno-pomiarowej zapewnia dużą uniwersalność urządzenia. W stosunkowo krótkim czasie (kilka godzin) można zmienić zarówno typ symulowanego silnika jak i rodzaj układu paliwowego, co umożliwia badanie rozmaitych projektowanych i wytwarzanych silników i układów paliwowych.

Modele analogowe badanych silników rozwiązywano (realizowano) za pomocą uniwersalnych maszyn analogowych wyposażonych w układy sterowania logicznego (HS7-2 Solatron, WAT-1010). Przyjęty sposób budowy i realizacji matematycznych modeli lotniczych silników turbinowych oparto na zasadach omówionych przez [1, 3, 4]. Dla jednowałowych lotniczych silników turbinowych wykorzystano koncepcję budowy i realizacji modelu szczegółowo przedstawionego przez [2]. Rysunki 2, 3 i 4 przedstawiają przykładowe przebiegi otrzymane w trakcie badań symulacyjnych. Rys. 2 przedstawia (w układzie współrzędnych Q_p , n_s) przebiegi przyspieszania i opóźniania (akceleracji i deceleracji) silnika w warunkach odpowiadających pracy na ziemi (próby hamowniane). Rys. 3 przedstawia (dla tych samych warunków) przebiegi prędkości obrotowej turbosprężarki i wydajności paliwa podawanego do silnika w funkcji czasu, w trakcie przyspieszania i opóźniania silnika. W celu bezpośredniego porównania przedstawiono na rysunkach przebiegi rzeczywistego silnika badanego w warunkach odpowiadających warunkom wykonanych badań symulacyjnych (ciśnienie i temperatura otoczenia). Rys. 4 przedstawia przykładowe wyniki badań symulacyjnych dla warunków pracy silnika odpowiadających lotowi na wysokości z zadaną prędkością.

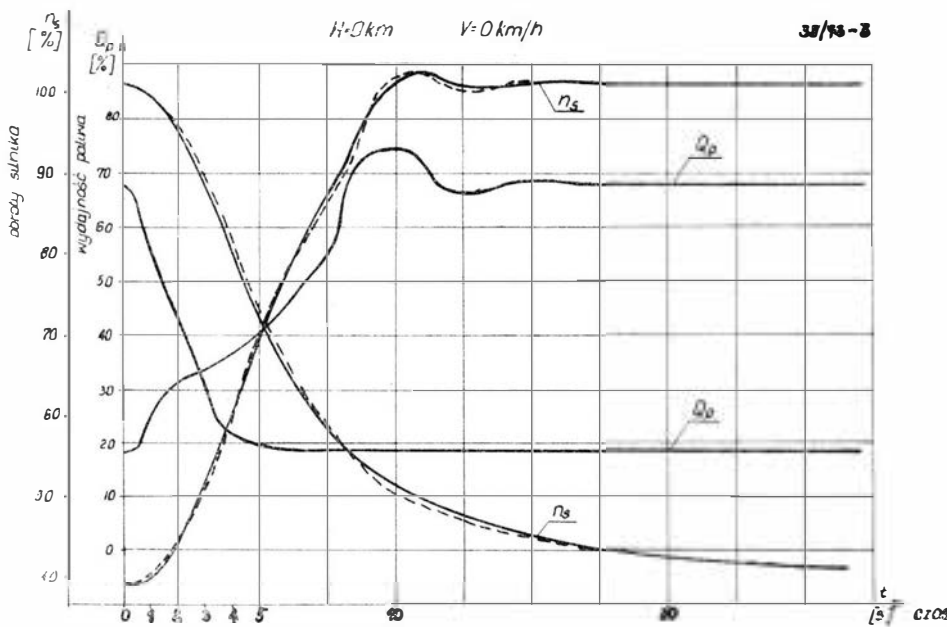
Ocena uzyskanych efektów

W ramach prac prowadzonych przy projektowaniu i dopracowywaniu (modernizacji) układów paliwowych zrealizowano dotychczas szereg programów badań, których celem było:

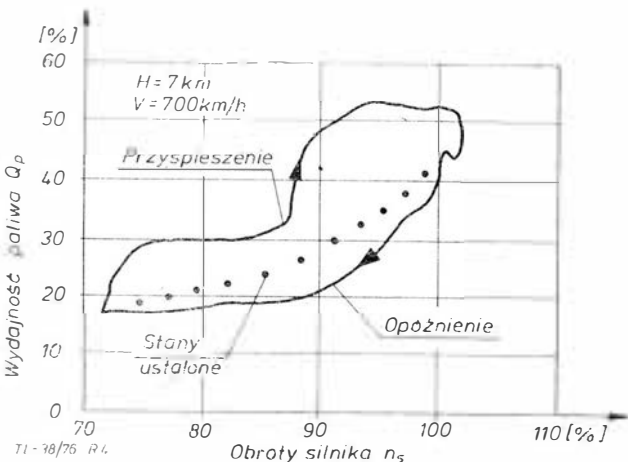
- sprawdzenie prawdziwości koncepcji wprowadzonych zmian konstrukcyjnych i technologicznych, wybór rozwiązania optymalnego;



Rys. 2. Przebiegi (przyspieszenie i opóźnienie) symulowanego silnika jednowałowego dla wysokości $H=0$ km i prędkości $V=0$ km/h; linią przerywaną przedstawiono przebiegi rzeczywistego silnika



Rys. 3. Przebiegi (przyspieszenie i opóźnienie) symulowanego silnika jednowałowego dla wysokości $H=0$ km i prędkości $V=0$ km/h, linia przerywana — przebiegi rzeczywiste silnika



Rys. 4. Przebiegi (przyspieszenie i opóźnienie) symulowanego silnika jednowałowego dla wysokości $H=7$ km i prędkości $V=700$ km/h

— sprawdzenie konstrukcji prototypowych;

— poprawa jakości i niezawodności układów paliwowych (poprzez wyjaśnienie techniczne zaobserwowanych usterek, ustalenie sposobu ich usunięcia, sprawdzenie efektu planowanych zmian w sposobie i warunkach regulacji układu itp.).

Analiza wyników przeprowadzonych badań była podstawą do wprowadzenia odpowiednich zmian usuwających usterki oraz podstawą wyboru rozwiązań optymalnych, poprawiających pracę wytwarzanych układów paliwowych.

Do najważniejszych efektów technicznych wynikających z zastosowania metody badań symulacyjnych należą:

— możliwość dogłębnego i prawidłowego wyjaśnienia technicznej strony przewidywanych lub występujących w eksploatacji usterek;

— możliwość optymalnego doboru charakterystyk układu paliwowo-regulacyjnego do charakterystyk obiektu regulacji (silnika) przy uwzględnieniu pełnego zakresu zmian warunków lotu bez konieczności stosowania pracochłonnych, kosztownych, a często niebezpiecznych, badań na obiekcie finalnym (samolocie, śmigłowcu).

Znaczną trudność sprawia natomiast określenie liczbowe uzyskanych efek-

tów ekonomicznych. Stosując różne kryteria do porównania efektywności tradycyjnych badań układu paliwowego z efektywnością badań symulacyjnych otrzymuje się różne oszacowania. Wymierne efekty ekonomiczne wynikające z dotychczas prowadzonych badań obejmują:

— różnicę pomiędzy kosztem badań tradycyjnych (na obiekcie finalnym) a badaniami symulacyjnymi przy wprowadzaniu zmian (modyfikacji) obiektu finalnego (silnika),

— zmniejszenie liczby reklamacji (zmniejszenie liczby występujących w produkcji seryjnej usterek);

Na uwagę zasługują jednak i efekty niewymierne, takie jak:

— zmniejszenie poziomu ryzyka niezbędnych prób w locie;

— szybkie nadążanie za zmianami wprowadzanymi w obiekcie regulacji (silniku).

Podsumowanie

Przedstawiony, stosowany praktycznie, sposób badania układów paliwowych, oprócz osiągniętych w chwili obecnej niebagatelnych efektów technicznych i ekonomicznych ma ważne znaczenie przy pracach nad nowymi

układami paliwowymi lotniczych silników turbinowych.

Przy podjęciu takich prac w całej rozciągłości będzie wykorzystana jedna z najbardziej istotnych zalet badań symulacyjnych, polegająca na możliwości sprawdzenia współpracy prototypowej konstrukcji układu paliwowego z symulowanym obiektem regulacji, gdy nie ma jeszcze do dyspozycji jego prototypowych egzemplarzy. Umożliwi to uniknięcie opóźnienia w rozwoju układu paliwowego w stosunku do rozwoju silnika i znacznie mniejszy niezbędny nakład finansowy i okresy czasu na opracowanie spełniającego narzucone warunki prototypu układu paliwowego.

LITERATURA

1. B. P. BICAJEV: Analogovyje i cyfrovye modeli morskich gazoturbinnich ustanovek. Leningrad 1969 Sudostrojenie.
2. S. BRAMSKI, M. RYBAK: Modelowanie układów nieliniowych na przykładzie jednowałowego turbinowego silnika odrzutowego. *Prace Instytutu Lotnictwa* nr 50/1972 r. WNT Warszawa.
3. I. V. LUBOMUDROV: Primienienije teorii podobija pri projektirovani sistem upravlenija gazoturbinnich dvigatielej. Moskwa 1971 Mašinostrojenie.
4. A. A. SEVJAKOV: Avtomatika aviacionnych i raketnych silowych ustanovek. Moskwa 1965 Mašinostrojenie.

KSIAZKI LOTNICZE

D. P. DAVIES: **Pilotowanie bolszych rektiwnych samolotow.** Tłum. z jęz. angielskiego. Tytuł oryginału: *Handling the Big Jets*. Wyd. Maszynostrojenie, Moskwa 1975. S. 368. Cena 1 r. 79 kop (17,90 zł)

Książka poświęcona jest specyfice pilotowania wielkich samolotów odrzutowych i różnicom ich własności pilotażowych w stosunku do samolotów tłokowych.

