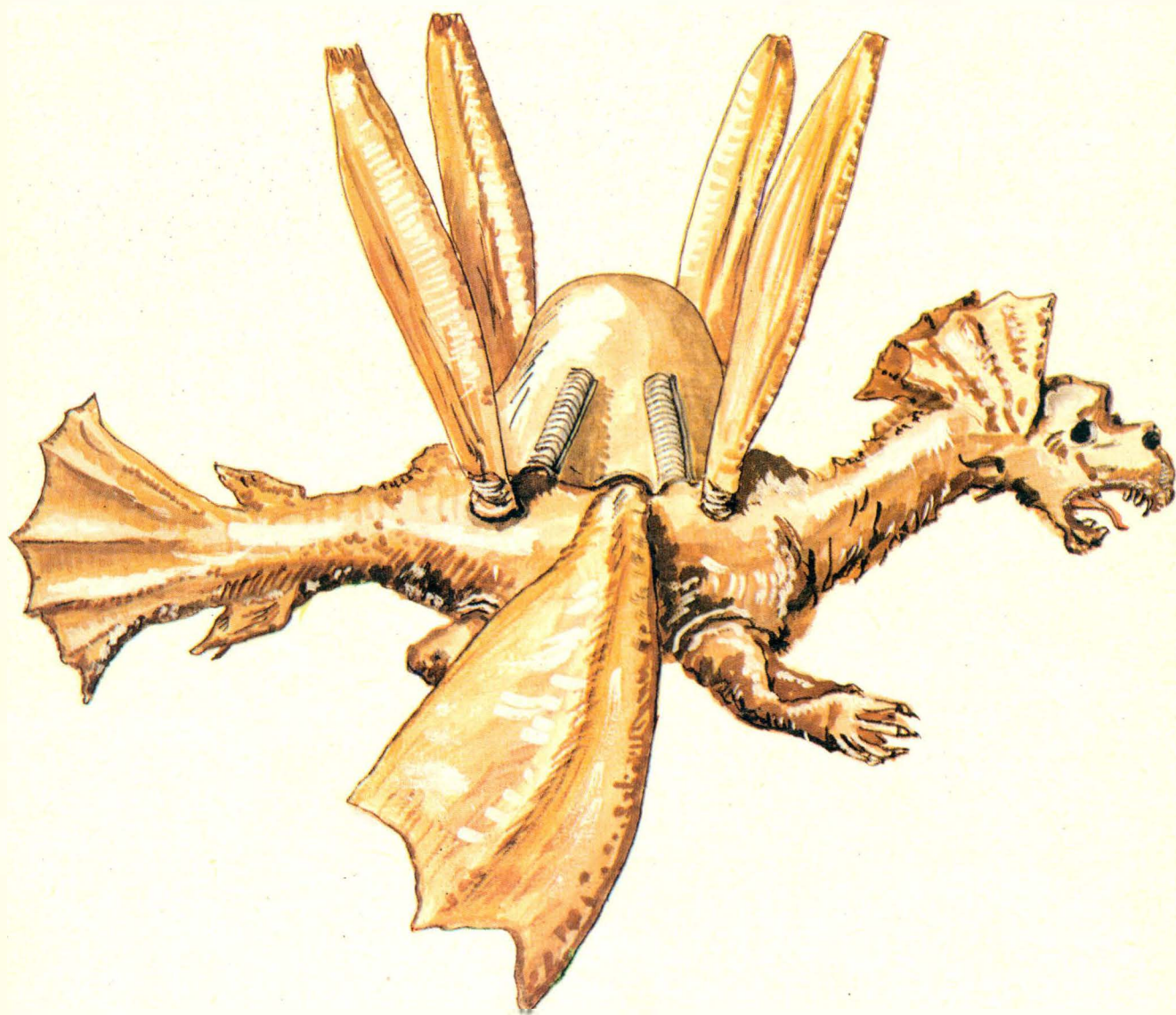


TECHNIKA

3'76

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



1648

● В комюнике, изданном во время пребывания в Польше министра иностранных дел Канады Мак Ичена в октябре м-це прошлого года, после бесед с министром Ст. Ольшовским читается:

„Министры установили, что желательнее организовать регулярные воздушные сообщения между Польшей и Канадой”. Можно надеяться, что беседы, которые начнутся 1 декабря 1975, приведут к подписанию правительственного договора по открытию постоянного сообщения между обеими странами.

● Во время прошлогоднего визита президента Португалии в Польшу был подписан международный договор о воздушном транспорте между Португалией и Польшей. Со стороны Польши договор был подписан министром коммуникации Мечиславом Зайффридом, а со стороны Португалии — министром Жорже Кампинос.

● Индия купила самолеты TS-11 Искра для учебно-тренировочных заданий. Осенью прошлого года состоялся в заводе ВСК-ПЗЛ в г. Мелец технический прием первой партии этих самолетов.

В сентябре м-це завод посетила делегация индийского парламента, которая интересовалась историей завода и изготовлением самолетов.

● ВСК-ПЗЛ-Свидник экспортирует тренировочно-рекордные планеры SZD-30 Пираг в 14 стран мира, между другими в Испанию, Новую Зеландию, США, Великобританию и СССР.

● Корпорация Роквель Интернейшнел из США выступила с предложением о кооперационном содействии с польской авиационной промышленностью. Фирма Роквель заинтересована поставками звездообразного двигателя 1000 л.с. для американских сельскохозяйственных самолетов „Trush-600”.

● ВСК-ПЗЛ-Жешув выпустила первую, информационную серию универсального авиадвигателя PZL-3S, сконструированного Исследовательско-прогрессивным Центром Завода. Мощность двигателя составляет 600 л.с. Двигатель имеет наддув и отбор мощности для привода добавочного оборудования. Двигатель PZL-3S получил из Инспектората Контроля Гражданских Воздушных Судов свидетельство летной годности — сертификат типа. В двигателе PZL-3S применяется много деталей двигателя выпускающегося для вертолетов, благодаря чему работы длились всего 1,5 года. Двигатель разработан коллективом конструкторов под руководством мгр инж Вальдемара Гладзика.

● Осенью прошлого года состоялись защиты докторских диссертаций по авиационной технике, м. пр.:

— мгр инж. Марии Кленовской: „Аэродинамические коэффициенты биплана” (промотор — проф. В. Проснак, рецензент — проф. Е. Буковски и проф. Е. Мончиньски).

— мгр инж. Янислава Зволиньского — „Оптимизация соединений тонкостенных конструкций” (промотор — доц. Ст. Лукаевич, рецензенты — проф. З. Бжоска, проф. З. Мруз и проф. Я. Шмельтер).

— мгр инж. Кристыны Витчак — „Критическое истечение газа в трубопроводе как источник шума” (промотор — доц. В. Юнговски, рецензенты — проф. Е. Буковски, проф. С. Чарнецки и доц. А. Ковалевичь).

— мгр инж. К. Конарского — „Компенсация емкостных преобразователей для индикации двигателей внутреннего сгорания” (промотор — проф. Я. Рутковски, рецензенты — проф. К. Глэмбицки и доц. С. Выдзьга).

● **Poland/Portugal air agreement:** During the President of Portugal's visit in Poland last year, an international air agreement was signed. The agreement was signed by Mr Mieczyslaw Zajfryd, Minister of Transport on behalf of the Polish Party and Mr Jorge Campinos, Minister on behalf of the Portuguese Party.

● **Poland/Canada air agreement:** The two countries discussed the possibility of regular services between each other during last year's visit of the Minister of Foreign Affairs of Canada in Poland. It is expected that talks will result in signing an air agreement providing scheduled air services between Poland and Canada.

● **India purchased TS-11 Iskra aircraft** for basic and advanced training purposes. Technical acceptance of the first lot took place at the PZL factory at Mielec in autumn last year. A delegation of the Indian Parliament visited the Mielec factory in September showing interest in the factory's history and aircraft production.

● **PZL-Świdnik export:** The SZD-30 Pirat training performance sailplanes are being exported to 14 countries the world over, among others, to Spain, New Zealand, the U.S.A., Great Britain, and the Soviet Union.

● **Rockwell International Corporation (USA)** has suggested co-operation with Polish aircraft industry. Rockwell International is interested in deliveries of ASH-621R radial engine of 1000 Hp for American Thrush-600 agricultural airplane.

● **Informatory batch of PZL-3s universal aero engine:** The Experimental-Development Centre at the PZL-Rzeszów factory built a universal engine of 600 HP rated power. The engine has a supercharger and accessory drives. The engine was certified by the Civil Aircraft Inspection Board receiving a type certificate. The engine was developed by a group of designers headed by Dipl. Ing. Waldemar Gładzik.

● The following **doctoral dissertations** were defended at the Warsaw Technical University:

— Dipl. Ing. Maria E. Klonowska, Faculty of Mechanical, Power and Aeronautical Engineering, on „Aerodynamic Factors of a Biplane”.

— Dipl. Ing. Janisław Zwolinski, Faculty of Mechanical, Power and Aeronautical Engineering, on „Optimization of Thin-Walled Structure Joints”.

— Dipl. Ing. Krystyna Witezak, Faculty of Mechanical, Power and Aeronautical Engineering, on „Critical Gas Effluence Into Pipes as a Source of Noise”.

— Dipl. Ing. K. Konarski, Faculty of Mechanical, Power and Aeronautical Engineering, on „Compensation of Capacitance Transducers for Indicating Internal-Combustion Engines”.

● **Dozent Dipl Ing Tadeusz Soltzyk**, author of several successful aircraft designs like Bies and Iskra has been nominated professor of technical sciences.

Adres Redakcji:

02-668 Warszawa, Al. Lotników 19 m 4

Tel. 43-59-38

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

Maksymalne wykorzystanie rezerw (TRYBUNA LOTNIKÓW)	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Siły lotnicze na świecie. Europa Zachodnia	4
W. Burczak: fs-29 — szybowiec z płatem teleskopowym (CIEKAWY KONSTRUKCJE)	5
J. Staszek: Wpływ kryzysu paliwowego na przyspieszenie postępu technicznego w lotnictwie (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	8
W. Waśkowski: Turbinowe silniki śmigłowe. Część I	10
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	13
Z. Brodzki: Śmigłowe łożyska elastomerowe	14
W NASTĘPNYM NUMERZE	16
J. Konieczny, A. Niwiński: Zasilanie w energię elektryczną i oświetlenie nawigacyjne lotnisk (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	17
KARTOTEKA TLIA: Start + flug Hippié	19
Dassault Mirage F-1	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 44: Analiza płaskiego i przestrzennego stanu naprężeń. Obliczenie sprężyn śrubowych	23
W. Wiśniowski: Zawieszenie samolotu podczas prób rezonansowych	25
R. Witkowski: Próby śmigłowców rolniczych w Instytucie Lotnictwa (c.d.)	27
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 40: Niemiecka gwara lotnicza	29
KSIĄŻKI LOTNICZE	30
E. Babiasz: Szybowcowe przyrządy pokładowe. Część I	31
R. Szczepanik, W. Anianowicz: Ocena wpływu spawania łukowego w osłonie argonu na własności mechaniczne blachy żaroodpornej EI435 typu nimonic	34
K. Targosz: Jak wygląda „latający smok” Tita Liwia Burattiniego (Z DZIEJÓW. POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	37
Skrzydło o wysuwanej naddźwiękowej krawędzi natarcia — oprac. W. Zaremba	40

Na okładce: „Smok latający” T. Burattiniego z 1648 r. — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT
 Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. **Andrzej Glass**

Sekretarz Redakcji:

Zofia Rubini

Redaktorzy działowi:

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

Rada Programowa:

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2. W-wa. Zam. 28/76. Nakład 3700 egz.
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
 Papier druk sat. kl. IV. 70 g. 61 × 86. J-26.

Papier druk sat. kl. IV. 70 g. 61 × 86. J-26.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006/37909

BURCZAK W.

fs-29 — Sailplane with a Telescopic Wing

This is a description including technical data of a sailplane with telescopic wing, constructed by students from Akaflieg in Stuttgart.

STASZEK J.

Impact of Fuel Crisis on Acceleration of the Technical Progress in Aviation

The article presents successive forecastings pertaining to the exhaust of world oil resources, describes the increase in effectiveness of fuel utilization in aviation and the improvement of second-generation turbo-fan engines — the development trends and forecasted effects.

WAŚKOWSKI W.

Helicopter Turbo-Shaft Engines. Part One

It is a survey of helicopter engines manufactured by West-European and American companies, the existing and under development. The author discusses the present state and future prospects of the production of the French Turbomeca.

BRODZKI Z.

Elastomer Helicopter Bearings

The article describes qualities of elastomer bearings like vibration damping, simplicity, long life and ease of servicing and maintenance. Present applications of those bearings and their tests conducted at Bell, Sikorsky, Boeing-Vertol and Aerospatiale are given.

KONIECZNY J., NIWIŃSKI J.

Airport Lighting and Power Supply Facilities

It is an analysis of the airport electrical installations from the point of view of flight safety. The author describes the presently used methods of making the power and lighting systems fail-safe and new types of the installations.

WIŚNIEWSKI W.

Suspension of an Airplane during Resonance Tests

The article describes the effect of airplane suspension on parameters measured during resonance tests and kinds of suspensions used. A proposition of a pneumatic system using overpressure is given as an optimum solution.

WITKOWSKI R.

Tests of Ag Helicopter at the Aviation Institute

This is a survey of tests of the SM-1 and M-2 ag helicopters conducted by the Flight Test Department of the Aviation Institute Since 1962.

BABIASZ E.

Sailplane Board Instruments

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

SZCZEPANIK R., ANIANOWICZ W.

Assessment of the Effect of Argon-Arc Welding on Mechanical Properties of Nimonic-Type EI435 Heat-Resisting Sheet

This article provides an empirical evaluation of the effect of argon-arc welding on mechanical properties of the EI435 heat-resisting alloy (Nimonic type). A distribution of maximum temperatures occurring around a weld during welding process and their effect on the strength test results are described.

TARGOSZ K.

How Tito Livio Burattini's „flying dragon” look like?

It is the story of the design of Burattini's „flying dragon” from 18th century. The article describes its construction and principle of operation on the basis of available written documents and two drawings.

Wing of retractable supersonic leading edge

It is a description of professor G. A. Mokrzycki's patent concerning the improvement of a fighter airplane performance in air fighting, its take-off and landing.



Maksymalne wykorzystanie rezerw

I Sekretarz Komitetu Centralnego PZPR towarzysz Edward Gierek na II Plenum KC PZPR przedstawił program dalszego wykorzystania rezerw — w celu dodatkowego przyspieszenia rozwoju kraju i dalszej poprawy warunków życia ludzi pracy. W swym wystąpieniu E. Gierek m. in. podkreślił konieczność stosowania zasady „otwartości planu” tzn. dążenia do zwiększenia produkcji dzięki wzrostowi wydajności pracy i wykorzystania rezerw materiałowych, bez dodatkowych nakładów inwestycyjnych.

Uchwała II Plenum Partii m. in. stwierdza:

● Komitet Centralny uznaje za konieczne rozwinięcie powszechnej pracy ideowo-wychowawczej i organizatorskiej, **powszechnego działania** wśród załóg pracowniczych we wszystkich dziedzinach gospodarki narodowej i życia społecznego **na rzecz ujawniania i zagospodarowania rezerw.**

● Podstawowym celem tego działania jest osiągnięcie w sferze produkcji materialnej wyższego ilościowo i jakościowo poziomu produkcji i **stworzenia możliwości przekroczenia zadań zawartych w planach społeczno-gospodarczego rozwoju kraju**, w tym zadań 1976 r. w ramach przeznaczonych na ten cel środków materialnych i nakładów finansowych przez wykorzystanie i należyte zagospodarowanie wszystkich rezerw występujących w zatrudnieniu, potencjałe technicznym, materialno-surowcowym i innych.

● Podjęcie tego działania na tak szeroką skalę Komitet Centralny PZPR uznaje za **ważny krok na drodze praktycznej realizacji programowego zadania VII Zjazdu — zapewnienia dynamicznego rozwoju społeczeństwa socjalistycznego, wyższej jakości pracy oraz warunków życia.**

● Rezerwy występują w każdej dziedzinie życia gospodarczego i społecznego, podjęte więc kierunki pracy odnoszące się powinny do całej sfery gospodarki — przemysłu, budownictwa, transportu, gospodarki komunalnej i mieszkaniowej, a ponadto do sfery handlu i usług, nauki i oświaty, służby zdrowia, do jednostek administracji centralnej i terenowej.