Autor — znany brytyjski pilot doświadczalny, od 1949 r. główny pilot doświadczalny ARB (brytyjski odpowiednik IKCSP) — przekazuje swoje bogate doświadczenie pilotom przechodzącym z samolotów tłokowych na odrzutowe. Książka zawiera dużo ciekawych informacji, podanych bardzo przejrzysto i z dużą ścisłością. Informacje obejmujące zjawiska z mechaniki lotu i aerodynamiki są przeplatane opisami stosowanych technik pilotażu i sposobu wykorzystania wyposażenia samolotu. Przy tym książka napisana jest niezwykle systematycznie — układ jej pozwala na

wszechstronne poznanie omawianego zagadnienia.

W języku angielskim książka jest wydana przez ARB i jest przez tę instytucję rozprowadzana, podobnie jak przepisy BCAR. To pozwala uważać ją za autoryzowaną przez Organ Nadzoru, co — obok wspomnianej systematyczności i przejrzystości — określa jej wartość.

Może być uważana za podstawowe — obok instrukcji pilotażu — źródło informacji na temat pilotażu odrzutowych samolotów komunikacyjnych. Jest bardzo wartościowa dla pilotów i personelu technicznego zajmującego się eksploatacją takich samolotów.

Ze względu na informacje o charakterze ogólnym — może być przydatna dla wszystkich pracowników technicznych lotnictwa, zarówno cywilnego, jak i wojskowego.

Z uwagi na szczególną wartość — pożądane byłoby przetłumaczenie książki na język polski i wydanie w nakładzie 2÷3 tys. egzemplarzy.

A.K.

P. A. SOŁOMONOW: **Tiechniczeskije woprosy obiespieczenia biezopasnosti poliotow.** Wyd. Wojennoje Izdatie!stwo Min. Oborony SSSR., Moskwa S. 120. Cena 23 kop. (2,30 zł)

Książka omawia problemy techniczne bezpieczeństwa lotów, metody ilościowej oceny bezpieczeństwa lotów i niezawodności sprzętu. Zajmuje się zagadnieniami niezawodności sprzętu i wpływem na nią organizacji procesów produkcji, kontroli i eksploatacji.

Podaje opisy systemów wykrywania defektów różnych układów samolotu, systemów awaryjnych. Pokładowa aparatura rejestrująca parametry lotu i metodyka analizy przyczyn defektów i wypadkowe stanowią treść końcowych rozdziałów.

Książka zawiera wiele — podanych nieco skrótowo — informacji na temat metodyki i organizacji badań wypadków lotniczych, uwzględnia raczej sprzęt wojskowy. Może być pożyteczna dla personelu technicznego lotnictwa oraz specjalistów w zakresie badania wypadków.

A.K.

Szkolnictwo zawodowe w lotnictwie cywilnym

Istnieje pilna potrzeba poinformowania kandydatów o lotniczych zawodach specjalistycznych o możliwościach kształcenia się w tej branży. Informacja ta — ujęta kompleksowo — może być również przydatna dla Działów Kadr i Szkolenia instytucji i zakładów lotniczych. W tym sta-

nie rzeczy na podstawie: *Informatora dla kandydatów do szkół zawodowych na podbudowie programowej szkoły podstawowej 1976/77*, opracowanego przez Ministerstwo Oświaty i Wychowania (Wyd. Szkolne i Pedagogiczne 1976 r.), *Informatora o szkołach zawodowych dla absolwentów ZSZ i szkół*

równorzędnych oraz liceów ogólnokształcących 1976/77, w opracowaniu Ministerstwa Oświaty i Wychowania (wyd. jak poprzednio), *Informatora o szkołach zawodowych resortu Przemysłu Maszynowego* (Wyd. Przemysłu Maszynowego WEMA, 1976 r.) oraz korektur i uzupełnień przekazanych w

Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego, Centralnym Zarządzie Lotnictwa Cywilnego, w P.L. LOT, w Ministerstwie Oświaty i Wychowania oraz w Ministerstwie Rolnictwa — opracowane zostały (załączone przy niniejszym) dwie Tabele Informacyjne: dla zawodu mechanika lotniczego (I) i dla zawodu technika mechanika lotniczego i techników innych specjalności (II). W odróżnieniu od urzędowych informatorów — nasze tabele ułożone zostały w układach związanych nie z terenem, lecz z zawodem.

Liczmy się z tym, że treść tabel ma błędy i braki, gdyż i materiały, na których opieraliśmy się, mają usterki i niedomówienia. W związku z tym uprzejmie prosimy Czytelników — dla dobra zawodowego szkolnictwa lotniczego — o sygnalizowanie do Redakcji swych uwag i spostrzeżeń.

Wykazane w tabelach dane dla szkół lotniczych pozwolą kandydatom do zawodu obrać kierunek kształcenia w zależności od

tego, czy ukończyli oni szkołę podstawową, zasadniczą szkołę zawodową (ZSZ), czy liceum. Uczniowie podejmujący naukę w szkołach przyzakładowych korzystają z uprawnień socjalnych przysługujących pracownikom. Już od klasy I liczy się staż pracy, co ma znaczenie później, przy podejmowaniu starań o własne mieszkanie. Uczniowie otrzymują miesięczne wynagrodzenie oraz doroczną premię, tzw. trzynastą pensję. Kierownictwa szkół organizują wycieczki i wczasy.

Zapoznanie się z siatką zawodowych szkół lotniczych, z ich rozmieszczeniem oraz profilem skłania do refleksji oraz zgłoszenia postulatów. Czym może się tłumaczyć, że w kraju, w którym rozwija się przemysł lotniczy i w którym stawia się na elektronikę — brak jest wytypowanych szkół do kształcenia osprzętowców — awioników? Nie jest to wąska specjalność, biorąc choćby pod uwagę prowadzone kształcenie w zakresie napędów hydraulicznych

i pneumatycznych. A w ogóle — nauczanie w dziedzinie osprzętu pokładowego (który przecież w nowoczesnym sprzęcie latającym pochłania 50÷75% kosztu) nie jest dostateczne, przykładem może być zakład warszawski na Grochowie — par excellence osprzętowy — który nie szkoli mechaników z tej dziedziny. Warto się też zastanowić, czy nie byłoby potrzebne specjalistyczne szkolenie mechaników i techników mechanicznych śmigłowcowych, zlokalizowane w Świdniku. Jak nam wiadomo, między CZL.C a Ministerstwem Oświaty i Wychowania były prowadzone rozmowy na temat celowości wprowadzenia do indeksu zawodów specjalności: technika automatyka lotniczego. W związku z programem państwowym — i w lotnictwie specjalizacja taka powinna być preferowana. Niestety, propozycja lotnictwa została oceniona negatywnie i odrębnego kształcenia w tej dziedzinie nie podejmuje się.

W.Z.

TABELA INFORMACYJNA I dla zawodu MECHANIKA LOTNICZEGO

I.p.	Zawód wyuczany	Jednostka pedagogiczna w zespole szkół	Okres nauki (lata)	Nazwa i adres Szkoły. Instytucja nadrzędna	Uwagi
1	mechanik budowy płatowców (płatowcowy)	Zasadnicza Szkoła Zawodowa (ZSZ) przyzakładowa dla młodocianych	3	Lotnicze Zakłady Naukowe MPM im. gen. Świerczewskiego, ul. Kielczowska 43, 51-315 Wrocław, tel. 25-30-75; Ministerstwo Przemysłu Maszynowego (MPM); Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego, (ZPLiS)	zespół szkół posiada internat
2.A	mechanik lotniczy	ZSZ przyzakładowa dla młodocianych	3	Zespół Szkół Zawodowych Wytworni Sprzętu Komunikacyjnego (WSK) PZL — Rzeszów, ul. Techniczna 9, 35-083 Rzeszów, tel. 413-41 MPM, ZPLiS	
2.B		ZSZ przyzakładowa	3	Zespół Szkół Technicznych WSK PZL — Warszawa-Okęcie, Aleja Krakowska 110/114, 00-973 Warszawa, tel. 46-01-83; MPM, ZPLiS	
2.C		—	3	Zasadnicza Szkoła Zawodowa Doksztalająca, ul. Włociańska 35, 01-710 Warszawa, tel. 33-37-61; Min. Oświaty i Wychowania; Kuratorium Oświaty i Wychowania w Warszawie	
2.D		—	3	Zasadnicza Szkoła Zawodowa Przyzakładowa PKP Węzła Kolejowego MK, ul. Chodakowska 50, 03-816 Warszawa, tel. 19-02-01, wewn. 3832; Zarząd Szkolenia Zawodowego Ministerstwa Komunikacji	zgłoszenia kandydatów przyjmują Polskie Linie Lotnicze LOT, Wydział Szkolenia, ul. 17 Stycznia 39, 02-148 Warszawa, tel. 46 96-74, 46-04-11 wewn. 357
3	mechanik lotniczych silników spalinowych	jak w poz. 1	3	jak w poz. 1	program nauczania wspólny z poz. 1
4.A	mechanik osprzętu lotniczego i urządzeń pokładowych	Liceum zawodowe	4	Zespół Szkół Technicznych WSK PZL — Świdnik, ul. Przdowników Pracy 19, 21-045 Świdnik, tel. 120-61, w. 352; MPM, ZPLiS	
4.B		jak w poz. 1	3	jak w poz. 1	program nauczania wspólny z poz. 1
5	mechanik osprzętu lotniczego	—	4	Liceum Zawodowe, 08-530 Dęblin; Min. Oświaty i Wychowania; Kuratorium Oświaty i Wychowania w Lublinie	Liceum posiada internat; przyjęcie po ukończeniu 8 klas; absolwenci otrzymują maturę i kwalifikacje w zawodzie
6	mechanik budowy napędów hydraulicznych i pneumatycznych	jak w poz. 1	3	jak w poz. 1	program nauczania wspólny z poz. 1

UWAGA: Zasadnicze Szkoły Zawodowe (ZSZ) kształcące w zawodzie mechanika przyjmują kandydatów z ukończoną szkołą podstawową.