● W związku z tym we wszystkich dziedzinach należy dokonać gruntownej analizy stopnia wykorzystania czynników produkcji i przeznaczonych środków, określić wielkość i charakter rezerw oraz podjąć konkretne działania, aby rezerwy te szybko i efektywnie wykorzystywać, a tym samym **produkować więcej i lepiej, uzyskiwać większe efekty gospodarowania.**

● Jednym z najważniejszych obszarów występowania rezerw jest **gospodarka zasobami pracy.** Zadania bieżącej pięcioletki realizowane będą **w warunkach malejących przyrostów zatrudnienia.** Wzrasta więc niepomiernie waga prawi-

łowego wykorzystania zasobów pracy, poszukiwania w całej gospodarce i sferze usług nieprodukcyjnych metod i środków racjonalizacji zatrudnienia, **wzrostu wydajności pracy**, a także podejmowania przedsięwzięć organizacyjnych i administracyjnych na rzecz **zmniejszania fluktuacji i absencji oraz wzmocnienia dyscypliny pracy.**

● Niezbędne jest **doskonalenie struktur zatrudnienia i organizacji pracy**, prawidłowe, zgodne z potrzebami społeczno-gospodarczymi i kwalifikacjami rozmieszczenie absolwentów wszystkich typów szkół i wszystkich pracowników.

● Ważne gospodarczo i społecznie jest pełne, efektywne wykorzystanie majątku trwałego, lepsze wykorzystanie czasu pracy maszyn i urządzeń technicznych i technologicznych przez zwiększenie zmianowości, ograniczenie postojów, sprawne przeprowadzanie remontów, napraw i konserwacji. Dotyczyć to powinno zwłaszcza wszystkich nowo zbudowanych w ostatnich latach zakładów. Szczególną uwagę zwrócić należy na **uzyskanie efektów ilościowych i jakościowych z zakupionych licencji oraz na ich stałe doskonalenie i rozwijanie** przez nasze placówki doświadczalno-naukowe.

● Kolejnym obszarem występowania rezerw, których wykorzystanie powinno przynieść naszej gospodarce poważne korzyści, jest **gospodarka surowcami, materiałami i paliwami.**

● Szerzej należy wykorzystywać możliwości **zastępowania surowców i materiałów tradycyjnych surowcami udoskonalonymi**, dokonywać zmian w strukturze zużycia na korzyść surowców pochodzenia chemicznego i innych, które obniżają surowców i materiałów tradycyjnych surowcami udoskonalonymi, **gospodarowanie surowcami odpadowymi i wtórnymi.**

● Nader istotną rezerwą jest stałe **podnoszenie jakości produkowanych wyrobów i świadczonych usług. Kryteria jakościowe powinny stać się podstawowymi miernikami oceny działalności przedsiębiorstw i instytucji.**

Uchwała Rządu w sprawie powszechnego wykorzystania rezerw w gospodarce narodowej podzieliła prace nad zagospodarowaniem rezerw na pierwszy etap — dotyczący roku 1976 i drugi etap obejmujący lata 1977–1980.

Przytoczone powyżej fragmenty Uchwały II Plenum najlepiej wskazują, jakie kierunki prac nad zagospodarowaniem rezerw winny przyjąć wszystkie przedsiębiorstwa, zakłady i instytucje. Jest to program działania dla przedsiębiorstw przemysłu lotniczego, komunikacji lotniczej i usług lotniczych, instytutów naukowych, uczelni i szkół lotniczych, aeroklubów, wszelkich instytucji lotniczych oraz wszystkich pracowników lotnictwa.



● W komunikacie wydanym podczas pobytu w Polsce Ministra Spraw Zagranicznych Kanady — Mac Eachen'a — w październiku ub.r., po rozmowach z Ministrem St. Olszewskim, został wydany wspólny komunikat, w którym czytamy: „Obaj ministrowie stwierdzili, że pożądane jest ustanowienie regularnych połączeń lotniczych między Polską i Kanadą”. Wyrażono nadzieję, że rozmowy, które mają rozpocząć się 1 grudnia 1975 r., doprowadzą do podpisania umowy międzyrządowej i do rychłego ustanowienia stałej komunikacji lotniczej między obu krajami.

● Podczas ubiegłorocznej wizyty Prezydenta Portugalii w Polsce podpisano umowę międzynarodową o transporcie lotniczym między Polską i Portugalią. Ze strony polskiej umowę podpisał Minister Komunikacji Mieczysław Zajfryd, a ze strony portugalskiej Minister Jorge Campinos.

● Biuro Polityczne KC PZPR dokonało oceny perspektywicznego programu elektryfikacji gospodarki narodowej do 1990 r. oraz bezpośrednio z nim związanego rządowego programu badawczo-rozwojowego w dziedzinie materiałów i podzespołów dla potrzeb elektryfikacji. Programy te wytyczają kierunek i tworzą warunki dla kompleksowego rozwoju prac badawczych, wdrażania ich wyników oraz rozwoju produkcji przemysłu elektronicznego. Trzeba przypomnieć, że 80% nowoczesnego osprzętu lotniczego — to osprzęt elektroniczny. Jest to moment, aby określić niezbędne warunki dla narodzin, ukierunkowania i rozwoju — z prawdziwego zdarzenia — awioniki w naszym kraju. Elektryfikacja gospodarki narodowej jest również warunkiem wprowadzenia w szerokim zakresie automatyzacji przemysłu.

● Indie zakupiły samoloty TS-11 Iskra dla celów szkoleniowych. Jesienią ub.r. odbył się w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL w Mielcu odbiór techniczny pierwszej partii tych samolotów.

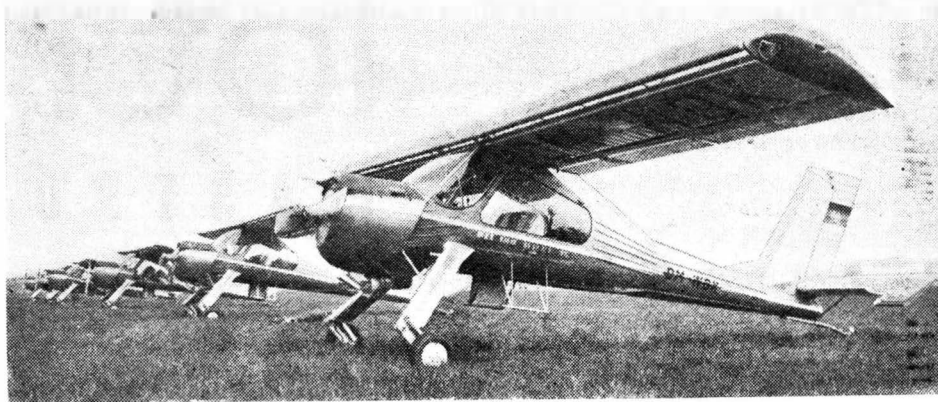
We wrześniu WSK zwiedziła delegacja parlamentu indyjskiego, interesującą się historią zakładów oraz produkcją samolotów.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik eksportuje szybowce treningowo-wycieczkowe SZD-30 Pirat do 14 krajów świata, m.in. do Hiszpanii, Nowej Zelandii, Stanów Zjednoczonych, Wielkiej Brytanii i ZSRR.

● Koncern Rockwell International ze Stanów Zjednoczonych wystąpił z propozycją współpracy kooperacyjnej z polskim przemysłem lotniczym. Firma Rockwell jest zainteresowana dostawami silników gwiazdowych AS2-621R 1000 KM oraz PZL-3S 600 KM do amerykańskich samolotów rolniczych Thrush. Również firma Grumman produkująca samoloty Ag-cat zamierza kupować te silniki. Polska jest jedynym krajem na świecie produkującym silniki gwiazdowe tej mocy — używane do samolotów rolniczych.

● W rzeszowskiej Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego wykonana została partia informacyjna skonstruowanego przez zakładowy Ośrodek Badawczo-Rozwojowy uniwersalnego silnika lotniczego — PZL-3s o mocy nominalnej 600 KM. Silnik ma sprężarkę doładowującą oraz dodatkowe napędy. Silnik PZL-3s uzyskał z Inspektoratu Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych przy Centralnym Zarządzie Lotnictwa Cywilnego świadectwo typu, dopuszczające do użytkowania. PZL-3s powstał w 1,5 roku dzięki zastosowaniu szeregu części i zespołów z wytwarzanego silnika LiT-3 do śmigłowców. Silnik PZL-3s został opracowany przez zespół konstruktorów pod kierownictwem mgr inż. Waldemara Gładzika.

● W Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Rzeszowie ponad rok pracuje komputer 3-20 jednolitego systemu krajów RWPG — IAD. Komputer wykorzystuje się do planowania długo- i krótkookresowego, bieżącej kontroli i analizy produkcji, gospodarki materiałowej itp. Do komputera przyłączone zostaną monitory ekranowe, z których będzie można uzyskać raporty o aktualnym stanie wykonania planu, wyliczy brakujących materiałów i in.



Wilgi 35 w barwach lotnictwa sportowego NRD

● Muzeum przemysłu lotniczego i Ziemi mieleckiej oraz ośrodek szkoleniowy przemysłu maszynowego powstaną w odremontowanym zamku Reyów w Przecławiu koło Mielca. Patronat nad odbudową objęła Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego. WSK-PZL Mielec, Ministerstwo Przemysłu Maszynowego i Ministerstwo Kultury i Sztuki przeznaczają na prace remontowo-adaptacyjne 90 mln zł. Prace te potrwać do 1979 r.

● Już w trzech miastach w Polsce praktycznie popularyzuje się lotnictwo i oswaja społeczeństwo z samolotami. Bowiem w Warszawie, w Katowicach i Krakowie — w dni wolne od pracy — organizowane są loty nad miastem. Proponujemy, aby i inne miasta postarały się wprowadzić taką imprezę dla swoich mieszkańców.

● Z wywiadu udzielonego Skrzydlatej Polsce przez kierownika Aeroklubu Warszawskiego dowiadujemy się, że w wyniku surowej eliminacji tylko co czwarty lub piąty, odpowiedni kandydat na pilota może rozpocząć szkolenie praktyczne. Obsada instruktorska pozwala na szkolenie od podstaw dwukrotnie większej liczby elewów. W tej sytuacji zgłoszony przez kierownika AW brak równowagi między środkami materialnymi tej jednostki winien być przedmiotem wnikliwej analizy władz APRL.

● W celu wprowadzenia współzawodnictwa sportowego pilotów — studenci Politechniki Warszawskiej nawiązali kontakt z pilotami sportowymi berlińskiego związku akademickiego RFN Ideafliag (Interessengemeinschaft Deutscher Akademischer Fliegergruppen).

● Zostanie reaktywowana Sekcja Balonowa przy Aeroklubie Warszawskim. Działalność jej będzie się mogła rozwinąć dzięki zapowiadającej się liberyzacji przepisów o przelotach nad terytorium kraju. Polscy piloci balonowi nawiązali współpracę z Balon-Klubem Prahą, a nawet E. Olszański uzyskał najlepszy wynik na balonie Stomil w Zawodach o Puchar Przyjaźni, zorganizowanych na wiosnę w CSRS. Ważne jest również to, że szkołą się nowi sportowcy balonowi. Wierzymy, że sięgną oni po laury, zdobywane przez Polaków przed wojną.

● Minister Oświaty i Wychowania delegował do współpracy z Zarządem Głównym Aeroklubu PRL — E. Buśko, zaś przewodniczący Głównego Komitetu Kultury Fizycznej i Turystyki — Z. Strzemiecznego.

● Zaszukany pilot instruktor Tadeusz Góra został zaangażowany przez Aeroklub Radomski jako szef wyszkolenia.

● W rozdziale „Australia” rocznika Janie'sa 1974—75 jest wzmianka o polskim konstruktorze Henryku Millicerze i jego najnowszym samolocie Airmite. Jest to jednomiejscowy samolot metalowy przewidziany do montażu amatorskiego z gotowych elementów. Rozpiętość — 5,79 m, długość — 5,49 m, masa całkowita maks. — 272+362 kg, prędkość maks. — 370 km/h, prędkość przeciętna — 78 km/h, zasięg — 685 km.

Przypomnijmy o innych samolotach turystycznych konstrukcji inż. H. Millicera, laureata Złotego Medalu im. O. Watta, przyznawanego przez Aeroklub Australii. Dwumiejscowy samolot Airtourer został zbudowany w liczbie 258 maszyn eksportowanych do 9 krajów. Samolot 2+3-miejscowy Airtrainer jest budowany w liczbie 74 maszyn i eksportowany do 3 krajów.

● Polski pilot z okresu II wojny światowej, a obecnie dyrektor nowojorskiej, firmy pośredniczącej w sprzedaży samolotów pasażerskich H. Kwiatkowski, dokonał rekordowej transakcji w handlu samolotami pasażerskimi. Za jego pośrednictwem rząd Iranu zakupił od linii lotniczych TWA sześć największych samolotów pasażerskich świata B-747 za sumę 99 mln dol. H. Kwiatkowski i jego pięciu braci służyło w czasie wojny w lotnictwie polskim w Wielkiej Brytanii.

● Z rozmowy przeprowadzonej na gdańskim lotnisku przez redaktora J. R. Koniecznego z Ministrem Oświaty i Wychowania Jerzym Kuberskim dowiedzieliśmy się, że minister Kuberski jest licencjonowanym pilotem, członkiem Aeroklubu Warszawskiego i korzysta z Wilgi w swych podróżach służbowych. W czasie wakacji ub.r. minister zużył dużo czasu na osobiste przeprowadzenie inspekcji młodzieżowych obozów szkoleniowo-wypoczynkowych, przy czym poświęcił wiele uwagi obozom szybowcowym i spadochronowym, doceniając znaczenie sportów lotniczych. Minister Kuberski z uznaniem wypowiedział się o działalności szkoleniowej Aeroklubu Warszawskiego. Skądinąd wiadomo, że Minister Oświaty i Wychowania dobrze orientuje się w zakresie niedostatku techników w lotnictwie i podejmuje decyzje, które poprawią istniejącą sytuację.

● W ramach współpracy Aeroklubu PRL z Ministerstwem Oświaty i Wychowania, na Lotnisku Aeroklubu Podkarpackiego w Krośnie został zorganizowany w ub.r. II Centralny Oboz Spadochronowy Ministerstwa Oświaty i Wychowania. W szkoleniu teoretycznym i praktycznym wzięła udział młodzież szkolna z województw: warszawskiego, kieleckiego, lubelskiego i rzeszowskiego. Wyszkolono 75 skoczków.

● W Piotrkowie nad Wisłokiem, w Piotrkowie Trybunalskim i w Bydgoszczy czynne były w lipcu ub.r. centralne obozy lotnicze przysposobienia obronnego dla uczniów szkół średnich i zawodowych, zorganizowane wspólnie przez Ministerstwo Oświaty i Wychowania i Aeroklub PRL. W dwóch pierwszych miało miejsce szkolenie spadochronowe (gdzie po 7 skokach uczniowie otrzymali odznakę skoczka), zaś w Bydgoszczy — w szybownictwie.

● Astronomiczne Centrum Kopernikowskie Polskiej Akademii Nauk jest pierwszym obiektem Warszawskiego Zgrupowania Naukowego, które ma powstać w Łuku Siekierkowskim. W ub.r. zakończono budowę Centrum w stanie surowym, natomiast zakończenie wszystkich prac i przekazania ośrodka do użytku planowane jest na początek 1977 r.

● Na szczycie Gór Sowich — Wielkiej Sowie (1015 m npm) wybudowane zostanie pierwsze w Polsce, nowoczesne górskie obserwatorium astronomiczne. Jego gospodarzem będzie obserwatorium astronomiczne Uniwersytetu Wrocławskiego — placówka specjalizująca się od lat w badaniach fizyki Słońca i astrofizyce. Projekt przewiduje zainstalowanie teleskopów do obserwacji (spektroskopii i fotometrii) gwiazd. Nowa górską placówką badawczą otrzyma 35-metrowy słoneczny teleskop wieżowy — jedno z nielicznych tego typu urządzeń w Europie. Sterowany będzie przy pomocy minikomputera.

BRAZYLIA

● Na mocy specjalnego porozumienia w brazylijskich zakładach Embraer montowane będą amerykańskie samoloty dwusilnikowe dyspozycyjne Navajo i Seneca, produkowane przez zakłady Piper.

HISZPANIA

● Przelot mostem powietrznym na trasie 480 km Madryt — Barcelona samolotami DC-9 towarzystwa Iberia w lotach wahadłowych kosztuje prawie dwukrotnie drożej niż koleją. Lecz podróż trwa 1 godzinę, a nie 7, nie trzeba rezerwować miejsc, zaś odloty są co godzinę.

IRAN

● W Teheranie wykonano wyrok śmierci na dwóch piratach powietrznych, którzy uprowadzili samolot Boeing-737.