TABELA INFORMACYJNA II dla zawodu **TECHNIKA MECHANIKA LOTNICZEGO I INNYCH**

Lp.	Zawód wyuczony	Jednostka pedagogiczna w zespole szkół	Okres nauki (lata)	Nazwa i adres szkoły Instytucja nadrzędna	Uwagi
1.A	technik mechanik — specjalność: budowa płatowców	Technikum przyzakładowe	3	Zespół Szkół Technicznych WSK PZL — Warszawa-Okecie, Aleja Krakowska 110/114, 00-973 Warszawa, tel. 46-01-83; MPM, ZPLiS	przyjęcie po ukończeniu ZSZ
1.B		Technikum młodzieżowe	5	Zespół Szkół Technicznych WSK PZL — Świdnik, ul. Przędowników Pracy 19, 21-045 Świdnik, tel. 120-61, wewn. 352; MPM, ZPLiS	
1.C		Techn. przyzakład.	3		
1.D		Technikum zaoczne	3		
1.E		Technikum młodzieżowe	5	Zespół Szkół Technicznych MPM, ul. Ludowego Wojska Polskiego 7, 39-300 Mielec, tel. 24-76, wewn. 5; ZPLiS	Zespół Szkół posiada internat; przyjęcie po ukończeniu 8 klas
1.F		Technikum dla pracujących	3		przyjęcie po ukończeniu ZSZ
1.G		Technikum młodzieżowe	5	Zespół Szkół Zawodowych WSK PZL — Rzeszów, ul. Techniczna 9, 35-083 Rzeszów, tel. 413-41; MPM, ZPLiS	przyjęcie po ukończeniu 8 klas
1.H		Technikum przyzakładowe	3		przyjęcie po ukończeniu ZSZ
1.I		Technikum młodzieżowe	5	Zespół Szkół Technicznych MPM ul. Czerniakowska 137, 00-720 Warszawa, te. 41-40-97, 41-99-31; ZPLiS	przyjęcie po ukończeniu 8 klas
2.A		technik mechanik — specjalność: budowa lotniczych silników spalinywych	Technikum młodzieżowe	5	Lotnicze Zakłady Naukowe MPM im. gen. Świerczewskiego, ul. Kielezowska 43, 51-315 Wrocław, tel. 25-30-75; ZPLiS
2.B	Technikum młodzieżowe		3		przyjęcie po ukończeniu ZSZ
2.C	Technikum dla pracujących		3		
2.D	Technikum przyzakładowe		3	Zespół Szkół Technicznych WSK PZL — Kalisz, ul. Częstochowska 99, 62-800 Kalisz, tel. 52-84; MPM, ZPLiS	przyjęcie po ukończeniu ZSZ
2.E	Technikum młodzieżowe		5	Zespół Szkół Zawodowych WSK PZL — Rzeszów, ul. Techniczna 9, 35-083 Rzeszów, tel. 413-41; MPM, ZPLiS	przyjęcie po ukończeniu 8 klas
2.F	Technikum przyzakładowe		3		przyjęcie po ukończeniu ZSZ
3.A	technik mechanik — specjalność: osprzęt lotniczy i urządzenia pokładowe	Technikum przyzakładowe	3	Zespół Szkół Technicznych WSK PZL Warszawa II, ul. Kamionkowska 32/34, 00-805 Warszawa, tel. 10-20-01, wewn. 522; MPM, ZPLiS	przyjęcie po ukończeniu ZSZ
3.B		Technikum młodzieżowe	5	Lotnicze Zakłady Naukowe MPM im. G. Świerczewskiego, ul. Kielezowska 43, 51-315 Wrocław, tel. 25-30-75; ZPLiS	Zespół Szkół posiada internat; przyjęcie po ukończeniu 8 klas
3.C		Technikum młodzieżowe	3		przyjęcie po ukończeniu ZSZ
3.D		Technikum dla pracujących	3	Program nauczania wspólny z poz. 2.A—C	Zespół Szkół posiada internat; przyjęcie po ukończeniu 8 klas
4.A	technik mechanik — specjalność: budowa napędów hydraulicznych i pneumatycznych	Technikum młodzieżowe	5		
4.B		Technikum dla pracujących	3		przyjęcie po ukończeniu ZSZ
4.C			3		
5.A	technik mechanik — specjalność: eksploatacja i obsługa samolotów	—	3	Technikum Kolejowe MK im. J. Rabanowskiego, ul. Szeceśliwicka 56, 02-353 Warszawa, tel. 22-50-51; Zarząd Szkolenia Zawodowego Ministerstwa Komunikacji (MK)	Technikum kolejowe posiada internat; przyjęcie po ukończeniu Zasadniczej Szkoły Zawodowej (ZSZ)
5.B		Technikum młodzieżowe (Technikum 3-letnie eksploatacji i obsługi samolotów)	5	Zespół Szkół Technicznych MPM, ul. Ludowego Wojska Polskiego 7, 39-300 Mielec, tel. 24-76; W-5	Zespół Szkół posiada internat; przyjęcia po ukończeniu ZSZ
5.C		—	5	Lotnicze Zakłady Naukowe MPM im. gen. Świerczewskiego, ul. Kielezowska 43, 51-315 Wrocław, tel. 25-30-75	Lotnicze Zakłady posiadają internat; kierunek eksploatacji i obsługi samolotów w organizacji; przyjęcie na rok szkolny 1977/78
6	technik mechanik — specjalność: eksploatacja osprzętu lotniczego i urządzeń pokładowych	—	3	Technikum Kolejowe MK im. J. Rabanowskiego, ul. Szeceśliwicka 56, 02-353 Warszawa, tel. 22-50-51; ZSZ MK	jak w poz. 5.A
7		—	2	Państwowe Studium Stenotypii i Języków Obcych, ul. Ogrodowa 16, 00-896 Warszawa, tel. 20-50-51; Ministerstwo Oświaty i Wychowania, Kuratorium Oświaty i Wychowania w Warszawie	przyjęcie po XI kl. Liceum Ogólnokształcącego
8	technik mechanizacji rolnictwa z licencją pilota silnikowego	Technikum mechanizacji rolnictwa	3	Państwowy Zespół Szkół Rolniczych, 11-404 Karolewo k. Ketrzyna, tel. 24-53, Ministerstwo Rolnictwa, Departament Oświaty Rolniczej	przyjęcie po ukończeniu Zasadniczej Szkoły Mechanizacji Rolnictwa

UWAGA: absolwent otrzymuje licencje zawodowego pilota silnikowego z uprawnieniami do wykonywania lotów agrochemicznych

ABRÉVIATIONS FRANÇAISES

- 1 — A.D.A.C. — avien à décollage et atterrissage court
- 2 — Ad., Aér., Aéro. — aéroport
- 3 — Aé — aéronautique
- 4 — Aéron — aéronavigation
- 5 — A.G. — aire gazonnée
- 6 — Alt. — altitude
- 7 — A.M.V. — atterrissage en mauvaise visibilité
- 8 — A.S.V. — a. sans visibilité
- 9 — ATT. — atterrissage
- 10 — ATT.A. — a. aveugle
- 11 — ATT.P. — a. de précaution
- 12 — ATT.S. — a. de sécurité
- 13 — ATT.V. — a. à la verticale
- 14 — à.v. — à vue
- 15 — B — bâbord
- 16 — Bad — badin
- 17 — B.H. — bec hypersustentateur
- 18 — B.V. — bonne visibilité
- 19 — c.a. — courant alternatif
- 20 — CA.C. — cap du compass
- 21 — c.d.g. — centre de gravité
- 22 — c.d.p., c.p. — centre de poussée
- 23 — C.P.M. — coefficient de portance maximum
- 24 — D.A.C. — décollage et atterrissage courts
- 25 — D.A.V. — décollage et atterrissage verticaux
- 26 — D.H. — dispositif hypersustentateur
- 27 — E.R. — émetteur-récepteur
- 28 — F.C. — facteur de charge
- 29 — F.C.S. — fusée à combustible solide
- 30 — F.D.A. — fusée de décollage assisté
- 31 — f.em. — force électromotrice
- 32 — F.L. — fusée à liquide
- 33 — F.P.Arr. — feu de position arrière
- 34 — F.P.D. — f. de p. droit
- 35 — F.P.G. — f. de gauche
- 36 — F.R. — f. rouge
- 37 — F.V. — f. vert
- 38 — G.M.P. — groupe motopropulseur
- 39 — g, Gt — gisement
- 40 — G.Z. — gravité zéro
- 41 — H.B. — hauteur barométrique
- 42 — H.F. — haute fréquence
- 43 — H.M.D. — hélice de mise en drapeau
- 44 — H.P.A. — hypersustentation par aspiration
- 45 — H.P.C. — hélice à pas commandé
- 46 — H.P.F. — h. à p. fixe
- 47 — H.P.R. — h. à p. réversible
- 48 — H.P.S. — hypersustentation par soufflage
- 49 — H.P.V. — hélice à pas variable
- 50 — Hr — hauteur
- 51 — I.A. — incidence d'aile
- 52 — I.C. — indicateur de cap
- 53 — I.G. — indicateur de givrage
- 54 — I.M.D. — indicateur de montée et descente
- 55 — I.N.E. — indicateur de niveau d'essence
- 56 — I.S. — issue de secours
- 57 — I.V.P.T. — indicateur de virage et de pente transversale
- 58 — kgp — kilogramme de poussée
- 59 — L.L. — ligne loxodromique
- 60 — L.O. — ligne orthodromique
- 61 — lox — liquid oxygen
- 62 — M.A. Matériel aérien
- 63 — M.C. — mur de chaleur
- 64 — M.C.E. — machine à calcul électronique
- 65 — M.C.L. — moteur à combustible liquide
- 66 — M.C.S. — m. à c. solide
- 67 — M.I. — masque d'inhalateur
- 68 — M.P.A. — manomètre de pression d'admission
- 69 — M.P. — manche poussé
- 70 — M.T. — manche tiré
- 71 — M.V. — manche au ventre
- 72 — N.I. — navigation à inertie
- 73 — N.M. — nacelle-moteur
- 74 — N.O. — nombre d'octane
- 75 — N.V. — nonvisibilité
- 76 — O.C. — ondes courtes
- 77 — O.L. — ondes longues
- 78 — O.M. — ondes moyennes
- 79 — O.T.C. — ondes très courtes
- 80 — O.U.C. — ondes ultra-courtes
- 81 — P.C.V. — partie centrale de la voilure
- 82 — P.Ess. — parc d'essence
- 83 — pl. — plafond
- 84 — P.M.A. — poids maximum autorisé
- 85 — P.M.B. — point mort bas
- 86 — P.M.H. — point mort haut
- 87 — P.M.I. — point mort inférieur
- 88 — P.O. — petites ondes
- 89 — P.P.V. — préparation pour le vol
- 90 — P.S.D. — pression statique et dynamique
- 91 — P.S.V. — pilotage sans visibilité
- 92 — R.Aé — rendement aérodynamique
- 93 — R.B. — réception bonne
- 94 — R.D.F. — réacteur à double flux
- 95 — rdt — rendement
- 96 — R.F. — réception faible
- 97 — R.IR. — rayons infrarouges
- 98 — Ron — réception
- 99 — R.P.M. — révolution par minute
- 100 — R.P/T — rapport portance/trainée
- 101 — R.T.B. — réception très bonne
- 102 — R.T.F. — réception très faible
- 103 — R.UV. — rayons ultraviolets
- 104 — S.A.I. — système d'atterrissage aux instruments
- 105 — S.A.T. — satellite artificiel terrestre
- 106 — S.C.A. — Service de Circulation Aérienne
- 107 — S.C.L. — soufflage de la couche limite
- 108 — S.V. — simulateur de vol
- 109 — T.A.E. — train d'atterrissage escamotable
- 110 — T.A.F. — t. d'a. fixe
- 111 — T.A.R.A. — t. d'a. à roue avant
- 112 — T.A.S. — table de l'atmosphère standard
- 113 — TAtt. T. d'atterrissage
- 114 — Td — tribord
- 115 — T.d.p. — turbine de puissance
- 116 — té — T. d'atterrissage
- 117 — Ter. — terrain
- 118 — Ter.V.V. — terrain de vol à voile
- 119 — TMG — temps moyen de Greenwich
- 120 — T.S.F. — transmission sans fil
- 121 — U.M. unité motrice
- 122 — U.T.R. — u. de turboréacteur
- 123 — V.H. — vitesse horizontale
- 124 — V.M. — vitesse moteur
- 125 — V.S. — v. par rapport au sol
- 126 — V.SS. — v. supersonique
- 127 — V.S.V. — vol sans visibilité
- 128 — V.T.S. — vitesse transsonique
- 129 — V.V. — v. vraie
- 130 — Z.A.A. — zone d'approche d'aéroport

SKRÓTY FRANCUSKIE

- 1 — samolot krótkiego startu i lądowania
- 2 — lotnisko
- 3 — lotnictwo, lotniczy
- 4 — nawigacja lotnicza
- 5 — lądowisko
- 6 — wysokość
- 7 — lądowanie przy złej widoczności
- 8 — lądowanie bez widoczności
- 9 — lądowanie
- 10 — lądowanie wg przyrzędów
- 11 — lądowanie przymusowe
- 12 — lądowanie przymusowe
- 13 — lądowanie pionowe
- 14 — wizualny
- 15 — lewa burta, lewa strona
- 16 — prędkościomierz (od nazwy firmy)
- 17 — kłapa przednia, k. na krawędzi natarcia
- 18 — dobra widoczność
- 19 — prąd zmienny
- 20 — kurs busoli
- 21 — środek ciężkości
- 22 — środek parcia
- 23 — maksymalny współczynnik siły nośnej (C_z max)
- 24 — krótki start i lądowanie (KSL, STOL)
- 25 — pionowy start i lądowanie (PSL, VTOL)
- 26 — środek mechanizacji skrzydła
- 27 — radiostacja nadawczo-odbiorcza
- 28 — współczynnik obciążenia
- 29 — rakietą na paliwo stałe
- 30 — raketowy silnik startowy
- 31 — siła elektromotoryczna
- 32 — rakietą na paliwo płynne
- 33 — tylne światło pozycyjne
- 34 — prawe ś. p.
- 35 — lewe ś. p.
- 36 — czerwone światło (lewe)
- 37 — zielone ś. (prawe)
- 38 — zespół śmigło-silnik
- 39 — azymut
- 40 — nieważkość
- 41 — wysokość barometryczna
- 42 — wielka częstotliwość
- 43 — śmigło przestawialne w chorągiewkę
- 44 — odsysanie warstwy przyściennej (dla wzrostu wyporu)
- 45 — śmigło o zmiennym skoku
- 46 — ś. o stałym skoku
- 47 — ś. hamujące (ś. rewersyjne)
- 48 — zdmuchiwanie warstwy przyściennej (dla wzrostu wyporu)
- 49 — śmigło o zmiennym skoku
- 50 — wysokość
- 51 — kąt zaklinowania, k. natarcia
- 52 — wskaźnik kursu
- 53 — sygnalizator oblodzenia
- 54 — wariometr
- 55 — paliwomierz
- 56 — wyjście awaryjne
- 57 — zakrętomierz z chylomierzem
- 58 — kilogram ciągu
- 59 — loksodroma
- 60 — ortodroma
- 61 — ciekły tlen
- 62 — samoloty, sprzęt lotniczy
- 63 — bariera cieplna
- 64 — przelicznik elektroniczny, kalkulator e.
- 65 — silnik raketowy na paliwo ciekłe
- 66 — s. r. na p. stałe
- 67 — maska tlenowa
- 68 — manowakometr, podciśnieniomierz
- 69 — drążek „od siebie”
- 70 — d. „na siebie”
- 71 — d. „na siebie” d. „na brzuch”
- 72 — nawigacja bezwładnościowa
- 73 — gondola silnika
- 74 — liczba oktanowa
- 75 — zła widoczność
- 76 — fale krótkie (KF)
- 77 — fale długie
- 78 — fale średnie
- 79 — fale ultrakrótkie (UKF)
- 80 — fale ultrakrótkie (UKF)
- 81 — środkowa część płata
- 82 — magazyn paliw
- 83 — pułap
- 84 — maksymalny dopuszczalny ciężar startowy
- 85 — dolny martwy punkt (DMP)
- 86 — górny martwy punkt (GMP)
- 87 — dolny martwy punkt (DMP)
- 88 — fale krótkie (KF)
- 89 — przygotowanie do lotu
- 90 — ciśnienie całkowite
- 91 — pilotaż bez widoczności
- 92 — doskonałość aerodynamiczna
- 93 — dobry odbiór
- 94 — silnik (odrzutowy) dwuprzepływowy
- 95 — sprawność
- 96 — zły odbiór
- 97 — promienie podczerwone
- 98 — odbiór
- 99 — obroty na minutę
- 100 — doskonałość aerodynamiczna
- 101 — bardzo dobry odbiór
- 102 — bardzo zły odbiór
- 103 — promienie ultrafioletowe
- 104 — system lądowania wg przyrzędów
- 105 — sztuczny satelita (Ziemi)
- 106 — kierowanie ruchem lotniczym (ATC)
- 107 — zdmuchiwanie warstwy przyściennej
- 108 — symulator lotu
- 109 — podwozie chowane
- 110 — podwozie stałe
- 111 — podwozie z kotłem przednim
- 112 — tablica atmosfery wzorcowej
- 113 — znak lądowania „T”
- 114 — prawa burta, prawa strona
- 115 — turbina wałowa
- 116 — znak lądowania „T”
- 117 — lotnisko
- 118 — szybowisko
- 119 — średni czas wg Greenwich
- 120 — łączność radiowa („nadawanie bez drutu”)
- 121 — zespół napędowy
- 122 — odrzutowy zespół napędowy
- 123 — prędkość lotu poziomego
- 124 — obroty silnika
- 125 — prędkość względem ziemi, p. podróżna
- 126 — p. naddźwiękowa
- 127 — lot bez widoczności
- 128 — prędkość przydźwiękowa
- 129 — p. rzeczywista
- 130 — strefa zbliżania lotniska

JD-2 — pierwszy polski seryjny samolot sportowy

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Samolot JD-2 zbudowany został w 1926 r. przez studentów Politechniki Warszawskiej. Był to pierwszy samolot warsztatów, które przekształciły się później w wytwórnię RWD. W artykule opisano dzieje rozwoju i konstrukcji samolotu.

W drugiej połowie lat dwudziestych ośrodkiem ożywiającej działalności konstrukcyjnej była Sekcja Lotnicza Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej. O ile w latach 1923—1925 zajmowała się ona budową szybowców — to w okresie 1925—1930 powstały w niej samoloty: JD-2, WR-1, PS-1, RWD-1 i RWD-2. W Sekcji działali późniejsi konstruktorzy PZL: Puławski, Prauss oraz zespół RWD — Rogalski, Wigura i Drzewiecki. Pierwszym samolotem Sekcji był JD-2 Drzewieckiego, zbudowany w 1926 r., wykonany w serii 5 sztuk i używany do 1936 r.

Sekcja Lotnicza Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej otrzymała w końcu 1924 r. dwa silniki Anzani 45 KM. Zaczęto wówczas myśleć o budowie własnego samolotu, np. w postaci przeróbki szybowca Akar, lecz do lata 1925 r. Sekcja była zajęta przygotowywaniem swych szybowców na zawody. Jesienią 1925 r. okazało się, że Akar nie nadaje się do remontu. Wówczas w październiku 1925 r. student Jerzy Drzewiecki rozpoczął projektowanie dwumiejscowego samolotu do silnika Anzani, starając się o maksymalną prostotę konstrukcji, tak aby można było ją zrealizować siłami Sekcji.