JAPONIA

● Japoński samolot transportowy Kawasaki C-1, który wprowadzono do służby w styczniu 1975 r., zastąpił używane od piętnastu lat, przestarzałe samoloty transportowe typu Curtiss C-46. Kawasaki C-1 o udźwigu użytkowym 8000 kg może zabierać na pokład 45 spadochroniarzy lub 60 żołnierzy z pełnym wyposażeniem albo 36 rannych na noszach.

● W Japonii będzie wprowadzona onlata od pasażerów komunikacji lotniczej z przeznaczeniem na cele związane z ochroną mieszkańców okolic przylotnijskich przed hałasem wytwarzanym przez samoloty. Od opłaty będą zwolnieni pasażerowie korzystający z samolotów „uciszonych”, do których należą obecnie TriStar, B-747 SR i A-300B.

JUGOSŁAWIA

● W Belgradzie odbyły się próby w locie woskowego samolotu jugosłowiańsko-rumuńskiego Orao (Jurom) powstałego przy współpracy przemysłów lotniczych Jugosławii i Rumunii z wytwórcami lotniczymi Francji, Wielkiej Brytanii i Szwecji.

● Jugosławia zawarła porozumienie z Australią w sprawie uruchomienia regularnej komunikacji lotniczej pomiędzy Sydney a Belgradem przez Karaczi i Singapur. Linia będzie obsługiwana przez przedsiębiorstwo australijskie i jugosłowiańskie, z tym że Australijczycy latają na Boeingach 747, a jugosłowiańskie towarzystwo JAT użytkować będzie Boeingi 707. Warto nadmienić, że linia ta ma dogodnie połączenie samolotami JAT i LOT-u z Warszawą. Interesują się więc nią polonijne przedsiębiorstwa turystyczne z Australii.

KANADA

● Kanada otwiera nową erę w lotnictwie komunikacyjnym na krótkie dystanse. Samolot krótkiego startu De Havilland DH-7 (Dash-7) — następcą Twin Otter — może przewozić 50 pasażerów na odległość 800 km z prędkością 450 km/h. Oznacza się on nie tylko krótkim startem (700 m), lecz także małym zużyciem paliwa i niskim poziomem hałasu.

● Otwarty ostatnio, oddalony o 55 km od centrum miasta, superport w Monteralu zajmuje obszar 36 tys. ha. Ma dwie drogi startowe i dworzec zdolny do obsługi ok. 3,7 mln pasażerów rocznie. Zwiększając sukcesywnie swoją przepustowość dojdzie w roku 1985 do 17 mln. Docelowo port będzie miał 6 dróg startowych i 6 dworców.

NRD

● Najdłuższa linia Interflugu liczy ponad 10 tys. km i łączy Berlin z Dhaką (Bangladesz); na drugim miejscu znajduje się linia Berlin — Hawana o długości 9700 km.

RFN

● Rząd RFN wyraził zgodę na finansowanie rozwoju i seryjnej produkcji samolotu VFW-614, udzielając firmie VFW-Fokker kredytu w wysokości 361 mln DM. Suma ta pokrywa 80% kosztów rozwoju. Pozostałe 20% przypada na przemysł. Produkcja VFW-614 ma wynieść 250 samolotów i będzie zakończona w 1987 r.

● W 1975 r. subwencje na realizację cywilnych i wojskowych programów lotniczych w RFN wyniosły blisko 3,4 mld marek. W latach następnych przewiduje się stonniowe zmniejszenie subwencji na cele wojskowe, przy nieznacznym wzroście sum przeznaczonych na realizację zadań cywilnych. Przemysł lotniczy RFN zatrudnia 34 200 pracowników przy produkcji płatowców, 7200 przy budowie silników oraz 11 600 przy produkcji wyposażenia lotniczego. Rząd RFN uczestniczy w kosztach realizacji programu budowy samolotu odrzutowego VFW-614 i aerobusu A-300.

● Główny port lotniczy Berlina Zachodniego przenoszony jest sukcesywnie na lotnisko Tegel. Dotychczas użytkowane stare lotnisko Tempelhof przeznaczone zostało dla lotnictwa wojskowego USA. Lotnisko Tegel ma dwie drogi startowe, w tym jedną dopuszczoną do operacji w warunkach II kat. ICAO. Nowy dworzec lotniczy Tegel obliczany jest na przepustowość 5 mln pasażerów rocznie i 2500 pasażerów w godzinie szczytu. System klimatyzacyjny dworca obliczono na wydatek powietrza 250 tys. m³/h, przy czym układ składa się z trzech stopni filtracji.

● Ustalona została w RFN norma dotycząca urządzeń pomiarowych do badania hałasów lotniczych. Norma ta oznaczona DIN 45643 odpowiada wymaganiom normy ISO R 1761 Monitoring aircraft noise around an airport.

● Hamburski pilot Birkner przeleciał trasę 8 tys. km z Euryony do zachodniej Afryki na motoszybowcu „Falke”. Przeciętna prędkość lotu — 125 km/h, czas lotu — 64 h.

● Pilot z Monachium H. Huber — po starcie ze wzniesienia 650 m — szybował na lotni (miękkopłacie typu Rogallo) 225 godzin. W krążeniu pilot uzyskał 300 m przewyższenia, a następnie wykorzystywał dynamiczne prądy wznoszące.

● Według danych z 1973 r. aeroklub RFN (DAeC) zrzeszał 1047 oddziałów i przeszło 50 tys. członków. Z ogólnej liczby zrzeszonych 7% przypadało na młodzież do 15 lat, około 16% na młodzież od 16 do 21 lat, a 39 000 osób stanowiłi dorośli. W dyspozycji DAeC było 3408 szybowców i 28 859 pilotów szybowcowych oraz 1761 samolotów i 10 009 pilotów samolotowych.

● W latach 1976 i 1977 rząd RFN zainwestuje po 3 mld marek w program lotniczo-kosmiczny, z sum tych na program wojskowy przypadnie około 70-80%. W sektorze cywilnym przewiduje się opracowanie projektu krótko- i średniostanowego samolotu albo 130-180 pasażerów, który mógłby zastąpić samoloty DC-9, B-737, Caravelle i BAC-111. Planuje się poza tym rozwój wielozadaniowego samolotu-amfibii Do 24/72 oraz skonstruowanie małego samolotu i śmigłowca.

ZSRR

● Prototyp lekkiego samolotu wielozadaniowego Antonow An-28 o znakach SSSR-1973 został wyposażony w dwa silniki turbośmigłowe Giuszenkow TWD-10A po 960 KM. Samolot z tymi silnikami został oblatany w kwietniu 1975 r. Pierwszy prototyp An-28 (początkowo oznaczany An-14M) z silnikami TWD-850 wykonał pierwszy lot we wrześniu 1969 r. Prędkość maksymalna przelotowa z nowymi silnikami wzrosła do 350 km/h, wznoszenie do 12 m/s, a zasięg do 1000 km przy ładunku handlowym zwiększonym do 1500 kg.

● Oleg K. Antonow poinformował prasę lotniczą, że obecnie w Kijowie montuje się na płatowcu An-2 silnik turbośmigłowy TWD-10A o mocy 960 KM z wolnoobrotowym śmigłem o dużej średnicy. Samolot ten otrzymał oznaczenie Antonow An-3. Loty prototypu mają się rozpocząć w maju b.r. Ma być to samolot rolniczy o prędkości roboczej 140-180 km/h.

OGÓLNE

● Zastosowanie pneumatycznych podnośników w celu usuwania samolotów z dróg startowych stanowi najprostszą i najtańszą metodę. Przy pomocy podsuwanych pod samolot niedmuchiwanych poduszek możliwe jest w stosunkowo krótkim czasie podniesienie nawet wielkich samolotów. Zastosowanie nadmuchiwanych podnośników pozwala na przemieszczenie ciężkich samolotów również na nieutwardzonym gruncie.

● Jedenastu krajów europejskich bierze udział w spółdzielczych usługach kontroli ruchu lotniczego Eurocontrol. Organizacja ta powstała w 1961 r., ma na celu zapewnienie bezpieczeństwa żegludki powietrznej przez integrację służb krajów członkowskich. Eurocontrol rozlicza również opłaty za korzystanie z nawigacyjnych urządzeń trasowych 11 krajów. Organizacja dysponuje ośrodkami badawczymi i szkoleniowymi.

● Udział samolotów europejskich produkcji w taborze lotniczym świata wyniósł ostatnio: w samolotach długodystansowych 1,3%, a w krótko- i średniostanowych — 12,4%. Ulega on zmniejszaniu w związku z wycofywaniem samolotów VC-10 i Caravelle.

● Wzrasta pomoc techniczna ICAO udzielana krajom członkowskim wykazującym braki w urządzeniach służących międzynarodowej komunikacji lotniczej. W 1974 r. ICAO wydatkowała na ten cel (głównie z funduszu pomocy Narodów Zjednoczonych) 12 mln dol., tj. o 35% więcej niż w 1973 r. Liczba ekspertów niosących pomoc zwiększyła się o 46% — do 227.

● II mistrzostwa świata w alpejskich lotach na lotniach w 1976 r. (pierwsze odbyły się przed rokiem w Austrii, gromadząc 300 zawodników z dwudziestu państw) będą rozgrywane w trzech klasach: standard, otwartej i szywnopłatów. Utworzony będzie przy FAI Międzynarodowy Sekretariat d.s. Lotni. Na wniosek Szwajcarskiej Federacji Pilotów Lotni postanowiono zorganizować lotniarskie zawody o Puchar Euryony.

● W Stanach Zjednoczonych wystrzelony został na orbitę sztuczny satelita Ziemi Cos B, skonstruowany przez 7 spośród 10 krajów członkowskich Europejskiej Agencji Badania Przetworzenia Kosmicznej (ASE), a mianowicie przez: Belgię, Danię, Francję, RFN, Włochy, Hiszpanię i W. Brytanię. Satelita wyniesiony został na orbitę przez amerykańską rakietę Delta. Ma on budać promienie gamma na znacznej wysokości.

● W związku z podpisaną umową seryjną produkcję licencyjną anglofrancuskich śmigłowców Westland Aerospace Lynx i angielskich samolotów Hawker Siddeley Hawk uruchomi Egipcj. W pierwszej fazie śmigłowce i samoloty będą montowane z przemyślowych części.

● Egipcj zakupił we francuskich zakładach Aerospace 42 śmigłowce SA-341 Gazelle.



Sily lotnicze na świecie

Europa Zachodnia

Hiszpania	
Sily Powietrzne	
B : Dassault-Breguet Mirage	30
Hispano HA-220	25
Mc Donnell Douglas F-4	36
Mirage F1	(15)
Northrop SF-5	70
Razem	161 + (15)
R : Grumman HU-16	12
Lockheed P-3	3
Razem	15
Sz: Beech Baron	10
Beech King Air	8
Beech T-34	25
AISA I-115	30
CASA I.131	20
Hispano HA-200	50
Lockheed T-33	50
North American T-6	50
Piper Aztec	6
Razem	244
T : Boeing KC-97	3
Canadair CL-215	10
CASA Aviocar	(32)
CASA 207	20
CASA 352	20
CASA 2.111	10
Convair 440	5
Dassault-Breguet Falcon 20	1
DHC Caribou	12
Douglas C-47	50
Douglas C-54	20
Lockheed C-130	4
Razem	155
H : Agusta AB.47	20
P : Cessna O-1	10
Dornier Do 27	30
Grumman HU-16	10
Razem	50
Łącznie	645 + (47)
Sily Lądowe	
H : Agusta AB.206	16
Bell 47	6
Bell UH-1	30
Boeing-Vertol CH-47	6
Razem	58
P : Cessna O-1	20
Dornier Do 27	20
Razem	40
Łącznie	98
Lotnictwo Morskie	
B : HS Harrier	(8)
H : Agusta AB.204	4
Agusta AB.212	4
Bell 47	12
Bell AH-1G	8
Hughes 500	12
Sikorsky SH-3	12
Razem	52
P : Piper Comanche	2
Piper Twin Comanche	2
Razem	4
Łącznie	56 + (8)
Ogółem	799 + (55)

Turcja	
Sily Powietrzne	
B : Convair F-102	30
Lockheed F-104	36
Lockheed F-104S	(42)
Mc Donnell Douglas F-4	20 + (20)
North American F-100	45
Northrop F-5	100
Razem	231 + (62)
R : Northrop RF-5	40
Republic RF-84F	20
Razem	60
Sz: Beech T-34	20
Beech T-42	5
Cessna T-37	20
Lockheed T-33	30
MBB 223 Flamingo	(15)
North American T-6	40
Razem	115 + (15)
T : BAC Viscount	3
Beech C-45	6
Douglas C-47	20
Douglas C-54	3
Lockheed C-130	10
Transall	20
Razem	62
H : Agusta AB.204	10
Bell UH-1	10
Sikorsky UH-19	10
Razem	30
P : B-N Islander	2
Dornier Sky servant	9
Razem	11
Łącznie	509 + (77)
Sily Lądowe	
H : Agusta AB.205	40
Agusta AB.206	40
Bell 47	20
Razem	100
P : Cessna U-17	18
DHC Beaver	10
Dornier Do 27	15
Dornier Do 28 Sky servant	6
Piper L-18	50
Razem	99
Łącznie	199
Lotnictwo Morskie	
R : Grumman S-2	14
H : Agusta AB.205	3
Łącznie	17
Ogółem	725 + (77)
Szwajcaria	
Sily Powietrzne	
B : Dassault-Breguet Mirage	36
DH Venom	150
HS Hunter	120
Razem	306
R : Dassault-Breguet Mirage	18
Sz: DH Vampire	90
Pilatus P-2	50
Pilatus P-3	70
Razem	210
T : Beech Twin Bonanza	3
Dornier Do 27	6
Junkers Ju 52/3m	3
Pilatus Porter	12
Razem	24
H : Alouette	105
P : FFA C.3605	23
Ogółem	686

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

fs-29 — szybowiec z płatem teleskopowym

Mgr inż. WIESŁAW BURCZAK

Opis konstrukcji i podstawowe dane techniczne szybowca z płatem teleskopowym, zbudowanego przez studentów z Akafliegu w Stuttgarcie.

Współczesne szybowcowe loty wyczynowe to przede wszystkim przelot odległości w jak najkrótszym czasie. Istnieją różnorodne taktyki przelotów, ale podstawową rolę odgrywa szybowiec, który może wykonywać lot w dwóch różnych od siebie obszarach prędkości: krążenie w termicznym prądzie wznoszącym — tzw. kominie (mała wartość prędkości) i lot ślizgowy między kominami (duża wartość prędkości).

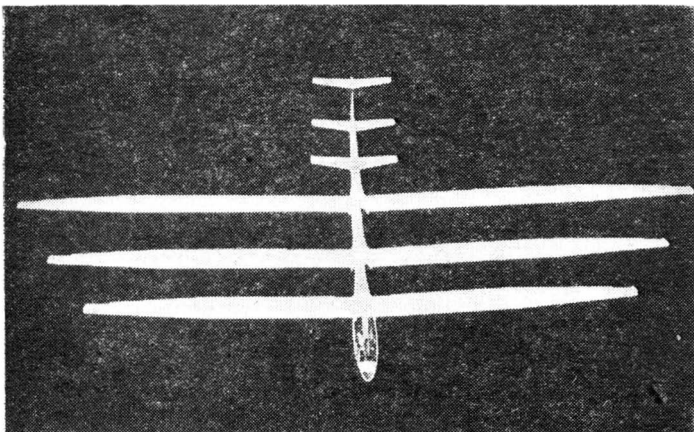
Możliwości podwyższenia osiągnięć wyczynowych szybowców

Od szybowca wyczynowego wymagamy zatem dużej prędkości lotu ślizgowego między kominami i krótkiego czasu krążenia w kominie. Rozwój profili laminarnych z klapami na krawędzi spływu pozwolił w znacznym stopniu ten warunek spełnić. Uzyskano duże współczynniki siły nośnej przy umiarkowanych oporach w zakresie małej prędkości lotu i możliwie małe współczynniki oporu aerodynamicznego w locie szybkim. Przykładem takiego rozwiązania jest polski szybowiec SZD-37 Jantar.