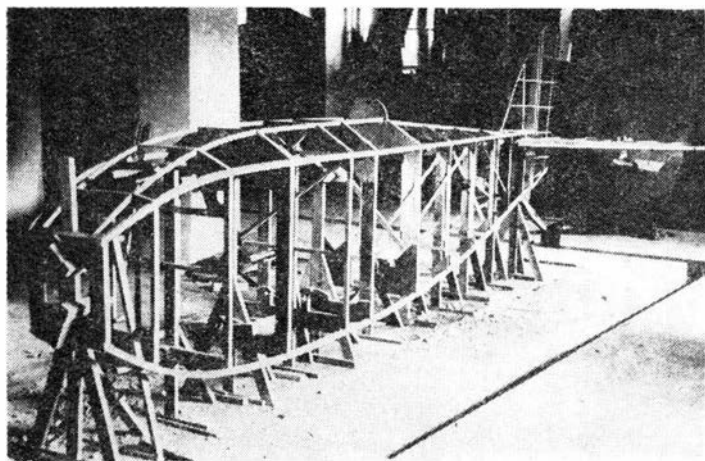
W grudniu 1925 r. projekt został zatwierdzony przez Komisję Techniczną Sekcji, zakupiono drewno do budowy płatowca i w styczniu przystąpiono do budowy w podziemiach kreślarni Politechniki Warszawskiej, podczas gdy

konstruktor wykonywał jeszcze rysunki konstrukcyjne. W maju dokumentację zatwierdził Departament Aeronautyki MSWojsk., co umożliwiło nadzór technicznej kontroli wojskowej nad budową samolotu. Okucia i części metalowe wykonały wytwórnie PWS, Plage i Laśkiewicz oraz CWL.

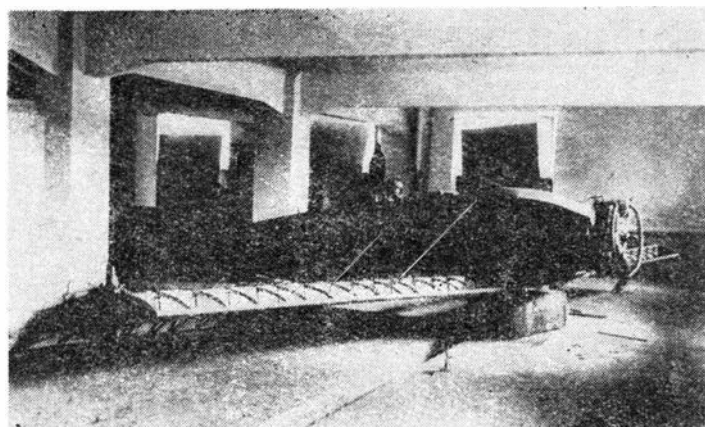
Po skontrolowaniu samolotu przez Instytut Badań w dniu 5 października 1926 r. por. pil. K. Kalina dokonał oblotu samolotu na lotnisku mokotowskim w Warszawie. Lot trwał 8 min. Samolot miał dobre własności pilotażowe. W końcowej fazie lądowania wskutek pęknięcia sztywnego przewodu paliwa biegnącego blisko rury wydechowej samolot zapalił się i spłonął, a pilot uległ poparzeniu. Samolot nosił oznaczenie SL-4, które było numerem fabrycznym warsztatów Sekcji, zaś konstruktor nadał mu oznaczenie JD-2. Dobra opinia pilota o samolocie zachęciła do podjęcia budowy dalszych dwóch egzemplarzy tego samolotu, oznaczonych SL-5 — do prób statycznych, i SL-6 — do lotu. Dzięki poparciu finansowemu LOPP warsztaty Sekcji zatrudniły stolarza Lahkiego i pomocnika. W maju 1927 r. przeprowadzono próbę statyczną. Dnia 26 czerwca 1927 r. SL-6 został oblatany na lotnisku mokotowskim, w dniu 3 lipca był zademonstrowany publicznie.

SL-6 był niezbyt poprawny w pilotażu. Samolot był o 0,2 m dłuższy od SL-4, a jego ciężar własny był o 90 kg większy od przewidywanego. Na JD-2 (SL-6) pil. K. Kalina zajął 1 miejsce w I Krajowym Konkursie Awionetek (6—9 października 1927), a pil. Worledge 7 miejsce w II Krajowym Konkursie Awionetek (29 października — 1 listopada 1928). Samolot ten otrzymał znaki rejestracyjne P-PSLA zmienione w 1929 r. na SP-AAC. W 1929 r. samolot kupił Pawłowski, który w tymże roku rozbił go. Po remoncie samolot nabył kpt. Z. Babiński, który wykonał na nim wiele lotów turystycznych. Samolot w latach 1927—1931 lądował aż w 225 miejscowościach. Nazwy tych miejscowości były wypisane na prawym boku kadłuba samolotu. Samolot został skasowany w sierpniu 1935 r.

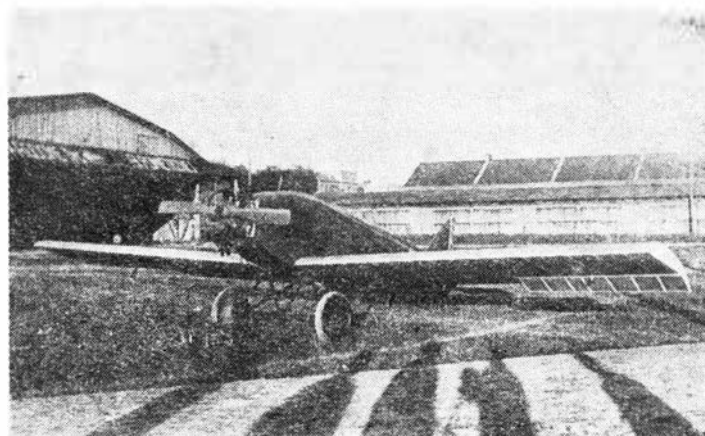
W 1929 r. z pomocą finansową LOPP została opracowana ulepszona odmiana tego samolotu, oznaczona JD-2 bis, ze zmienioną osłoną przodu kadłuba, o ścienionych końcach skrzydeł, zmienionym usterzeniu oraz z małym kołem przeciwkopatażowym. Dwa egzemplarze tego typu zostały zbudowane w Warsztatach Sekcji Lotniczej PW latem 1929 r. — jeden dla Akademickiego Aeroklubu Lwowskiego, a drugi dla Akademickiego Aeroklubu Warszawskiego. Otrzymały one znaki rejestracyjne SP-ACD i SP-ACF (nr SL-14 i SL-15). Egzemplarz warszawski SP-ACF w wyniku korkociągu na małej wysokości został rozbity 16 marca 1930 r. przez K. Trzetrzeńskiego, który poniósł śmierć. SP-ACD w wyniku ślizgu rozbił się we Lwowie 18 sierpnia 1930 r. M. Pakuła podczas oblotu po remoncie; pilot został ranny, a samolot skasowany.



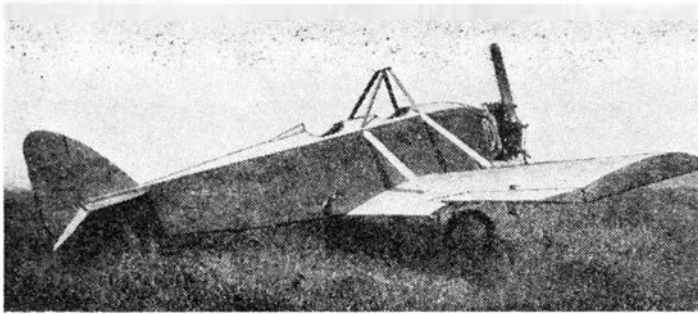
Rys. 1. Kadłub w budowie



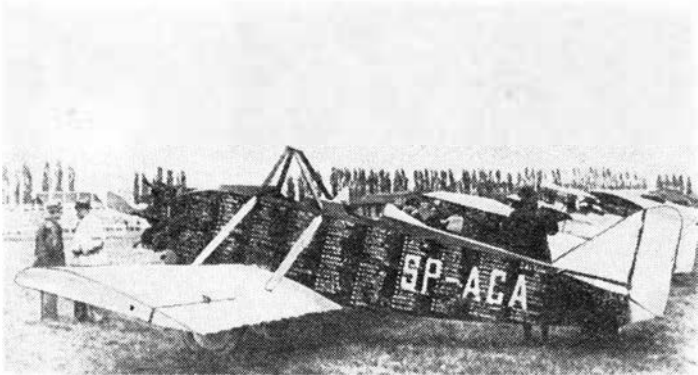
Rys. 2. JD-2 w budowie w podziemiach kreślarni na Politechnice



Rys. 3. Prototyp JD-2 bez koła przeciwkopatażowego



Rys. 4. JD-2 w próbach w IBTL



Rys. 5. SP-ACA

Na JD-2 bis wpłynęły zamówienia z Aeroklubu Poznańskiego i Aeroklubu Krakowskiego, a Ministerstwo Komunikacji zamierzało zakupić 10 sztuk dla aeroklubów. Jednak do realizacji tych zamówień nie doszło. W 1930 r. został zbudowany JD-2 bis (nr fabr. 20) SP-ADP (tzw. Adepca) dla inż. W. Rychtera. Samolot początkowo miał silnik Anzani 45 KM, a następnie Genet 80 KM. W III Krajowym Konkursie Awionetek (24 września — 6 października 1930) I. Giedgowd zajął na SP-ADP 3 miejsce. Samolot ten brał udział w polskim filmie lotniczym *Sto procent miłości*, w którym F. Żwirko uczył pilotażu A. Dymusza. Po śmierci Żwirki fragment ten wycięto z filmu. W V Krajowym Lotniczym Konkursie Turystycznym A. Onosko wziął udział na SP-ADP, lecz nie został sklasyfikowany. W sierpniu 1936 r. Adepca została skasowana.

Samolot JD-2 był dość znanym samolotem sportowym z pierwszych lat działalności polskich aeroklubów. Był to jedyny polski samolot sportowy zbudowany przed 1930 r. w liczbie większej niż 2 egzemplarze.

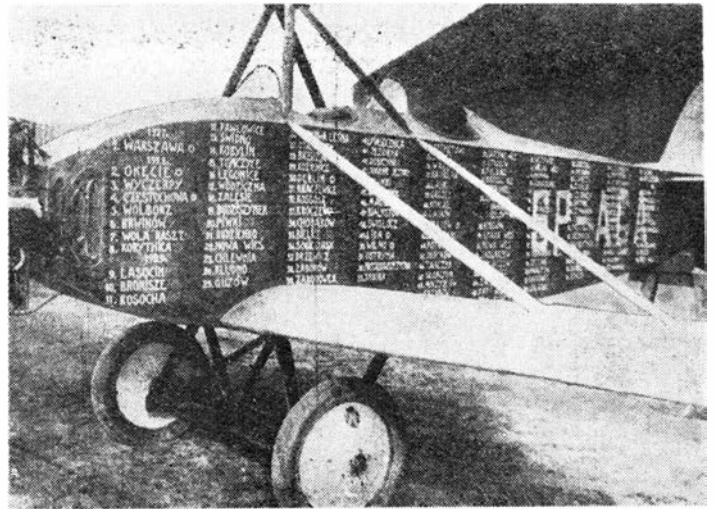
Konstrukcja

Dwumiejscowy samolot sportowy konstrukcji drewnianej, o układzie zastrzałowego dolnopłata ze stałym podwoziem.

Kadłub o przekroju prostokątnym zaokrąglony u góry, drewniany, kryty sklejką. Kabiny otwarte. Sterownice podwójne. W JD-2 koziół przeciwkapotażowy — nad przedniąabiną, w JD-2 bis — przed przedniąabiną. Podwozie spawane z rur stalowych, dwukołowe z osią łamaną, podpartą w środku, amortyzowane sznurem gumowym. Płozą ogonowa drewniana, amortyzowana sznurem gumowym.

Płat prostokątny, dwudzielny, dwudźwigarowy, z wykrzyżowaniem międzydźwigarowym, kryty do pierwszego dźwigarka sklejką, dalej płótnem, podparty u góry dwiema parami zastrzałów. Końcówki płatów JD-2 ścięte prosto, JD-2 bis — ścienione. Usterzenie drewniane. Stateczniki kryte sklejką stery — płótnem. Statecznik poziomy podparty zastrzałami. Napęd lotek i sterów — linkami.

Silnik chłodzony powietrzem, sześciocylindrowy, gwiazdowy, Anzani, o mocy nominalnej 45 KM przy 1250 obr./min, o ciężarze 72 kg. W wersji JD-2 bis silnik chłodzony powietrzem, pięciocylindrowy, gwiazdowy, Armstrong-Siddeley Genet, o mocy nominalnej 80 KM przy 2200 obr./min, mocy startowej 88 KM, o ciężarze 95 kg. W JD-2 bis przed kadłuba osłonięty białą aluminiową, a wzdłuż prawego boku kadłuba — długa rura wydechowa. Śmigło dwułopatowe, drewniane, stałe, Szomański, początkowo na JD-2 o łopatach prostokątnych. Zbiornik paliwa w przodzie kadłuba. Przelotowe zużycie paliwa z silnikiem Anzani 17 l/h, z silnikiem Genet — 21 l/h.



Rys. 6. Napisy na kadłubie SP-ACA



Rys. 7. JD-2 bis SP-ADP podczas zawodów 4.X.1930 r. na lotnisku krakowskim



Rys. 8. JD-2 bis SP-ADP z silnikiem Anzani



Rys. 9. Adepca podczas kręcenia scen filmowych z F. Żwirką i A. Dymszą

Malowane. Samoloty JD-2 początkowo były malowane lakierem bezbarwnym, później — malowane na kremowo. SL-6 miał na kadłubie czarne litery SL-6, a na sterze kierunku napis: Sekcja Lotnicza. JD-2 SP-ACA miał czarny kadłub z białymi nazwami lądowisk i znakami rejestracyjnymi.

DANE TECHNICZNE

Wersja		JD-2	JD-2 bis
Silnik		Anzani 45 KM	Genet 80 KM
Rozpiętość	[m]	9,70	9,70
Długość	[m]	5,95	6,0
Wysokość	[m]	2,8	2,8
Powierzchnia nośna	[m ²]	13,5	13,5

Ciężar własny	[kG]	335	332
Ciężar użyteczny	[kG]	211	264
Ciężar całkowity	[kG]	546	596
Obciążenie powierzchni	[kG/m ²]	40,5	44
Obciążenie mocy	[kG/KM]	12,1	7,5
Prędkość maksymalna	[km/h]	130	145
Prędkość przelotowa	[km/h]	116	121
Prędkość minimalna	[km/h]	68	72
Wznoszenie	[m/s]	2	3
Pułap	[m]	2200	3500
Zasięg	[km]	450	—
Rozbieg	[m]	80	110
Dobieg	[m]	130	—
Współczynnik obciążenia niszczącego		6,3	5,7

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK

Lotniska aglomeracji Warszawskiej

Przedstawiamy wnioski z narady technicznej Sekcji Komunikacji Lotniczej Oddziału Warszawskiego Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji, odbytej w dniu 20.11.1975 r. w Warszawie, na temat: *Lotniska aglomeracji warszawskiej*

● Aglomeracja warszawska oprócz funkcji o znaczeniu krajowym spełnia funkcje miasta światowego, wykraczającego swym działaniem poza granice kraju.

Dla należytego spełnienia tych funkcji aglomeracja warszawska powinna dysponować między innymi środkami komunikacji (racjonalnie rozbudowany Warszawski Węzeł Lotnisk z dogodnymi połączeniami i właściwie zlokalizowanymi lotniskami) do przejęcia o dużym nasileniu ruchu zewnętrznego, jak i wewnętrznego oraz lotniskami dla lotnictwa ogólnego użytku.

● Czynniki wyznaczające politykę realizacyjną dla lotnisk komunikacyjnych aglomeracji warszawskiej są:

— wielkość i dynamika wzrostu przewozów lotniczych,

— wielkość, kształt i dynamika rozwoju aglomeracji,

— przepustowość lotniska Warszawa-Okęcie,

— współdziałanie komunikacji lotniczej z aglomeracją miejską.

Dynamiczny rozwój aglomeracji warszawskiej oraz potrzeby komunikacji lotniczej — wynikające z tego rozwoju — wskazują już obecnie na konieczność pracy co najmniej dwóch lotnisk komunikacyjnych.

Warunki zapewniające bezpieczeństwo ruchu lotniczego, lokalizacja przeszkód naturalnych w dolinie samolotów do lotniska, jak i warunki ochrony środowiska możliwe są do spełnienia przez ustalenie lokalizacji lotnisk komunikacyjnych aglomeracji warszawskiej na północ i południe od zwartej zabudowy miejskiej.

Lokalizacja lotniska Okęcie jest bardzo korzystna dla obecnej zabudowy miejskiej, jednak jego przepustowość będzie w niedalekiej przyszłości niewystarczająca.

Dalszy wzrost ruchu lotniczego wymagać będzie budowy drugiego międzynarodowego lotniska komunikacyjnego do obsługi aglomeracji warszawskiej. Planowana rozbudowa miejska na północ od obecnego śródmieścia, Warszawy wskazuje na lokalizację lotniska w tym rejonie.

Do czasu oddania do eksploatacji lotniska północnego zapewnienie właściwej przepustowości lotniska Okęcie oraz osiągnięcie optymalnych efektów ekonomicznych będzie możliwe przez dalszą ciągłą

modernizację tego lotniska, aż do osiągnięcia jego granicznej przepustowości.

● Przeznaczenie części terenu lotniska Warszawa Bemowo dla lotnictwa ogólnego użytku — po likwidacji lotniska Gocław — należy przyjąć jako okresowe zapewnienie potrzeb operacyjnych tego lotnictwa.

Prawidłowe działanie i prawidłowy rozwój lotnictwa ogólnego użytku aglomeracji warszawskiej wymaga odpowiednich lotnisk dla tego rodzaju lotnictwa, a do czasu ich budowy konieczne jest zarezerwowanie i ochrona wybranych terenów na lotniska dla powyższych celów.

Praca Koła przy Instytucie Lotnictwa

W ramach działalności w 1975 r. Zarząd Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa podjął próbę opracowania metod i systemu przeprowadzania okresowych analiz i ocen osiągnięć oraz dorobku pracowników naukowo-badawczych, inżynierów i techników Instytutu. Chodzi o stworzenie warunków inicjujących rozwój twórczości i podniesienie kwalifikacji. Członkowie Koła prowadzili na powyższe tematy dyskusje, angażując przedstawicieli środowisk naukowych Instytutu Lotnictwa, Rady Naukowej oraz placówek naukowo-badawczych, w tym Politechniki Warszawskiej. Członkowie Koła uczestniczą w ocenie dorobku naukowego i kwalifikacji pracowników przy ich awansowaniu oraz w naradach na temat rozwiązania szczególnie trudnych problemów przy realizacji zadań.

Przedstawiciele Koła brali udział w opracowaniu programu zwiększenia dorobku naukowego i doskonalenia młodej kadry naukowo-technicznej Instytutu. Ważnym zadaniem realizowanym przez Koło jest również opieka nad młodą kadrą naukową, mającą na celu pomoc w zakresie rezeźniania spraw o charakterze formalno-organizacyjnym oraz naukowo-technicznym.

Zarząd Koła zorganizował ciekawe konkursy: na najlepszą pracę naukowo-badawczą młodego pracownika (dla młodych kadr i ich opiekunów), na najlepszego nauczyciela i wychowawcę oraz dla młodych mistrzów techniki.

Doceniając konieczność udziału polskich naukowców w światowych imprezach Zarząd Koła Sekcji Lotniczej czynił starania w sprawie wyjazdów, organizował wycieczki na kongres silnikowy do Barcelony i na Salon Lotniczy do Paryża. Doszedł do skutku jedynie wyjazd na Salon, w którym uczestniczyło 10 pracowników Instytutu Lotnictwa, reprezentujących różne specjalności. Przywiezione materiały techniczne uprzystępniono zainteresowa-

nym poprzez pokaz filmowy i zorganizowane seminarium. Pokazy filmowe objęły również film brytyjski poświęcony firmie Rolls-Royce oraz japoński n.t. pracy w przemyśle. Działalność naukowo-techniczną członków Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa wyraziła się również przez zorganizowanie konferencji n.t. ergonomii w lotnictwie, polsko-czeskiego seminarium poświęconego diagnostyce w lotnictwie, trzech kursów teorii szybownictwa oraz 13 fachowych odczytów. Wspomnieć również należy o dużym wkładzie SIMP-owców w piśmiennictwo lotnicze w postaci artykułów technicznych do naszego organu i do biuletynu Instytutu. Dziewięciu członków Koła należy do Zespołu Rzeczoznawców SIMP. Koło SIMP Instytutu Lotnictwa liczy 107 inżynierów (wśród nich 10 kobiet) i 3 techników.