Zwiększenie możliwości wyczynowych szybowca można też osiągnąć poprzez zmianę obciążenia powierzchni nośnej płata. Powszechnie stosowany jest balast wodny, który zmienia ciężar szybowca podczas lotu. Przez wypuszczenie wody w locie uzyskamy przemieszczenie się biegunowej prędkości wzdłuż linii najlepszej doskonałości. Jednak ta metoda ma poważną wadę w postaci jej jednorazowości. Inną możliwością zmiany obciążenia powierzchni nośnej jest zmiana jej samej podczas lotu. Można ją zrealizować w dwojaki sposób:

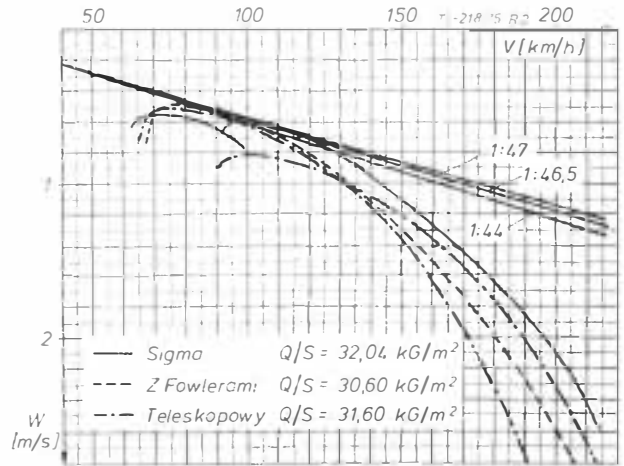
- zmiana powierzchni nośnej w kierunku głębokości profilu,
- zmiana powierzchni nośnej w kierunku rozpiętości płata.

Pierwszy sposób zrealizowano na angielskim szybowcu Sigma i na AN66C konstrukcji A. Neukoma. Zastosowano kłapy-poszerzacze Fowlera, które powodują powiększenie głębokości płata z korzyścią jednoczesnej zmiany wysklepienia profilu. W krążeniu zatem uzyskano wyższy współczynnik siły nośnej i zmniejszenie obciążenia powierzchni nośnej. Mimo że okupione to zostało wzrostem oporu indukowanego i profilowego, w konsekwencji efekt jest dodatni w postaci znacznego podwyższenia możliwości wyczynowych szybowca. Istnieje tylko jedno ograniczenie: wielkość wysuwanych kłap jest mniejsza aniżeli 50% powierzchni nośnej dla lotu szybkiego. Tej wady nie ma rozwiązanie, w którym zamiast sztywnych kłap stosuje się tzw. żagiel wysuwany z krawędzi spływu płata. Teoretycznie w ten sposób można osiągnąć najbardziej dowolne powiększenie powierzchni nośnej.

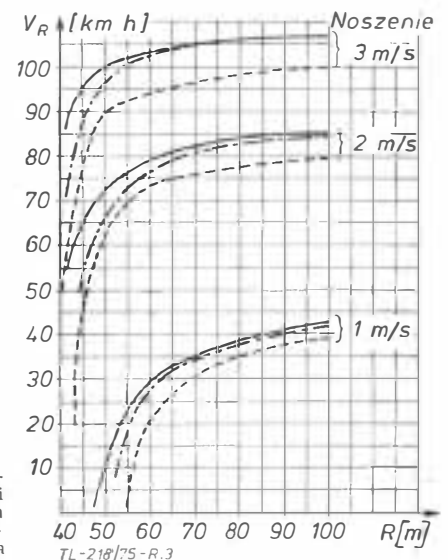


Rys. 1. fs-29 przy różnym stopniu wysunięcia skrzydeł

Jednak czy otrzymamy znaczne podwyższenie osiągnięć, to zależy od tego, jak wzrosnie opór takiej konfiguracji. Zrealizowanie takiego rozwiązania jest bardzo trudne ze względu na skomplikowanie statyki konstrukcji płata oraz trudności w utrzymaniu zadanego kształtu i zapobieżeniu flatterowi wiotkiej konstrukcji będącej pod działaniem znacznych sił i momentów. Poza tym układ napędu i sterowania prowadzi do złożonych zagadnień wytrzymałościowych i konstrukcyjnych.



Rys. 2. Biegunowa dla podobnych układów szybowców o rozpiętości 19 m



Rys. 3. Prędkość krążenia V_R w zależności od promienia krążenia R i noszenia; oznaczenia krzywych jak na rys. 1

Kłopoty z zapewnieniem odpowiedniej sztywności układu sterowania i napędu kłapy-poszerzaczy w szybowcu Sigma zwróciły uwagę na drugą możliwość zmiany powierzchni nośnej.

Koncepcja płata teleskopowego

Zmianę powierzchni nośnej w kierunku rozpiętości płata zrealizowali studenci z Akafliegu w Stuttgarcie (RFN), proponując płat teleskopowy. Ich zdaniem jest to forma konstrukcyjnie prostsza od rozwiązania zastosowanego w Sigmie. Z wycień osiągnięć przelotowych wynika, że płat z kłapami Fowlera jest nieznacznie lepszy, a to głównie dzięki wadze płata teleskopowego jaką jest brak wysklepienia profilu. Sskompensowano ją częściowo opracowując specjalny profil płata, podobnie jak to zrobiono w przypadku płata z kłapami Fowlera, i przez fakt, że nie na-

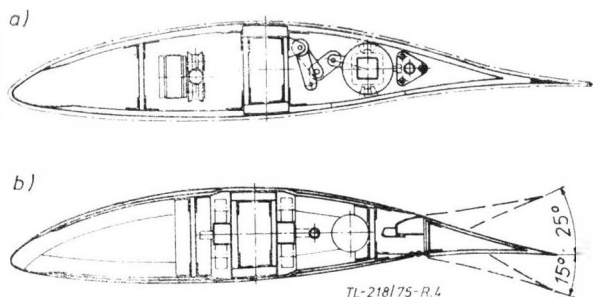
stępuje znaczny wzrost oporu indukowanego jak dla płata z klapami po ich wysunięciu. Porównanie biegunowych prędkości i osiągów w krążeniu dla różnych rozwiązań przedstawiono na rys. 1 i 2.

Konstrukcja szybowca fs-29

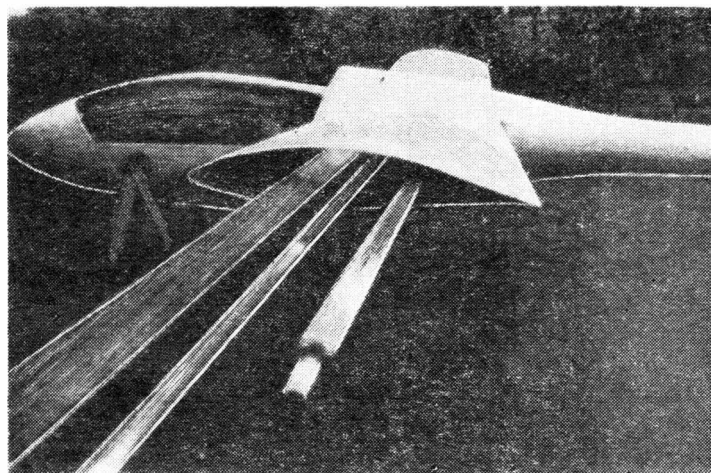
fs-29 jest jednomiejscowym wysokowyczynowym doświadczalnym szybowcem klasy otwartej.

Płat

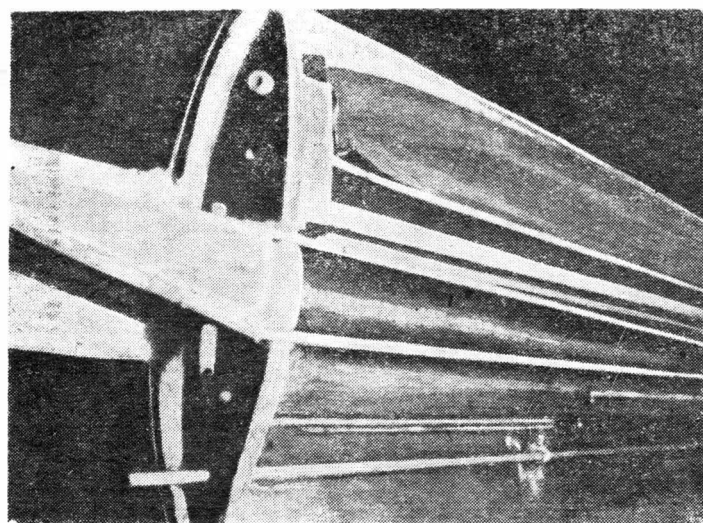
Płat jest o obrysie prostokątno-trapezowym, złożony z czterech części: dwu części stałych prostokątnych i nasuwanych na nie dwu części ruchomych prostokątnych-trapezowych (patent nr P.2102090.6). Na części prostokątnej zastosowano profil Wortmann FX 73-170, a na części trapezowej FX 73-K-170/22. Części stałe o konstrukcji dźwigarowej. Dźwigar skrzynekowy z pasami laminatowymi



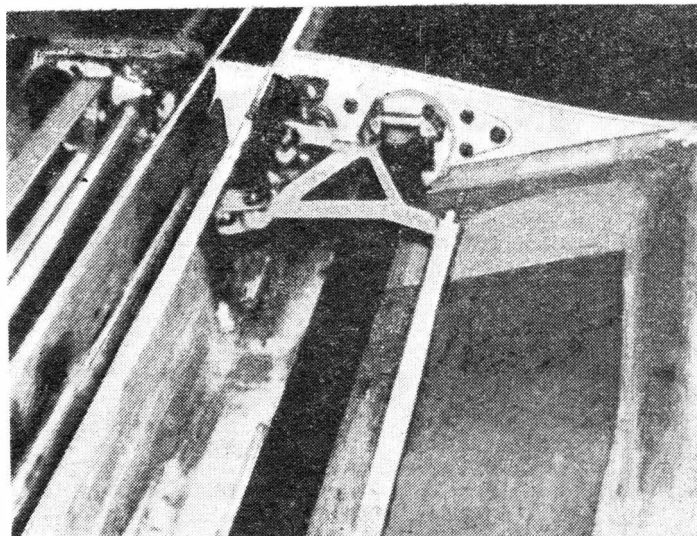
Rys. 4. Przekrój płata: a — części nieruchomej; linią przerywaną pokazana część ruchoma; b — trapezowej części ruchomej z lotką



Rys. 5. Dźwigar po zdjęciu części ruchomej

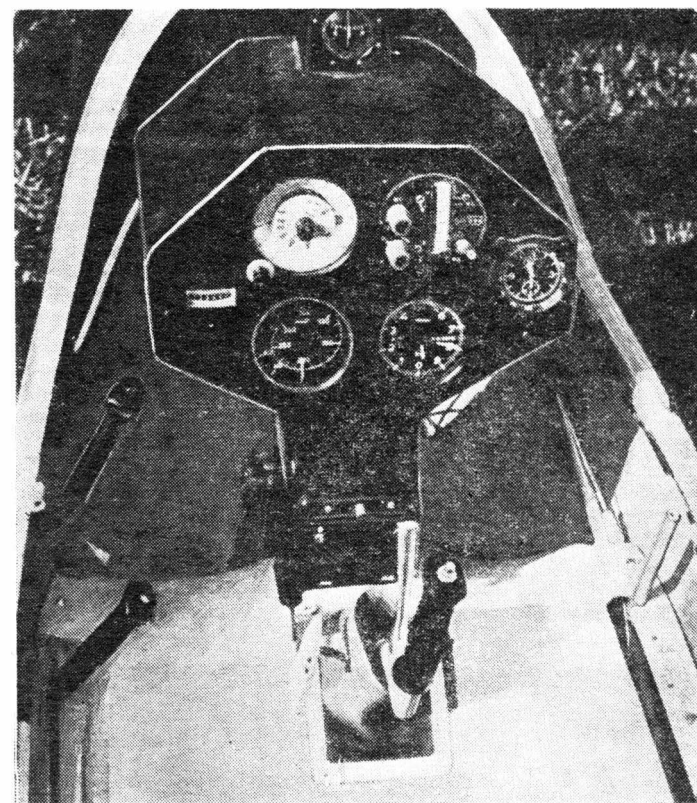


Rys. 6. Część stała płata



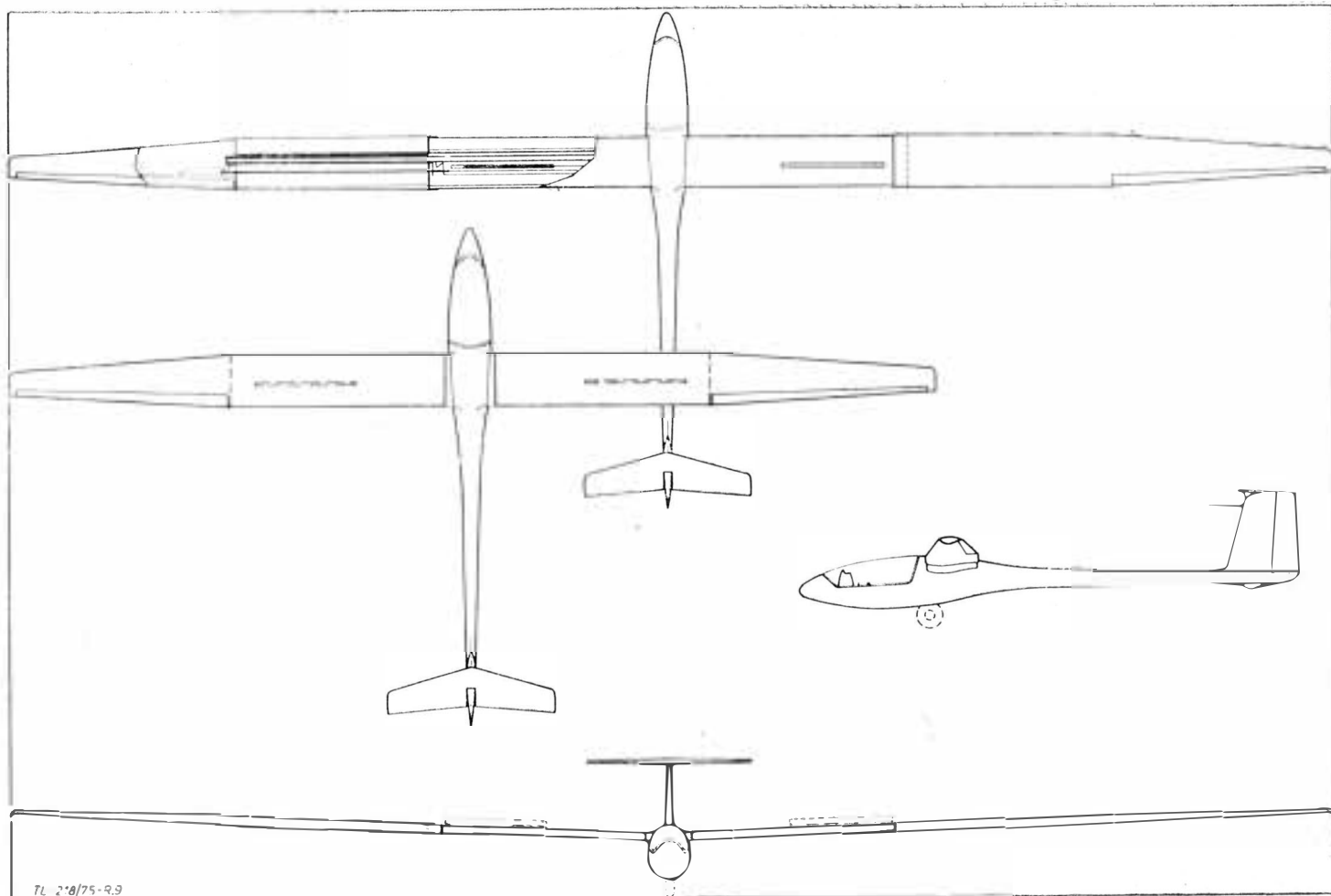
Rys. 7. System dźwigni na żebrze zamykającym

zbrojonymi włóknem węglowym ułożonym wzdłużnie i ze środkiem przekładkowym z laminatu szklanego z wypełniaczem piankowym Conticell. Połączenie obu części stałych następuje poprzez dwa asymetrycznie wychodzące okucia (rys. 4). Pokrycie konstrukcji przekładkowej z laminatu szklanego. Części ruchome konstrukcji skorupowej: część prostokątna — czysta skorupa z laminatu węglowego, część trapezowa konstrukcji przekładkowej z zastosowaniem laminatu szklanego i węglowego. Włókna węglowe ułożone pod kątami 0° , 90° , $\pm 45^\circ$ do kierunku rozpiętości. Część trapezowa zbudowana jako dwuobwodowy keson. Wysuwanie części ruchomych odbywa się za pomocą rolek to-



Rys. 8. Kabina fs-29; po lewej stronie z przodu dźwignia zmiany rozpiętości płata, a za nią dźwignia hamulców aerodynamicznych

czących się po aluminiowych sznaczach. Mocowanie osi rolek znajduje się w dwu konsolach z laminatu węglowego i szklanego. Napęd wysuwania części ruchomych złożony z układu: pas zębaty — koła zębata, połączonego z popychaczem (rys. 5). Napęd wyposażony w automatyczny hamulec działający w przypadku uszkodzenia i nie pozwalający na dalsze wysuwanie się części ruchomych pod wpływem sił odśrodkowych. Lotki zawieszono zawiasowo, wychylane 25° w górę i 15° w dół. W obszarze lotki znajdują się dodatkowe



Rys. 9. fs-29

dwa żebra laminatowe przenoszące siły od lotek. Napęd lotek kombinowany: popychacz-rura skrętna (rys. 5). Do przeniesienia skręcania z części ruchomych na stałe zastosowano na końcu części stałych wzmocnienie o długości 100 mm z laminatu węglowego. Hamulce aerodynamiczne typu Schempp-Hirth tylko na górnej powierzchni płata, położone w 55% cięciwy. Ciężar płata wynosi 235 kG.