Powiązanie NOT z administracją państwową

Projekt Uchwały Rady Ministrów w sprawie dalszego rozwoju i doskonalenia działalności Naczelnej Organizacji Technicznej i zrzeszonych w niej stowarzyszeń oraz zasad ich współdziałania z organami administracji i gospodarki w realizacji programu społeczno-gospodarczego kraju był przedmiotem dyskusji na dwóch posiedzeniach Prezydium Rady Głównej i Zarządu Głównego NOT, po czym został przyjęty z upoważnieniem przedstawienia projektu w Urzędzie Rady Ministrów. Główne założenia projektu uchwały dotyczą ściślejszego powiązania działań ogólnych NOT i zrzeszonych w niej SNT z działalnością odpowiednich organów administracji państwowej i gospodarczej oraz zapewnienia prawidłowego wykorzystania przez te organy inicjatyw i wyników działalności społecznych ogólninżynierów i techników. Chodzi również o stworzenie kołom zakładowym możliwości pełniejszego oddziaływania na rozwój techniki, umocnienie ich pozycji w zakładach oraz zapewnienie środków i możliwości działania w odpowiednich warunkach formalno-prawnych, a w szczególności w zakresie organizowania konferencji naukowo-technicznych.

Dar Inż. S. W. Rogalskiego

Instytut Lotnictwa w Warszawie otrzymał dar członka przedwojennego Związku Polskich Inżynierów Lotniczych (ZPIL-u), inż. Stanisława Wojciecha Rogalskiego, wyeksponowany ze Stanów Zjednoczonych na krótko przed jego śmiercią. Dar ten stanowią dzieła specjalistyczne oraz jego własne prace z dziedziny lotnictwa i astronautyki o dużej wartości dydaktycznej i naukowej.

WAŚKOWSKI W.

Die Tiefangriff-Hubschrauber — die Aufgaben und Forderungen. T. I

In der ersten Teil des Artikels über den Tiefangriff-Hubschraubern der Autor bespricht die dieser Waffe angestellten Aufgaben ihre schwache Seiten, wie auch die taktische und strategische Empfindlichkeit dieser Hubschrauber für die feindliche Entgegenwirkung. Der Autor dargestellt auch die Prinzipien der modernen Taktik und die neue Konstruktionslösungen — die Faktoren, die Kampfdauerhaftigkeit der Tiefangriff-Hubschrauber erhöhen lassen.

JANUSZ A.

Die Stabilisation der Ausschüttung und Luftförderung von den Stäubemitteln aus dem Flugzeugbehälter mit Hilfe von dem Lüften

Im Artikel wurde eine der Methoden von der Ausschüttungs- und Luftförderungsverbesserung der Mineraldüngemittel aus dem Agrarflugzeugbehälter besprochen. In der Arbeit es wurde auf die von dem Autor geführten Modell- und Flugzeugbehälterversuche bezeichnet. Es wurde die technische Beschreibung des Prototyps der die Ausschüttung dieser Chemikalien erleichtenden Lüftenanlage angegeben.

PRUSS J.

Gleitschutz-Bremsanlagen von den Flugzeugen

Arbeitsprinzip der Flugzeugsbremsanlagen. Es wurde die Kräfte, die auf das Laufrad beim Bremsen einwirken, analysiert. Die Gliederung der heute angewandten Gleitschutzanlagen.

PIĄTKOWSKI B.

Lärmbekämpfung am Heathrow-Flugplatz

Rechtliche Voraussetzungen der Verminderung des von den über London fliegenden Flugzeugen verursachten Lärmes (die Bedeutung des Wilson — Berichtes). Die am Heathrow-Flugplatz eingeführten Betriebsbeschränkungen (während des Ab- und Anfluges, in Nachtbetrieb, die Trassen des minimalen Lärmes, die Schallisolierung usw.). Der Entwurf des neuen Maplin-Flugplatzes.

SITKO E., WYRWA W.

Einige Probleme der Korrosion von den aus Aluminiumlegierungen hergestellten Flugzeugbauteilen

Die Grundtypen der in der Luftfahrt auftretenden Korrosionsbeschädigungen, der Entstehenmechanismus und die Methoden des Korrosionsschutzes. Es wurde beispielweise die Lösungsmethoden der Korrosionsfragen von der Aluminiumlegierungen beschrieben, die in der polnischen Luftfahrt angewandt werden.

OSTAPKOWICZ M.

Der Rutsch der Lager mit den beiden rotierenden Laufbahnen in den Doppelrotortriebwerken mit dem Axialverdichter

Gegenseitige Abhängigkeit der Drehgeschwindigkeiten von den Hoch- und Niederdruckrotoren in den stationären und unstationären Triebwerk-Arbeitsbereichen. Die Beschädigungsarten der Rollager, die Beschädigungsursachen und die Bedingungen für die Lagerarbeitszuverlässigkeit.

CHROBOT M., HAGER A.

Verwendung der Simulierungsversuche im Entwurf- und Modernisierungsprozess der Kraftstoffregulierungsanlagen von den Luftfahrt-Turbinentriebwerken

Es wurde die führenden Arbeiten im Bereich der Simulierungsversuche von den Kraftstoffanlagen der Luftfahrt-Turbinentriebwerke besprochen. Die Vorteile der Simulierungsversuche und die Arbeitsgrundsätze des aufgebauten Simulierungsstandes. Es wurde beispielweise die Oszillogramme der Simulierungsversuche vom einwelligen Luftfahrt-turbinentriebwerk dargestellt.

GLASS A.

JD-2 — ein erstes reihengebautes polnisches Sportflugzeug

JD-2 Flugzeug wurde 1926 von den Studenten der Warschauer Polytechnischen Hochschule gebaut. Das war ein erstes Flugzeug von den Werkstätten, die weiter ins RWD Herstellerwerk umgestaltet wurden. Im Artikel es wurde die Entwicklungsgeschichte und die Konstruktion des Flugzeuges beschrieben.

WAŚKOWSKI W.

Штурмовые вертолеты — задания и требования. Ч. I

Первая часть статьи описывает роль этого средства боя, его слабые стороны и степень уязвимости по отношению к действиям обороны противника. Автор указывает также современные тактические принципы применения вертолетов, а также новые конструктивные решения увеличивающие боевую живучесть штурмовых вертолетов.

JANUSZ M.

Стабилизация высыпания и пневматического транспорта сыпучих химикатов из бака сельскохозяйственного самолета методом аэрации

Описывается один из методов улучшения высыпания и пневматического транспорта некоторых искусственных удобрений из бака самолета. Описываются испытания моделей и испытания на самолете, проводится техническое описание прототипового устройства улучшающего высыпание химикатов.

PRUSS J.

Системы торможения самолетов с противоюзными устройствами

Принцип работы тормозной системы самолета и анализ усилий действующих на колесо при торможении. Классификация современных противоюзных систем.

PIĄTKOWSKI B.

Борьба с шумом аэродрома Хитроу (Лондон)

Юридические основы снижения шума самолетов над Лондоном (значение Репорта Уильсона). Эксплуатационные ограничения на аэродроме Хитроу (во время взлета и посадки, в ночном движении, маршруты минимального шума, акустическая изоляция и т.п.). Проект нового аэропорта Мэплин.

SITKO E., WYRWA W.

Некоторые проблемы коррозии частей самолета изготовленных из алюминиевых сплавов

Основные виды коррозионного повреждения, встречающиеся в авиации, механизм их образования и методы их предотвращения. Примеры применяемых в авиации в Польше методов решения проблем защиты деталей из алюминиевых сплавов.

OSTAPKOWICZ M.

Скольжение подшипников с двумя вращающимися обоями в двухроторных двигателях с осевым компрессором

Взаимозависимость вращательных скоростей роторов высокого и низкого давления в стационарных и нестационарных режимах работы двигателя. Характер повреждений подшипников, причины их возникновения и условия безотказной работы подшипников.

CHROBOT M., HAGER A.

Применение симуляционного метода испытаний в процессе проектирования и доработки топливных регулирующих систем авиационных газотурбинных двигателей

Описание работ по симуляционным испытаниям топливных систем современных газотурбинных авиадвигателей. Достоинства симуляционных испытаний и основные принципы работы построенного симуляционного стенда. Примерные осциллограммы симуляционных испытаний одновального газотурбинного двигателя.

GLASS A.

JD-2 — первый серийный польский спортивный самолет

Самолет JD-2 построен в 1926 г. студентами Варшавского Политехнического Института. Это был первый самолет построенный в мастерских, которые позже стали заводом RWD. Статья описывает историю развития и конструкцию самолета.

X Krajowy Konkurs Oszczędności Paliw i Energii

Państwowy Inspektorat Gospodarki Paliwowo-Energetycznej, Naczelna Organizacja Techniczna i Redakcja „Trybuna Ludu” ogłaszają X Krajowy Konkurs na najlepsze:

1. zrealizowane pomysły racjonalizatorskie i wynalazcze,
2. wdrożone prace konstrukcyjne i technologiczne instytucji i zakładów uspołecznionych,
3. zastosowanie wniosków nagrodzonych w poprzednich konkursach oszczędności paliw i energii, przyczyniające się do zwiększenia sprawności wykorzystania paliw i energii w energochłonnych urządzeniach wytwórczych i przesyłowych, procesach technologicznych i urządzeniach odbiorczych.

Niezależnie od tego, Konkurs obejmuje również działalność dotyczącą popularyzacji oszczędności paliw i energii w prasie technicznej.