Kadłub

Typu „jajo na patyku” o minimalnym oporze szkodliwym. Konstrukcja mieszana: część przednia — skorupa z laminatu szklanego, a tylna — rura z duralu. Obciążenia od płata i od podwozia przenosi stalowa kratownica połączona z przednią skorupą i w czterech punktach z tylną rurą. Osłona kabiny jednocześnie od szybowca Nimbus II. Od tego samego szybowca adaptowano fotel pilota, drążek sterowy i pedały. Wszystkie przyrządy zabudowane w kolumnie z laminatu szklanego. Na lewej burcie umieszczono obrotową dźwignię zmiany rozpiętości płata. Kabina wyposażona w aparaturę radiową.

Usterzenie

W układzie T, adaptowane od szybowca Nimbus II.

Podwozie

Adaptowane od szybowca Nimbus II. Chowane koło główne z hamulcem ciemnym. Z tyłu płoza.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość:	
— maksymalna	19 m
— minimalna	13,3 m
Powierzchnia nośna:	
— maksymalna	12,65 m ²
— minimalna	8,56 m ²
Wydłużenie:	
— maksymalne	28,54
— minimalne	20,67
Długość	7,16 m
Wysokość	1,25 m
Ciężar własny	357 kG
Maks. ciężar w locie (bez balastu wodnego)	450 kG
Obciążenie powierzchni nośnej:	
— przy rozpiętości 19 m	35,6 kG/m ²
— przy rozpiętości 13,3 m	52,6 kG/m ²
Maks. prędkość dopuszczalna: rozp. 19 m	rozp. 13,3 m
— lot ślizgowy przy każdej pogodzie	150 km/h
— na holu za samolotem	250 km/h
— przy starcie za wyciągarką	140 km/h
	180 km/h
	120 km/h

LITERATURA

1. fs-29 mit Teleskopflügel. *Flugrevue* 8/1975, 9/1975.
2. fs-29: Erster Leistungssegler der Welt mit Teleskop-Flügel. *Deutscher Aerokurier* 8/1975, 9/1975.

Upzejmie informujemy, że od dnia 1.I 1976 r. obowiązuje nowa numeracja kont bankowych Działu Prenumeraty WCT NOT:

- PKO I/O/M-Warszawa nr 1531-5021 — wpłaty na zamówioną prenumeratę czasopism,
- PKO I/O/M-Warszawa nr 1531-2769 — wpłaty na sprzedaż archiwalną czasopism,
- PKO I/O/M-Warszawa nr 1531-2886 — wpłaty na Terminarz Technika.

Jednocześnie przypominamy adres Działu Prenumeraty WCT NOT: Mazowiecka 12, 00-048 Warszawa; telefon 26 85 88.

Wpływ kryzysu paliwowego na przyspieszenie postępu technicznego w lotnictwie

Mgr inż. JAN STASZEK

Przedstawienie kolejnych prognoz dotyczących wyczerpywania się światowych zasobów ropy. Wzrost efektywności wykorzystania paliwa w lotnictwie. Udoskonalenie silników wentylatorowych drugiej generacji — kierunki badań oraz przewidywane efekty.

W związku z ciągle pogłębiającym się kryzysem paliwowym i zwiększaniem cen ropy naftowej sytuacja na rynku paliwowym stała się paradoksalna. Kraje arabskie i Bliski Wschód nie są zainteresowane w sprzedaży maksymalnej ilości ropy i dalej podnoszą jej ceny, pomimo że wzrosły już one czterokrotnie. 10-procentowa podwyżka cen w październiku 1975 r. wcale nie wydaje się być ostatnią, a gorączkowe poszukiwania nowych złóż ropy na Morzu Północnym i w innych rejonach kuli ziemskiej nie rozwiążą prawdopodobnie nawet problemu wzrostu zapotrzebowania.

Prognozy wyczerpania się światowych zasobów ropy opracowane w r. 1920 przewidywały, że około roku 2000 trzeba będzie już szukać nowych rodzajów paliwa, jednak gwałtownie rosnące zapotrzebowanie spowodowało, że prognozy wykonywane w połowie lat trzydziestych mówiły o nieuniknionym kryzysie już około roku 1960 (rys. 1). Odkrycie bardzo bogatych złóż ropy na Bliskim Wschodzie i w Północnej Afryce pozwoliło na większy optymizm i przesunięcie w 1950 r. granicy kryzysu nawet do końca pierwszego ćwierćwiecza XXII wieku, jednak dynamiczny rozwój transportu oraz wykorzystywanie ropy naftowej w coraz to innych dziedzinach życia obniżyły w latach sześćdziesiątych tę granicę zaledwie do końca bieżącego stulecia.

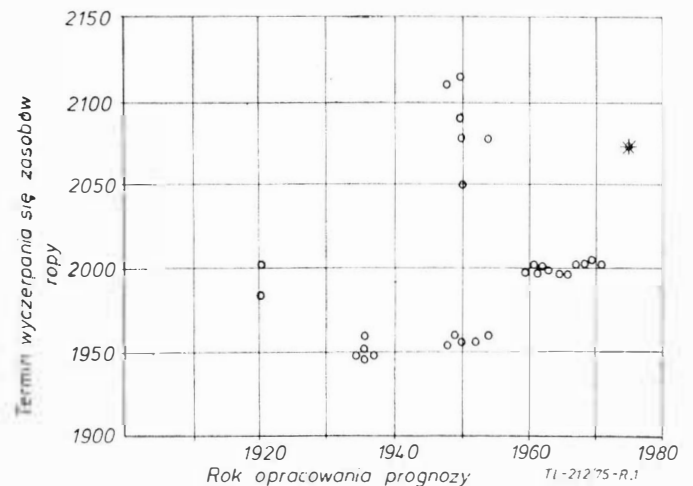
Intensywne wiercenia i odkrywanie coraz to nowych złóż ropy pozwoliły znowu na bardziej optymistyczne prognozy i ostatecznie ustalone w końcu 1974 r. przewidywania określają termin wyczerpania się ziemskich zasobów ropy na koniec trzeciego ćwierćwiecza XXI w., czyli za sto lat (rys. 2). Nie jest jednak w tej chwili ważne, czy będzie to za 75 czy 100 lat, bo termin jest zawsze bardzo krótki i należy jak najbardziej oszczędzać to cenne paliwo — już nawet nie z powodu jego ciągle rosnącej ceny, a ze względu na konieczność przedłużenia do maksimum możliwości jego użytkowania w ogóle.

Lotnictwo nie należy do największych konsumentów paliw z ropy naftowej i dlatego należy się spodziewać, że oszczędności w innych dziedzinach, jak motoryzacja, oświetlenie, ogrzewanie, przemysł i inne, pozostawia dość tego cennego surowca energetycznego dla stosunkowo niewielkiego zapotrzebowania transportu powietrznego. Oczywiście jednak opieranie się na takiej polityce jest niedopuszczalnie ryzykowne i dlatego linie lotnicze i przemysł były pierwszymi, które nałożyły ograniczenia zaraz na początku kryzysu paliwowego w 1973/74 r. Przeprowadzono wspólnie szereg studiów, które wykazały, że chociaż obecne samoloty transportowe są w rozsądnych granicach bardzo efektywne energetycznie, to jednak można wykonać jeszcze szereg poważnych ulepszeń zarówno płatowców jak i silników w celu uzyskania znacznych oszczędności paliwowych.

Już przegląd historyczny tendencji w cywilnym lotnictwie komunikacyjnym pozwala spostrzec, że wydajność zarówno samolotów turbośmigłowych jak i odrzutowych wzrosła w przybliżeniu trzykrotnie w ciągu 15 lat. Rysunek 3 ilustruje wzrost liczby pasażero-kilometrów przeleciałych przy użyciu 1 l paliwa w odniesieniu do początkowej daty rozpoczęcia służby na liniach lotniczych przez różne typy samolotów. Wskaźniki te ujmują zarówno wielkość samolotu, jak i doskonałość aerodynamiczną, efektywność wytrzymałości konstrukcji, sprawność napędu i inne czynniki. Jest rzeczą ciekawą, że zwiększenie wymiarów samolotów, na przekór sugestiom prawa kwadratu i sześciannu, jest jednak korzystne dzięki zastosowaniu odpowiedniej technologii konstrukcyjnej i produkcyjnej przy pokonywaniu trudności związanych z efektem wielkości. Uważa się

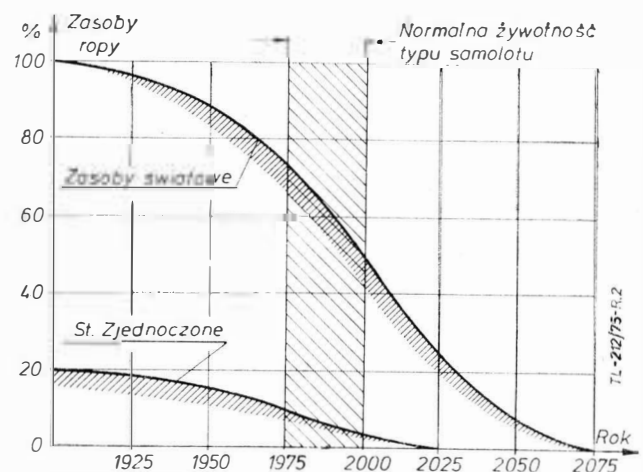
również, że naddźwiękowy transportowiec Concorde, rozpoczynający swoją służbę eksploatacyjną prawie przy tym samym poziomie efektywności co i pierwsze samoloty odrzutowe, zapoczątkuje trend również i dla samolotów o prędkości przelotowej dwukrotnie wyższej niż uzyskiwana obecnie.

Udoskonalenia napędów przyczyniły się bardzo do uzyskania tak szybkiego postępu technicznego i ekonomicznego samolotów jak to pokazano na rys. 3. Wzrost efektywności silników lotniczych ilustruje rys. 4. Pierwsze samoloty transportowe napędzane silnikami odrzutowymi w latach



Rys. 1. Przewidywania wyczerpywania się zasobów ropy

pięćdziesiątych przy prędkości przelotowej zużywały paliwa rzędu 1 kg/ciągu/h. W kilka lat później została wprowadzona pierwsza generacja wentylatorowych silników odrzutowych zmniejszając zużycie paliwa o około 20%, zaś wyższy stopień dwuprzepływowości drugiej generacji wentylatorowych silników wprowadzonych w końcu lat sześć-



Rys. 2. Zmniejszanie się zasobów ropy

dziesiątych zredukował zużycie paliwa o dalsze 25% do wartości około 40% poniżej zużycia silników zastosowanych na pierwszych odrzutowcach transportowych.

Studia prowadzone obecnie pozwalają przypuszczać, że możliwe jest dalsze polepszenie sprawności silników, oczywiście przy osiągnięciu odpowiedniego postępu technologicznego, umożliwiającego wprowadzenie usprawnień.

W zakresie silników wentylatorowych drugiej generacji ustalono jako najbardziej obiecujące następujące drogi poproszenia sprawności:

— zmniejszanie przekrojów czołowych sprężarek i turbin o około 10%, co powinno umożliwić zmniejszenie zużycia paliwa o 4%;

— zastąpienie zwykłych uszczelnień przez uszczelnienia labiryntowe; spodziewany zysk na zużyciu paliwa powinien osiągnąć 2%;

— modyfikacja komór spalania mających wysoką sprawność przy pracy na biegu luzem i małym ciągu oraz dających niewielkie zanieczyszczenie atmosfery; przewiduje się możliwość zmniejszenia zużycia paliwa o około 1%;

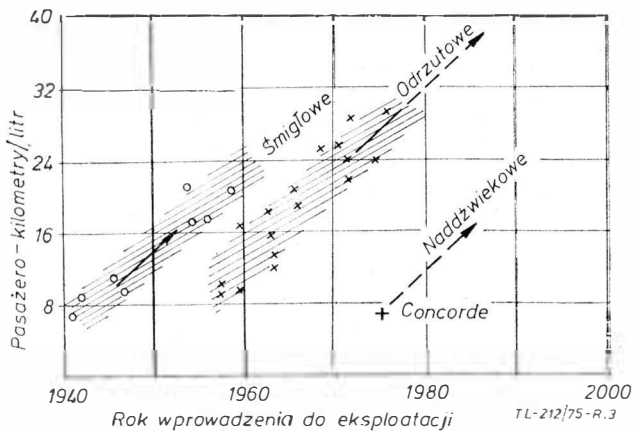
— zmniejszenie strat ciśnienia sprężarki i turbiny przy nasadzie i na końcach łopatek, co powinno w efekcie poprawić zużycie o około 1%;

— poprawienie chłodzenia łopatek turbin daje możliwość zmniejszenia zużycia paliwa również o około 1%.

Po zrealizowaniu wszystkich tych zamierzeń można się spodziewać, że zużycie paliwa obecnych silników będzie można zmniejszyć o 5 ÷ 10%.

W dziedzinie silników wentylatorowych w dalszej przyszłości przewiduje się znacznie poważniejsze zmiany i ulepszenia. Poza wymienionymi już uprzednio zamierzeniami dalszego postępu technicznego obejmują:

- polepszenie sprawności wentylatorów,
- poprawienie chłodzenia i izolacji cieplnej łopatek turbin,
- zastosowanie łopatek z laminatów do wentylatorów i sprężarek,
- dalszą poprawę konstrukcji sprężarek,
- zastosowanie komór spalania o zmniejszonym wydatku paliwa,



Rys. 3. Efektywność wykorzystania paliwa

- ulepszenie łożysk i uszczelnień,
- zastosowanie osłon silnika o konstrukcji przekładkowej.

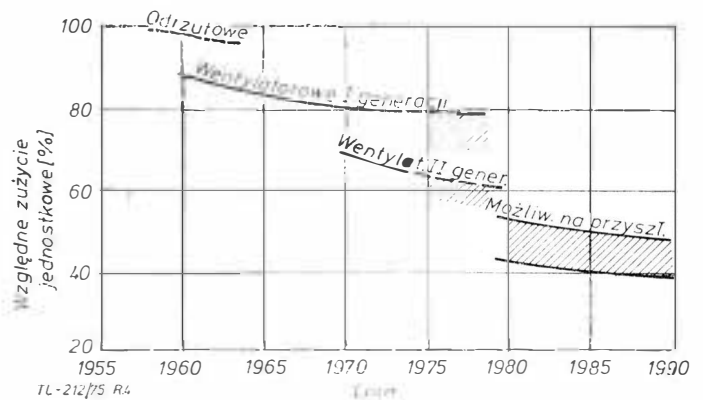
W celu umożliwienia oceny spodziewanego zmniejszenia zużycia paliwa przeprowadzono analizę samolotu transportowego najbliższej przyszłości (1985 r.). W założeniach przyjęto 200 pasażerów, zasięg 5000 km, prędkość tego samego rzędu co i obecnych samolotów oraz w przybliżeniu ten sam ciężar struktury. W wyniku tej analizy stwierdzono, że zużycie paliwa takiego przyszłościowego silnika powinno być o 8% mniejsze, zaś ciężar silników mniejszy o 20%. W efekcie końcowym taki samolot z przyszłościowym silnikiem będzie miał o 18% mniejszy ciężar przy starcie niż w przypadku zastosowania obecnych silników.

W tabelicy podano schematycznie sposoby uzyskania tak dużej poprawy. I tak np. przy zastosowaniu łopatek turbin z izolacją ceramiczną i szczelnym filmem chłodzącym temperatura przed turbiną może być podniesiona do 1400°C czyli o 250°C ponad temperatury obecnie dopuszczalne. Przy tak wysokim poziomie temperatur można poprawić całkowity stosunek ciśnień z 28 na 40, zaś stosunek przepływowości z 6 na 10,4. Wynikające stąd zmniejszenie zużycia paliwa wynosi ok. 10%, zaś po zsumowaniu efektów zrealizowania wszystkich zamierzeń możliwe jest zaoszczędzenie paliwa aż o 22%.

Postęp techniczny konieczny do osiągnięcia tych wyników nie będzie bynajmniej łatwy. Im bowiem wyższe parametry silnika, tym trudniej utrzymać na odpowiednim poziomie wskaźnik jego sprawności, unikając konieczności

zwiększenia ilości powietrza chłodzącego i strat nieszczelności. Bardziej kłopotliwe jest również zachowanie wysokiego poziomu żywotności oraz osiągnięć.