TEMATYKA KONKURSU

Prace zgłaszane na Konkurs powinny dotyczyć:

- modernizacji procesów technologicznych i energetycznych w celu racjonalniejszego wykorzystania paliw i energii,
- opracowania i zastosowania nowych urządzeń i procesów technologicznych wpływających na zmniejszenie zużycia paliw i energii,
- wprowadzenia do produkcji urządzeń energetycznych o nowych rozwiązaniach konstrukcyjnych,
- zastosowania nowych wysokosprawnych urządzeń energetycznych,
- modernizacji istniejących urządzeń dla podniesienia ich sprawności energetycznej,
- wykorzystania ciepła odpadowego (pary, oparów, skroplin, gorących gazów itp.) oraz gazów odpadowych,
- usprawnień w zakresie automatyki i aparatury kontrolnopomiarowej,
- usprawnień technicznych i organizacyjnych obniżających pobór mocy elektrycznej i gazu w okresach szczytowego obciążenia systemów,
- zwiększenia udziału zużycia nocnego energii elektrycznej w dobowym zużyciu,
- dostosowania urządzeń do spalania gorszych sortymentów węgla i koksu,
- zmniejszenia jednostkowego wskaźnika zużycia gazu lub oleju przez usprawnienie produkcji,
- podniesienia efektywności inwestycji w gospodarce paliwowo-energetycznej,
- zastosowania wniosków nagrodzonych w poprzednich konkursach.

WARUNKI KONKURSU

Udział w Konkursie mogą wziąć osoby prywatne lub instytucje i zakłady uspołecznione (biura konstrukcyjne i projektowe, biura techniczne i laboratoria, wyższe uczelnie, instytucje naukowo-badawcze, zakłady przemysłowe itp.).

Na Konkurs mogą być zgłaszane prace, które zostały zrealizowane po 1 stycznia 1972 r. i przyniosły realne oszczędności paliw i energii.

Prace konkursowe powinny zawierać:

- oznaczenia, do której z trzech grup konkursowych zgłoszona praca należy:
 - a) dla prac zgłaszanych przez osoby prywatne — znak 1,
 - b) dla prac zgłaszanych przez instytucje lub zakłady uspołecznione — znak 2,
 - c) dla prac dotyczących zastosowania wniosków nagrodzonych w konkursach — znak 3,
- godło autora(ów) dla prac zgłaszanych przez osoby prywatne,

- nazwę instytucji w przypadku prac zgłaszanych przez instytucje lub zakłady,
- czytelny opis technicznych pracy zgłoszonej na Konkurs wraz z obliczeniem korzyści techniczno-ekonomicznych,
- szkice, rysunki, modele itp. oraz ewentualne dodatkowe wyjaśnienia i opinie o projekcie lub jego wdrożeniu.

W opisach prac konkursowych nie należy ujawniać nazwisk autorów.

NAGRODY

Zgłoszone na Konkurs prace oceni oraz przyzna nagrody Sąd Konkursowy powołany przez Państwowy Inspektorat Gospodarki Paliwowo-Energetycznej, Naczelną Organizację Techniczną i Redakcję Trybuna Ludu.

Za pomysły racjonalizatorskie i wynalazcze (zgłoszone przez osoby prywatne) uznane przez Sąd Konkursowy za najlepsze zostaną przyznane nagrody:

jedna	I nagroda	100 000 zł
dwie	II nagrody po	50 000 zł
osiem	III nagród po	25 000 zł
dziesięć	IV nagród po	10 000 zł
piętnaście wyróżnień po		5 000 zł

Za prace instytucji i zakładów uspołecznionych uznane przez Sąd Konkursowy za najlepsze — zostaną przyznane instytucjom nagrody dla autorów wniosku:

jedna	I nagroda	100 000 zł
dwie	II nagrody po	50 000 zł
sześć	III nagród po	25 000 zł
dziesięć	IV nagród po	10 000 zł
dziesięć wyróżnień po		5 000 zł

Za prace dotyczące wyróżnienia wniosków nagrodzonych w poprzednich konkursach, uznane przez Sąd Konkursowy za najlepsze — zostaną przyznane zakładom nagrody w wysokości ustalonej przez Sąd, na łączną sumę 250 000 zł do rozdziału pomiędzy pracowników, którzy przyczynili się do wdrożenia wniosku.

W razie nieprzyznania przez Sąd Konkursowy nagród wyższego stopnia, kwoty te mogą być przesunięte na nagrody niższego stopnia.

TERMINY I ADRESY

Opis prac konkursowych wraz z kopertą zawierającą niezbędne załączniki do wniosku należy przesłać w terminie do dnia **31 grudnia 1976 r.** na adres:

Naczelna Organizacja Techniczna

(Stowarzyszenie Elektryków Polskich — Zarząd Główny)
Warszawa, ul. Czackiego 3/5

z dopiskiem: *X Krajowy Konkurs Oszczędności Paliw i Energii* oraz oznaczenie grupy konkursowej.

Wyniki Konkursu zostaną podane do publicznej wiadomości do 15 maja 1977 r.

Organizatorzy Konkursu zastrzegają sobie prawo opublikowania nagrodzonych i wyróżnionych prac.

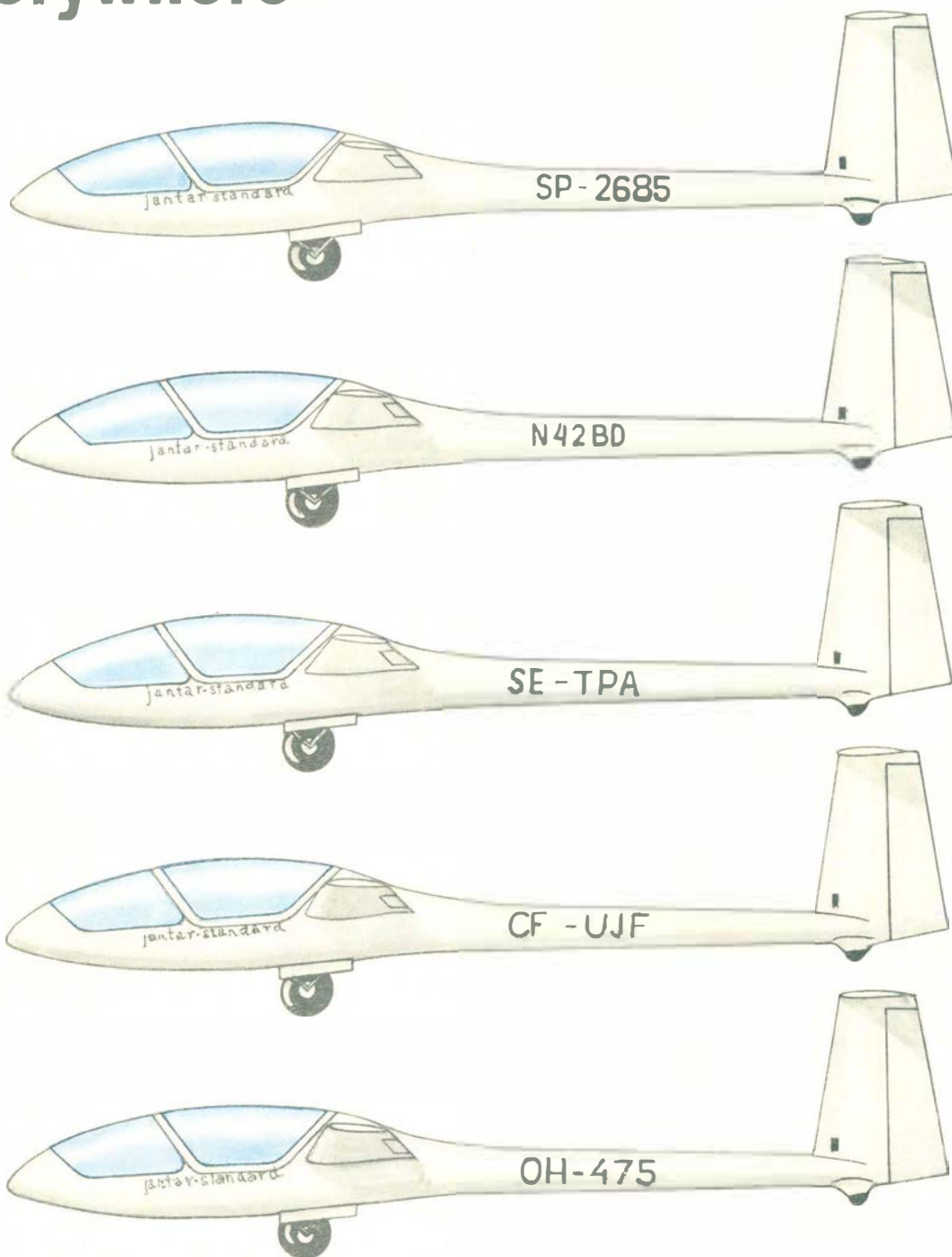
Nadesłane na Konkurs opisy projektów nie zostaną zwrócone autorom (przesłane modele mogą być zwrócone na życzenie autora po zakończeniu Konkursu).

Dodatkowych wyjaśnień w sprawach Konkursu udzielają Okręgowe Inspektoraty Gospodarki Paliwowo-Energetycznej: w Warszawie, Radomiu, Katowicach, Wrocławiu, Poznaniu, Bydgoszczy i Gdańsku.

Od orzeczeń Sądu Konkursowego nie przysługuje uczestnikom prawo odwołania się.

SZD-41 A JANTAR STANDARD

Everywhere



CANADA, FINLAND, GREAT
BRITAIN, POLAND, SWEDEN, USA

Manufacturer
Przedsiębiorstwo Doswiadczalno-Produkcyjne
Szybownictwa PZL-Bielsko
ul. Cieszyńska 325
43-302 Bielsko-Biala POLAND
Phone: 250-21, Cable SEZED
Telex 035259 SZD PL

 **PEZETEL**
POLAND

Exporter
PEZETEL Foreign Trade Enterprise
of Aviation Industry
ul. Przemysłowa 26
00-950 Warszawa, POLAND
P.O. Box 371, Cable PEZETEL
Phone 28-50-71, Telex 813430