Na rysunku 5 pokazano schematycznie oszczędności w zużyciu paliwa przy zastosowaniu innych, jeszcze bardziej postępowych silników. Dają one jeszcze wydatniejsze zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa niż omówiony silnik wentylatorowy. W stosunku do silnika JT90 silnik wentylatorowy o wysokim wskaźniku dwuprzepływowości wykazuje zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa o około 8% przy ciągu potrzebnym do osiągnięcia prędkości przelotowej przy czym zacięta część paska wskazuje, że to zmniejszenie zużycia wynosi 6%, jeśli przyjąć w założeniu



Rys. 4. Trendy jednostkowego zużycia paliwa silników lotniczych

aktualne wartości sprawności, jak to zrobiono dla innych silników wymienionych poprzednio.

To sześcioprocentowe zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa wzrasta do 15% po zastosowaniu w odrzutowym silniku wentylatorowym częściowego odzyskiwania ciepła. Oczywiście wymaga to opracowania niezawodnych, wydajnych i lekkich regeneratorów ciepła, możliwych do zastosowania w powszechnym użyciu. Prace w tej dziedzinie są już bardzo zaawansowane i należy się spodziewać, że obecnie, bardzo zachęcające wyniki spowodują rychłe wprowadzenie ich do eksploatacji.

Przy okazji starań o obniżenie jednostkowego zużycia paliwa zwrócono uwagę na możliwości jakie daje w tym zakresie silnik turbośmigłowy. Przeliczenie porównawcze wykonane dla takiego samego samolotu jak poprzednio pozwoliło na określenie zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa przy zastosowaniu silnika turbośmigłowego o około 30% w stosunku do zużycia paliwa silnika JT9D. Dalszy rozwój silnika turbośmigłowego przez zastosowanie odzyskiwania ciepła pozwala przypuszczać, że zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa powiększy się do 34% w stosunku do silnika porównawczego. Uależy tu jednak zwrócić uwagę, że odnośnie napędu turbośmigłowego istnieje duża

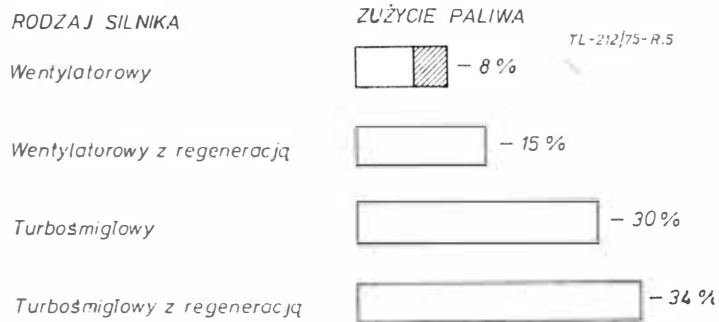
TABLICA. Porównanie parametrów silników wentylatorowych

Dane techniczne	Obecnie	1985 r.
Temperatura przed turbiną [°C]	1150	1400
Całkowity spręż	28	40
Spręż wentylatora	1,69	1,60
Stosunek dwuprzepływowości	6	10,4
Zmniejszenie zużycia paliwa [%]	0	22

niepewność, czy będzie możliwe uzyskanie dostatecznie wysokiej sprawności śmigła przy postulowanej podczas przelotu liczbie Macha rzędu 0,8. Moment ten spowodował, że prace analityczne nad tymi silnikami są raczej drugoplanowe i obecnie niemal cały wysiłek jest skierowany na usprawnienie wentylatorowych silników odrzutowych. W każdym razie opracowane prognozy pozwalają spodziewać się, że (jak to pokazano na rys. 4) możliwe będzie poprawienie jednostkowego zużycia paliwa nawet do 40% w porównaniu do obecnie stosowanych silników wentylatorowych.

Kryzys energetyczny stawia przed lotnictwem komunikacyjnym bardzo poważne zadania. Drastyczne podwyższenie cen paliwa ma charakter nie tylko bezpośredniego uderzenia ekonomicznego, ale posiada również aspekty socjalne

i polityczne. Można bowiem postawić pytanie: *Czy słuszne jest zużytkowanie tak wielkich ilości energii jedynie dlatego, aby zaoszczędzić nieco czasu dla niewielkiej liczby uprzywilejowanych?* W odpowiedzi na takie postawienie



Rys. 5. Zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa nowych rodzajów silników

problemu należy stwierdzić, że lotnictwo jest konsumentem jedynie niewielkiej części ogólnych zasobów energii, a często mylnie zakłada się wręcz odwrotną tezę. Przeciwni

lotnictwa muszą pogodzić się z oczywistym punktem widzenia, że przyszłe samoloty będą z powodzeniem współzawodniczyły z innymi formami transportu na bazie ekonomicznej i energetycznej i że prawidłowym kryterium oceny jest nie samo zużycie energii, a największa korzyść ogólna, jaką daje zużyta energia. Z tego punktu widzenia samolot zaspokaja potrzeby nieosiągalne na innej drodze.

W najbardziej ogólnym ujęciu lotnictwo jest życiową potrzebą ludzkości. Nasze całkowite bogactwa składają się z naturalnych źródeł oraz z rozumnej pracy wytwórczej. Idealnym produktem jest więc ten, który nie zużytkowuje żadnego z ograniczonych źródeł naturalnych i którego całą wartością jest wynik rozumnej pracy umożliwiającej uzyskanie tego produktu. Samolot zbliża się bardzo do tego ideału przy jedynie niewielkiej części wartości zależnej od kosztów materiałowych. Jest to jego niezaprzeczalną, wielką zaletą.

LITERATURA

1. A. L. NAGEL, W. J. ALFRED Jr., J. F. DUGAN Jr.: Future lang range transports prospects for improved fuel efficiency. Washington 1975.
2. A. C. MASCY, L. J. WILLIAMS: Air transportation energy consumption yesterday, today and tomorrow. Washington 1975.
3. R. E. BLACK, J. A. STERN: Advanced subsonic transports challenge for the 1990's. Washington 1975.

Turbinowe silniki śmigłowcowe • Część I

Przegląd istniejących i opracowywanych silników śmigłowcowych firm zachodnioeuropejskich i amerykańskich. Produkcja francuskiej firmy Turbomeca — stan obecny i prognozy na przyszłość.

W czterech poprzednich numerach TLiA (nr 11 i 12 z 1975 r. oraz 1 i 2 z 1976 r.) omówiono bieżącą działalność i plany zachodnioeuropejskich producentów śmigłowców oraz przedstawiono analizę rozwoju tej branży (do 1990 r.) w krajach kapitalistycznych naszego kontynentu.

Sytuację zachodnioeuropejskiego przemysłu śmigłowcowego oceniono jako niezadowolającą i zagrożoną recesją. A co można powiedzieć o przyszłości przemysłu silników śmigłowcowych w krajach kapitalistycznych Europy, który już stał się domeną myśli technicznej amerykańskiej (z wyjątkiem Francji).

To co dopiero zagraża budowniczym śmigłowców, stało się już faktem w dziedzinie śmigłowcowych silników. Jako dowód tego stanu rzeczy wystarczy przejrzeć tablicę 1. Analiza zawartych w niej danych w sposób jednoznaczny wykazuje, że oprócz Francji, która wyposaża swoje śmigłowce w zespoły napędowe własnej, krajowej konstrukcji (wyjątek stanowi śmigłowiec Dauphin SA-366, który ma być przedmiotem eksportu do Stanów Zjednoczonych i dlatego będzie napędzany przez dwa silniki amerykańskie Lycoming LTS-101) oraz angielskiego śmigłowca Lynx (silnik Rolls Royce BS-360 Gem) — wszystkie pozostałe zachodnioeuropejskie wytwórczyń korzystają z zagranicznych licencji i konstrukcji.

Jedne z nich — jak Messerschmitt-Boelkow-Blohm i Agusta — wyposażają swoje śmigłowce w silniki amerykańskie, które albo są zakupowane ze Stanów Zjednoczonych, albo też produkowane na zasadzie licencji

lub umów kooperacyjnych we Włoszech i RFN. Wielka Brytania poszła nieco odmienną drogą, gdyż po zakupieniu licencji na amerykańskie silniki General Electric T-58/CT58 przekonstruowała je i tak powstał „angielski” silnik Gnome, napędzający śmigłowce, również budowane na licencji amerykańskiej (po przeróbce): morski Sea King i lądowy Commando.

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Tak przedstawia się dzień dzisiejszy europejskiego przemysłu silników śmigłowcowych. Wyłania się pytanie: jakie będzie jego jutro?

Aby móc bodaj skrótowo odpowiedzieć na to pytanie (pełna prognoza wymagałaby omówienia również czynników pozaekonomicznych i przemysłowych, jak stosunki polityczne, społeczne, powiązania kapitałowe, naciski ekonomiczno-polityczne itp.),

TABLICA 1. Zespoły napędowe dla śmigłowców produkowanych w Zachodniej Europie

Firma	Typ śmigłowca	Silnik	Moc [KM]	Liczba silników
Messerschmitt-Boelkow Blohm (RFN)	Bo-105/105C	Allison 250-C18/C20	317/400	2
	Bo-106	Allison 250-C20B	420	2
	Bo-107	Allison 250-C30	600	1
	Bo-125	Lycoming LTS-101	650	2
Westland Helicopters (W. Brytania)	Sea King MK-50	RR Gnome H-1400-1*)	1590	2
	Commando	RR Gnome H-1400-1*)	1590	2
	Lynx	BS-360 GEM	900	2
	606	Pratt-Whitney Canada PTGB-34	900	2
*) produkcja licencyjna; silnik wyjściowy: amerykański G.E. T58/CT58				
Aerospatiale (Francja)	SA-318C Alouette II	Astazou IIA	530	1
	SA-315B Lama	Astazou IIIB	550	1
	SA-319B Aolutte III Astazou	Astazou XIV	600	1
	SA-321 Super Frelon	Turmo III C-6-70	1630	3
	SA-330C Puma C	Turmo IV-C	1575	2
	SA-341 Gazelle	Astazou III C	600	1
	SA-360 Dauphin	Astazou XVIII	1014	1
	SA-365 Dauphin	Arriel	650	2
	SA-366 Dauphin	Lycoming LTS 101	650	2
Agusta (Włochy)	A-109 Hirundo*)	Allison 250-C20	400	2
	AB-204B	GE-T58-GE-3	1290	1
	AB-205	Lycoming T-53-L-13B	1400	1
	AB-206 Jetranger II	Allison 250-C-20B	420	1
	AB-212	PTGT-6 Twin Pac	1290	1
	ACH-47 Chinook	Lycoming T-55-L-11C	3750	2
	AS-SH-3D/F	GE-T-58-GE-5	1500	2
*) jedyna konstrukcja własna, pozostałe na licencji amerykańskiej BM, Boeing-Vertol i Sikorsky				

należy zorientować się w tendencjach panujących na światowym rynku tej branży oraz w działalności amerykańskich firm produkujących silniki śmigłowe w klasach mocy zespołów napędowych budowanych przez zachodnioeuropejskich wytwórców tego sprzętu.

Rynek silników śmigłowych o małej i średniej mocy

Śmigłowe zespoły napędowe możemy podzielić na trzy podstawowe klasy mocy: lekkie od 300 do 900 KM, średnie od 1000 do 2000 KM i ciężkie — przekraczające moc 2000 KM.

Reprezentantami śmigłowców użytkujących silniki pierwszej klasy są francuskie Alouette, Gazelle i angielski Lynx; drugiej — francuski Puma, angielski Sea King oraz znajdujące się obecnie na etapie prób kwalifikacyjnych amerykańskie wojskowe śmigłowce UTTAS do taktycznego transportu żołnierzy z uzbrojeniem. Na szczycie znajdują się cięższe śmigłowce klasy średniej i ciężkie śmigłowce transportowe, jak np. amerykański śmigłowiec do transportu uzbrojonego plutonu żołnierzy Boeing-Vertol Chinook. Obecnie również przechodzą próby ciężkie śmigłowce amerykańskie, tzw. Heavy Lift Helicopters.

Na rynku śmigłowcowym najliczniej reprezentowana jest klasa śmigłowców lekkich, których park zwiększa się średnio o 20% rocznie, przy czym coraz więcej śmigłowców wyposażonych jest w dwa silniki. Wzrost liczby śmigłowców o średnim ciężarze jest wolniejszy i wynosi po ok. 12% w stosunku rocznym.

Ten wzrost liczbowy wywołany jest nie tylko — jak w przypadku śmigłowców wojskowych — opracowaniem nowej doktryny walki (np. amerykańskich Brygad Kawalerii Powietrznej, wyposażonych w bataliony nowych typów śmigłowców do zwalczania broni pancernej przeciwnika), lecz przede wszystkim poważnymi udoskonaleniami konstrukcji śmigłowców i bardzo znaczną poprawą ekonomiczności ich eksploatacji. Odnosi się to zwłaszcza do dziedzin silników śmigłowcowych, w której zaznaczył się wielki postęp w zmniejszeniu kosztów eksploatacji i wydłużeniu okresów międzyremontowych. Najlepszym poligonem doświadczalnym było pole walki w Wietnamie. Na podstawie uzyskanych tam doświadczeń użytkownicy śmigłowców wysunęli żądania, a producenci silników tym żądaniom potrafili zadość uczynić.

Jednym z głównych postulatów użytkowników było wyposażenie śmigłowcowych silników w zintegrowane filtry, które mają zabezpieczyć silniki przed przedostawaniem się obcych ciał do części mechanicznych. Warunkiem zakupu była konstrukcja modułowa, która ułatwia i skraca czas przeglądów i remontów. Wreszcie, w przypadku silników przeznaczonych dla śmigłowców wojskowych, zabezpieczenie ich przed rażeniem przez ogień nieprzyjaciela. Jako warunek ostatni, ale nie mniej ważny, zwłaszcza dla śmigłowcowych silników dla maszyn cywilnych, było obniżenie

ciężaru zespołów napędowych oraz możliwie duże zmniejszenie zużycia paliwa, a wskutek tego — redukcja kosztów eksploatacji.

O przyszłości zachodnioeuropejskiego przemysłu silnikowego będzie zatem decydowała nowoczesność konstrukcji, osiągi eksploatacyjne i cena silnika. Wszystkie te parametry w bardzo dużym stopniu zależą od wyposażenia technicznego i zaplecza naukowo-badawczego producenta. Dlatego też porównanie działalności, profilu produkcji i konkurujących ze sobą silników pięciu największych kapitalistycznych ich wytwórców, podobnie jak i możliwości zbytu silników — ułatwi nam przedstawienie czego w niedalekiej przyszłości może się spodziewać zachodnioeuropejski przemysł tego sprzętu.

TABLICA 2. Dostawy silników Turbomeca w 1974 r.

Rodzaj silników	Typ	Moc [KM][kW]	Ciężar [KG]	Liczba sztuk
Silniki turbodrzutowe	Marboré II		400	37
	Marboré VI		480	60
	Adour		2340/3520	217
Silniki turbośmigłowe	Astazou XVI	980		49
	Bastan VI	1000		9
	Bastan VII	1050		5
Silniki śmigłowe	Artouste III B	572		112
	Artouste III D	600		19
	Astazou III A	530		10
	Astazou III N	600		191
	Astazou NIV B	600		28
	Turmo III C-E3	1500		12
	Turmo III C4	1390		89
Silniki przemysłowe, trakcyjne i energetyczne	Turmo III F	820 kW		32
	Astazou IVA	320 kW		32
	Astazou III	350 kW		2
	Astazou XII	450 kW		2
	Bastagaz VI/XIV	550 kW		4

Źródło: *Air et Cosmos* nr 569/1975, s. 16

Nasz przegląd zaczniemy od Europy, gdyż producenci krajów kapitalistycznych naszego kontynentu wymagają więcej uwagi jako strona atakowana przez konkurentów spoza Atlantyku.

Francuska Turbomeca i jej silniki

Przedsiębiorstwo powstało jeszcze przed II wojną światową, a jego ówczesnym założycielem i dzisiejszym właścicielem jest inż. J. Szydłowski (wychowanek Politechniki Warszawskiej), który był też projektantem i producentem sprzętów odśrodkowych, stanowiących do dziś (rzecz jasna po bardzo wielu ulepszeniach) podstawę konstrukcji silników Turbomeca. 1.I.1975 r. w Turbomeca pracowało 4435 osób na 125 000 m² powierzchni krytej w trzech zakładach: Tarnos, Bordes i Maziers.

W ciągu ćwierćwiecza od chwili zakończenia działań wojennych Turbomeca wdrożyła do produkcji 50 nowych konstrukcji silników turbiniowych, lotniczych, śmigłowych i kolejowych. Łącznie wyprodukowano od tego czasu w Zakładach w Tarnos i Bordes ponad 14 400 silników.

Oprócz zakładów we Francji Turbomeca jest w 51% właścicielem wytwórni silników w Bet Shemesh

(Izrael). O niezależności Szydłowskiego świadczy fakt, że — jak podaje czasopismo *Flight* z 22.VIII.1974 r. właściciel Turbomeca założył tę filię wbrew woli i zgłoszonemu sprzeciwowi generała de Gaulle'a!

Sukcesy produkcyjne i handlowe Turbomeca można przypisać kilku czynnikom:

— Turbomeca dysponuje małym, ale wysoko wykwalifikowanym personelem technicznym, który potrafi tworzyć nowoczesne, dobre i poszukiwane konstrukcje;

— kierownictwo Turbomeca postawiło sobie za cel opracowanie konstrukcji i budowę silników, które odznaczają się długowiecznością; to zadanie Turbomeca wykonała;

— Turbomeca zdobyła wielce korzystny rynek zbytu w postaci Wy-

działu Śmigłowców firmy Aérospatiale, dla którego dostarcza wszystkie zespoły napędowe. Wiadomo zaś, że Aérospatiale potrafiła uzyskać powodzenie rynkowe dla swego sprzętu, co ma do zawdzięczenia zarówno dobrej jakości swoich płatowców, jak i silników Turbomeca (Aérospatiale z roku na rok powiększa sprzedaż swoich śmigłowców, np. w 1973 r. sprzedała 241 szt. za 190 mln dol., a w 1974 r. już 523 sztuk za 450 mln dol.).

Kooperacja Turbomeca — SNECMA ze strony francuskiej i MTU z RFN przy produkcji silników Larzac 04 do samolotu treningowo-szturmowego Alpha Jet oraz z Rolls Royce'em przy silniku Adour do samolotów Jaguar (są to silniki turbowentylatorowe) pozwoliła na rozszerzenie profilu produkcyjnego francuskiego wytwórcy.

Licencje od Turbomeca zakupiły następujące kraje: Indie, Stany Zjednoczone, Hiszpania, Wielka Brytania, Jugosławia, Izrael i Rumunia. Na podstawie sprzedanych licencji za granicą zbudowano 13 000 silników konstrukcji Turbomeca.

Wartość sprzedaży Turbomeca w 1974 r. wyniosła 621 mln fr, z czego na sprzedaż eksportową przypadło 69,4%.

Na zakończenie charakterystyki bieżącej działalności Turbomeca

przedstawiamy w tabl. 2 dostawy wykonane przez tę firmę w 1974 r.

Plany rozwojowe Turbomeca w dziedzinie silników śmigłowcowych

Już od kilku lat Turbomeca przystąpiła do uwolnienia swojego profilu produkcyjnego, zgodnie z postulatami zgłaszanymi tak przez rynek prywatnych odbiorców, jak i użytkowników wojskowych.

Obok modernizacji istniejących silników jak np. niektórych członków rodziny Astazou (moc Astazou XVIIIA, będącego pochodną Astazou XVI, podniesiono do 1046 KM, a jego zużycie paliwa obniżono do 250 G/KM/h; będzie on napędzał śmigłowiec SA-360; tempo produkcji po trzy silniki miesięcznie; dla SA-341 Gazelle opracowano nową odmianę Astazou XIV H i wdrożono ją do produkcji), Turbomeca opracowała długofalowy plan rozwoju.

Główne zarysy tego planu przedstawiają się następująco:

- dalsza modernizacja rodziny silników Astazou;
- zmiana konstrukcji i podniesienie mocy silnika Turmo IVC, stanowiącego napęd śmigłowca Puma; obecne oznaczenie opracowywanego silnika 1800 KM;
- opracowanie i produkcja seryjna silnika Arriel dla nowej rodziny śmigłowców Dauphin.

Ponieważ istotne novum stanowią silniki 1800 i Arriel, a właśnie one będą musiały stawić czoła amerykańskiej konkurencji, poświęcimy im nieco więcej uwagi.

Silnik 1800

Już od 1972 r. Turbomeca prowadzi studia nad silnikiem śmigłowcowym o mocy 1800 KM. Silnik ten wykorzystuje wszystkie najnowsze i już sprawdzone zdobycze myśli technicznej, technologii i termodynamiki. Według nomenklatury francuskiej ma to być *kontynuowany postęp*, którego wdrożenie nie zawiera w sobie zbyt wielkiego stopnia ryzyka.

Pierwsze opracowania przewidywały, że nowy silnik będzie stanowił napęd dla rozwojowej wersji śmigłowców Puma, oznaczonej jako Super

Puma SA-331 (dotychczas Puma była napędzana dwoma silnikami Turmo IVC o mocy po 1575 KM). W dalszym rozwoju studiów nowy silnik będzie również napędzał (w zespole trójsilnikowym) kolejną odmianę ciężkiego śmigłowca Super Frélon.

Omawiając przyszłość tego silnika Francuzi już wyrażają obawę (najszerszym zdaniem obawa jest jak najbardziej uzasadniona) przed konkurencją dwu silników amerykańskich, tj. General Electric GE-700 i Avco Lycoming PLT-27, z których GE-700 przeznaczony jest do wyposażenia amerykańskich wojskowych śmigłowców typu UTTAS i śmigłowców do zwalczania broni pancerniej AAH; pierwsza seria, tylko dla tych dwu typów śmigłowców, wyniesie znacznie ponad 3000 silników.

Zagadnieniem, które Francuzi przy opracowywaniu silnika 1800, wysuwają na pierwsze miejsce, jest skrócenie etapu prac rozwojowych i rozruchu produkcji, tak aby silnik jak najprędzej mógł się znaleźć na rynku. Z tego powodu Turbomeca nie czekając nawet na uzyskanie decyzji rządu w sprawie dotowania rozwoju przedsięwzięcia prace, finansując je z własnych funduszy.

Harmonogram prac nad silnikiem 1800 przedstawia się następująco:

- 1976 — próby hamowniane,
- 1976÷1977 — dalszy ciąg prób hamownianych, zakończenie próby 50 h pracy,
- 1977 — pierwsze próby w locie 150-godzinna próba na hamowni,
- 1978 — rozpoczęcie dostaw.

Istotnie harmonogram prac został skrócony do maksimum, nie wiadomo jednak, czy to pomoże, gdyż GE-700 już od 1974 r. odbywa próby w locie na śmigłowcach UTTAS. Jednakże podobne skrócenie harmonogramu prac jest imponujące. Trzeba jednak pamiętać, że Turbomeca w dziedzinie budowy tego typu silników ma bardzo wielkie doświadczenie, poza tym zaś koncepcja silnika oparta jest w dużym stopniu na konstrukcji silnika Astazou XX, który znajduje się w próbach już od z górą trzech lat. W odróżnieniu jednak od Astazou XX silnik 1800 będzie miał kilka zupełnie nowych rozwiązań, np. konstrukcję modułową (po Arrielu będzie to drugi silnik Turbomeca zbudowany na zasadzie modułów).

Turbomeca traktuje obecną (pierwszą) odmianę 1800 jako rozwojową, stanowiącą punkt wyjścia dla całej rodziny silników tego typu.

Dla pierwszej odmiany moc startowa w warunkach ISA wynosi 1800 KM, a chwilowa (2,5 min) moc maksymalna 1940 KM. Na drugim etapie rozwoju, silnik 1800 ma mieć podniesioną chwilową moc maksymalną do 2040 KM, a moc startową do 1900 KM. Dla pierwszej odmiany temperatura na wlocie do turbiny wyniesie 1100°C, dla drugiej odmiany — 1135°C. Silnik będzie się składał z pięciu modułów. Każdy z elementów obrotowych będzie osobno wyważany.

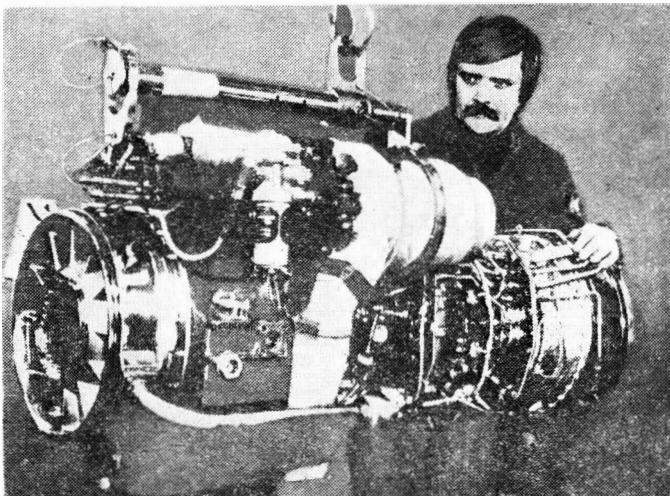
Francuzi przy porównaniu danych obliczeniowych silnika 1800 z danymi wynikowymi GE-700 (tabl. 3) dowo-

TABLICA 3. Charakterystyka i osiągi silników Turmo IV, 1800 i GE-700

Dane techniczne	Turmo IV	1800	GE-700
Chwilowa moc maks.	1575	1940	1525
Zużycie paliwa [G/KM/h]	283	210	208
Temperatura na wlocie do turbiny [°C]	970	110	1175
Spręż	5,9	10,4	17,0
Wydatek powietrza [kG/s]	6,2	5,55	4,54
Ciężar własny silnika [kG]	227	200	181
Ciężar jednostkowy [kG/KM]	0,143	0,101	0,118

dzą, że ich silnik przewyższa amerykańskiego współzawodnika. Oto rozumowanie Francuzów: oba silniki mają podobne ciężary jednostkowe i zużycie paliwa, natomiast obliczeniowa moc francuskiego silnika jest o 16% wyższa od mocy GE-700; jest to pierwszy przypadek, gdy silnik francuski wykazuje wyższą moc od odpowiednika amerykańskiego, co ma umożliwić mu doskonały start handlowy (Francuzi zdają się zapominać, że General Electric o cztery lata wyprzedził Turbomeca — przyp. Wł. W.). Niższy spręż silnika 1800 wynika z mniejszej liczby stopni sprężarki osiowej (trzy stopnie w francuskim silniku i pięć stopni w amerykańskim), ale ten fakt jest zaletą wg Francuzów, gdyż mniejsza liczba stopni jest czynnikiem zwiększającym prostotę konstrukcji silnika, ułatwia produkcję i montaż, równocześnie zaś obniża koszt własny wytwarzania.

Francuzi w swoim rozumowaniu być może mają rację, ale jesteśmy przekonani, że kiedy dojdzie za lat 5 lub 6 do walki konkurencyjnej pomiędzy obu tymi zespołami, być może decydującą rolę odgrają względy ekonomiczno-polityczne, a nie, dziś jeszcze nie sprawdzone walory techniczne francuskiego silnika.



Rys. Najnowocześniejszy pod względem rozwiązań technicznych amerykański silnik śmigłowcowy firmy General Electric GE-T-700; ciężar własny 181 kG, moc startowa 1526 KM

TABLICA 4. Charakterystyki i osiągi silników śmigłowych klasy 400 ÷ 650 KM Allison, Lycoming LTS-101 i Turbomeca

Dane techniczne	Allison 250-C 20B	Allison 250-C 28	Allison 250-C 30	Lycoming LTS-101	Turbomeca Arriel
Moc startowa (5 min) [KM]	407	500	650 ¹⁾	590	650 ¹⁾
Moc maksymalna (30 min)	—	500	650	—	650
Moc trwała	352	478	650	502	600
Moc maksymalna przelotowa	352	437	557	—	600
Moc przelotowa (75%)	265	328	418	—	450
Zużycie paliwa [G/KM/h]					
— przy starcie	286	290	275	—	260 ²⁾
— przelot (75% mocy)	317	323	305	—	280
Ciężar (silnik suchy) [kG]	71,5	90	107	81,5	128 ³⁾
Długość [cm]	103	103	110,5	78	121
Szerokość [cm]	48	56	56	41	48
Wysokość [cm]	59	64	64	66	62
[obr./min]	—	51000	51000	—	51800
Wytwornicy gazu za reduktorem	6016	6016	6016	6000	6000
Wydatek powietrza [kG/s]	1,5	1,95	2,54	2,17	2,4
Spręż	7,0	7,08	8,50	8,40	8,0

¹⁾ Maks. moc chwilowa (2,5 min) — 690 KM

²⁾ Wielkość zużycia gwarantowana; wykazana na próbach 253 G/KM/h

³⁾ Ciężar całkowity z przetwornicą i wbudowanym rozrusznikiem; bez reduktora ciężar Arriela — 90 KG

Zródło: *Air et Cosmos* nr 571, s. 20

Silnik Arriel

Jest to drugi silnik, z którym Turbomeca (a więc i francuski przemysł silników śmigłowych) wiąże nadzieje rozwoju i powodzenia rynkowego. Ma on znacznie przewyższać pod względem nowoczesności silniki rodzin Astazou i Artouste, między innymi pod względem uciszenia i ciężaru własnego. Ponadto ma to być silnik o dużym współczynniku niezawodności, niskim zużyciu paliwa i małych gabarytach. Moc startowa na wale tego silnika w warunkach ISA wynosi 650 KM.

Studia wstępne nad Arrielem rozpoczęto w 1970 r., projekt roboczy został wykonany w końcu 1971 r. Próby hamowniane generatora gazu nastąpiły w dwa lata później (jesień 1973 r.), a kompletnego silnika — w IV kwartale 1974 r. Po sześciu tygodniach prób silnik osiągnął założone parametry obciążeniowe (moc, zużycie paliwa itp.). Między 16 i 20 września ub. roku silnik przepracował 50 h i otrzymał świadectwo zdolności do prób w locie. Jako latającej hamowni użyto śmigłowca Gazelle. W dalszym ciągu prowadzone są próby w komorach ciśnieniowych Głównego Francuskiego Ośrodka Badania Silników w Saclay, gdzie uzyskano pomyślne wyniki (praca na wysokości pozorowanej do 11000 m i w przedziałach temperatury od +45 do -30°C, silnik w lo-

cie może być uruchamiany do wysokości 6000 m).

Do połowy 1975 r. zbudowano 17 prototypów, które odbywają próby w różnych warunkach klimatycznych i wysokościowych. Przewiduje się, że Arriel ma uzyskać certyfikat w końcu 1976 r., a pierwsze seryjne Arriele mają wejść na rynek na przełomie lat 1977/1978.

W tym miejscu musimy powtórzyć to samo, co zaznaczyliśmy przy omawianiu silników 1800: na światowym rynku Arriele (prawdopodobnie bardzo udane silniki) znów napotykają na groźną konkurencję amerykańskich zespołów napędowych tej samej klasy mocy oraz o podobnych charakterystykach i osiąгах (tabl. 4).

I znów przewaga będzie po stronie konkurentów spoza Atlantyku, gdyż stoi za nimi potęga finansowa przedsiębiorstw macierzystych (wszystkie firmy amerykańskie — wytwórcy silników lotniczych — są filiami korporacji o bardzo dużym potencjale gospodarczym), poparcie czynników oficjalnych, nie rezygnujących z wywierania presji na potencjalnych klientów; ponadto dysponują oni stojącym na najwyższym poziomie zapleczem naukowo-badawczym i środkami produkcji; wreszcie amerykańskie serie produkcyjne pod względem liczby produkowanych silników poszczególnych typów wielokrotnie przewyższają serie wytwarzane przez Turbomeca (omówienie tego proble-

mu znajdzie się w artykule pt. *Amerykański przemysł lekkich i średnich silników śmigłowych*). Dlatego też nie zdaje się, aby Turbomeca uzyskała większy sukces sprzedażny z silnikiem Arriel, gdyż praktycznie będzie skazana — naszym zdaniem — jedynie na dostawy tych silników jako wyposażenia wyłącznie dla śmigłowców Aérospatiale. A więc tylko ewentualny sukces sprzedaży śmigłowców Dauphin poza Północną Ameryką (na tamtejsze rynki Dauphin będzie wyposażony w amerykańskie silniki Lycoming LTS-101) zapewni Arrielom powodzenie.

W celu charakterystyki silników Turbomeca przytoczymy opinię doc. inż. mgr J. Kucharskiego (*Spalinowe silniki turbinowe Turbomeca*, Instytut Lotnictwa, Warszawa 1973 r.) na temat podstawowych wad i zalet tego sprzętu. Píše on:

Najistotniejszymi zaletami śmigłowych silników Turbomeca jest ich prostota konstrukcji, logicznie ustalona koncepcja układu i rozwoju, duże doświadczenie wytwórni, badawcze, konstrukcyjne, produkcyjne i eksploatacyjne.

Inną cechą — wadą układu Turbomeca, na którą warto zwrócić uwagę, jest jego integralność. Praktycznie nie widać możliwości budowy modułowej — przy zachowaniu zasad rozwiązania układu Turbomeca.

Kompensuje to w pewnym stopniu unifikacja produkcyjna w danej grupie konstrukcyjnej, w której wersje o różnych zastosowaniach mają większość zespołów, części wspólnych.

Wydaje się, że dalszym etapem doskonalenia konstrukcji ... będzie musiało być wprowadzenie zmian w układzie, dla umożliwienia zastosowania zasady modułowości.

Przewidywania doc. Kucharskiego sprawdziły się, oba nowe projekty Turbomeca, tj. silniki 1800 i Arriel, budowane będą w układzie modułowym, a więc pod względem konstrukcji będą całkowicie nowoczesne. Ich zbyt jednak będzie zależał, jak już wcześniej to powiedzieliśmy, od wielu względów natury ekonomicznej i politycznej oraz nacisku konkurencji amerykańskiej. Przyszłość pokaże, czy nadzieje Turbomeca dotyczące dużego powodzenia sprzedaży tych silników okażą się realne. My byliśmy skłonni sądzić, że Turbomeca będzie musiała być zadowolona, jeżeli z uzysków sprzedażnych będzie mogła pokryć koszty prac rozwojowych nad Arrielem i 1800.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● St. Wojno z Elbląga zgłosił do opatentowania klapo-poszerzacz krokodyłowy z napędem aerodynamiczno-dźwigniowym jako urządzenie mechanizacji skrzydła samolotu, łączące w sobie konstrukcję i cechy aerodynamiczne poszerzacza i klapy. Do napędu urządzenia wykorzystuje się siły aerodynamiczne.

Zgłoszenie patentowe z dn. 21.I.1974 r. w klasie 62 b (B60v) pod nr P. 168237 T. (Biuletyn U.P. nr 7/1975 r.).

● Instytut Lotnictwa zgłosił do ochrony jako wzór użytkowy samolotowy zespół

pompujący chemikalia ciekłe (twórcy: B. Staszewski, F. Borodzik i L. Czarnecki). Przedmiotem wzoru użytkowego jest zespół służący do przetłaczania w samolotach lotniczych ciekłych środków chemicznych ze zbiornika pokładowego do urządzenia rozpryskowego zawieszonoego pod skrzydłami samolotu.

Zgłoszenie — z dnia 26.III.1974 r. — zostało opublikowane w Biuletynie Urzędu Patentowego PRL nr 7/1975 r. pod nr W.51691, w klasie 62 a³ (B64d).

● Instytut Lotnictwa zgłosił do opatentowania wynalazek p.n. Licznik liczby łą-

dowań statku powietrznego (twórcy: A. Zakrent i G. Piekarz). Przedmiotem wynalazku jest licznik liczby lądowań z liczydłem mechanicznym, mający układ opóźniający, złożony z rezystora i kondensatora. Kondensator — podczas lądowania statku — połączony jest z drugim rezystorem i przerzutnikiem Schmitta.

Powyzsze zgłoszenie — z dnia 6.VII.1974 r. — jest opublikowane w Biuletynie Urzędu Patentowego nr 8 z 1975 r. pod nr P.172518 T, w klasie 62a³ (B64 d).

z.

Śmigłowcowe łożyska elastomerowe

Dr inż. ZDZISŁAW BRODZKI

Zalety łożysk elastomerowych: tłumienie drgań, prostota, trwałość oraz łatwość obsługi i konserwacji. Obecne zastosowania tych łożysk oraz badania prowadzone w zakładach Bell, Sikorsky, Boeing-Vertol i Aerospatiale.

Łożyska elastomerowe są coraz szerzej stosowane do zamocowania łopat wirników śmigłowcowych gdyż pozwalają na poważne zmniejszenie drgań, a tym samym wzrost komfortu lotu.

Bell, Sikorsky, Boeing-Vertol i Aerospatiale prowadzą badania nad tymi łożyskami. Wprawdzie wynalazcą tych łożysk jest firma Lord Kinematics i nie jest sprawą jasną, czy badania poszczególnych firm dotyczą tylko zastosowania gotowych łożysk Lord Kinematics, czy też same je konstruują i wykonują. Zastosowanie tych łożysk stanowi duży postęp w konstrukcji wirników szczególnie pod względem tłumienia drgań, prostoty, trwałości, łatwości obsługi i konserwacji.

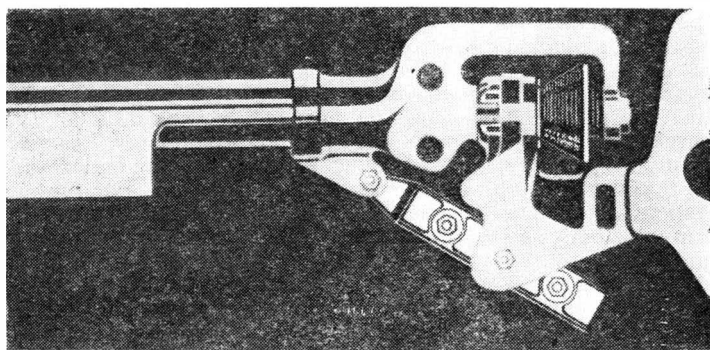
Łożyska łopat śmigłowcowych są przeważnie wałeczkowe lub igłowe, rzadziej kulkowe. Pracują one w warunkach niekorzystnych — z racji powtarzających się niewielkich ruchów zwrotnych.

Idea wyeliminowania łożysk tocznych poszła w dwóch kierunkach: jeden to zastąpienie łożyska elementem elastycznym (prętem lub taśmą stalową), którego elastyczne odkształcenia pozwalają na wykonywanie ruchów łopat (Aerospatiale), drugą, pokrewną metodą stanowią właśnie łożyska elastomerowe (Lord Kinematics).

W łożyskach tych zastąpiono wałeczki czy kulki — elementami elastycznymi, których odkształcenia skrętne wystarczają dla niezbędnych ruchów łopat. Elementy te (rys. 1) są wielokrotne, warstwowe, co zapewnia większe bezpieczeństwo i żywotność. Nie bez znaczenia jest fakt, że pod względem konstrukcyjnym łożyska te mają znacznie mniejsze gabaryty od łożysk tocznych.

Doświadczenia stoiskowe i badania w locie firmy Bell wykazują, że łożyska wykonane z elastomerów i przekładek stalowych zwiększają bezpieczeństwo, redukują przestoje śmigłowca oraz koszty konserwacji i rokują osiągnięcie żywotności 2000 h.

Badania Bella rozpoczęły się w roku 1964, początkowo w zastosowaniu do śmigła ogonowego, potem i do wirnika



Rys. 1. Pociągowe łożysko elastomerowe zastosowane do zamocowania łopaty wirnika; łożyska poprzeczne igłowe

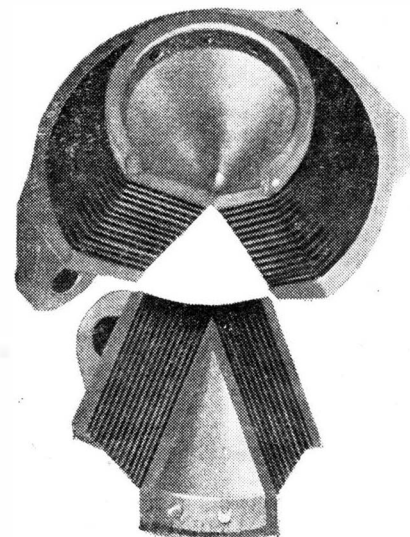
głównego. Po naziemnych badaniach stoiskowych wykonano serię badań w locie.

Łożyska elastomerowe są droższe od konwencjonalnych tocznych, jednak koszt wirnika z takimi łożyskami będzie niższy, gdyż będzie miał on mniej części, poszerzone tolerancje wykonawcze oraz krótszy czas montażu. Wymagają one mniej konserwacji, gdyż zużywają się stopniowo i mogą być tak zaprojektowane, aby mogły być skontrolowane przy w pełni zmontowanej piąście wirnika.

Obciążenia zmienne wytworzone przez pracę wirnika mogą być zredukowane przez staranny dobór własnych częstotliwości zawieszenia łopat. Służy do tego dobór elastyczności warstwek elastomeru, jego grubość wraz z grubością przekładek oraz możliwość smarowania np. grafitem styków warstwowych. Zmianianie sztywności łożysk mocujących łopaty stanowi dobry sposób regulacji częstotliwości drgań własnych łopat wirnika.

Śmigło ogonowe

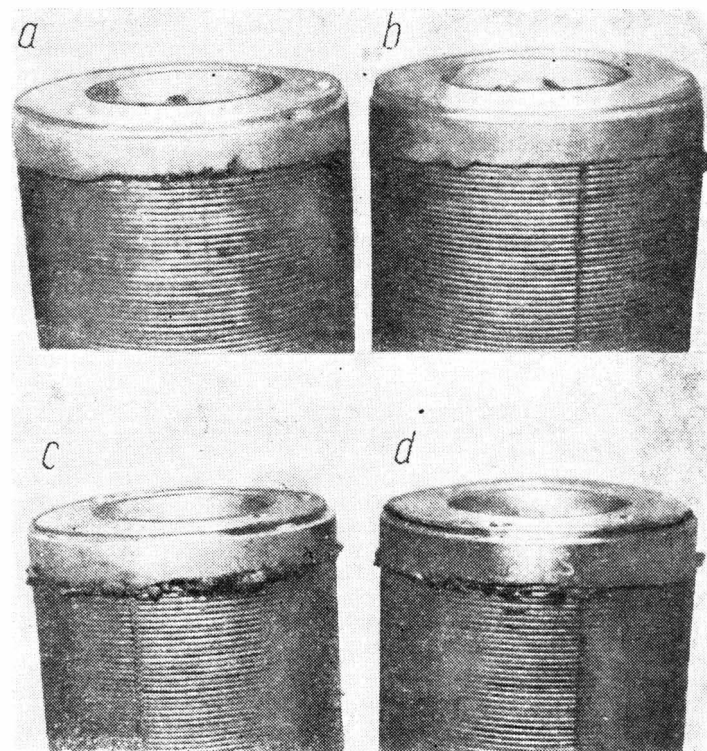
Pierwsze łożyska elastomerowe wykonane były dla śmigłowca Bell UH-1. Łożysko poprzeczne jest przeznaczone do osi zmiany skoku, łożyska poprzeczne do osi wahań pionowych. Składają się one z warstwek elastomeru i przekładek stalowych o grubości 0,65 mm. Dla zwiększenia sta-



Rys. 2. Łożysko wirnika Bell AH-1 Cobra

teczności „kolumny” łożyska przekładki są uformowane stożkowo pod kątem 30° i 45° . Obydwa łożyska są wykonane metodą tłoczenia i.a. gorąco — przekładki są ułożone w matrycy, elastomery są wciśnięte, a przy wulkanizacji stosuje się docisk.

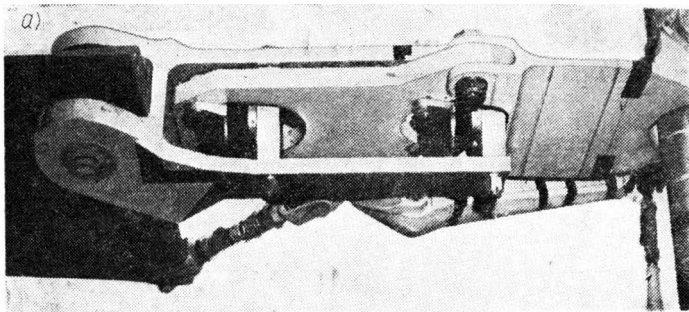
Łożyska Bella (rys. 1) wykonane zostały do zastosowania na dwułopatowym śmigle ogonowym, pracującym przy 1650 obr./min. Łożysko osiowe przenosi siłę odśrodkową 72 000 kG i wraz z innymi łożyskami w zespole dopuszcza



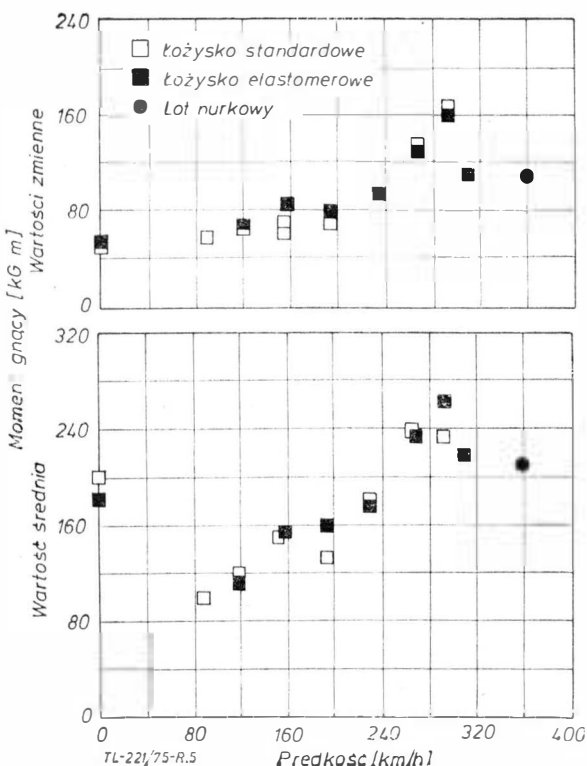
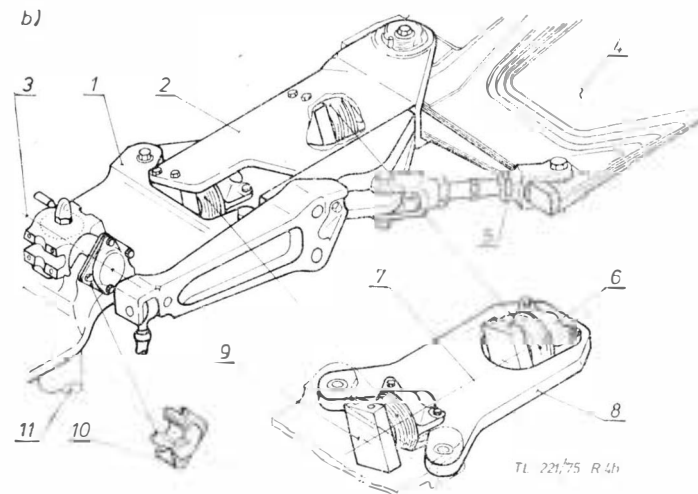
Rys. 3. Wyniki badań trwałości: a) 938 h, temperatura pokojowa; b) 150 h, temp. -40°C ; c), d) dodatkowo 150 h temp. $+60^\circ\text{C}$

do zmiany kąta około 24° (rysunek konstrukcyjny tego łożyska był pokazany w TLiA nr 6/75 s. 15).

Łożysko dla wirnika głównego Bell AH-1 Cobra było nieco odmienne (rys. 2). Pakiet łożyska był wykonany z warstw elastomeru o grubości około 2 mm i przekładek stalowych. Kształt stożka o kącie 60° pozwala na wielokie-



Rys. 4. Doświadczalny wirnik Bella — zamocowanie łopaty: a) zmontowany, b) elementy zamocowania: 1 — jarzmo standardowe, 2 — uchwyt, 3 — oś wahań pionowych, 4 — standardowa łopata AH-1, 5 — zabezpieczenie, 6 — elastomerowe łożysko zmiany skoku, 7 — oś zmiany skoku, 8 — przedłużenie jarzma, 9 — blok łożyska, 10 — elastomerowe łożysko wahliwe, 11 — wał napędowy



Rys. 5. Momenty gnące jarzma poprzecznego przy 314 obr./min (kwadraciki i trójkąty — łożysko standardowe, kwadraciki, kółka i trójkąty zaczerńnione — łożysko elastomerowe)

runkowe przenoszenie obciążeń. Podobne do łożysk śmigła ogonowego, lecz większe łożysko poprzeczne przenosiło ruch wahanía łopat.

Badania żywotności tych łożysk obejmowały szeroki program. Z dostępnych sprawozdań pochodzi opis badań łożysk śmigła ogonowego śmigłowca Huey Cobra. Rysunek 3 przedstawia kolejno łożyska: a) po 938 h pracy w temperaturze pokojowej, b) po 150 h w temp. -40°C , c) i d) po dodatkowej pracy w temperaturze $+60^\circ\text{C}$. W tym przypadku już widać wyciśnięcie kilku górnych warstw. Obciążenie i zakres ruchów były takie jak przy 15-minutowych lotach. Ogólne badania wykazały stopniowe zużycie i charakterystykę odpowiadającą systemowi trwałości dozorowanej. Nieduża liczba wypchniętych warstwek elastomeru po 1238 h świadczy o tym, że łożysko jeszcze mogło pracować.

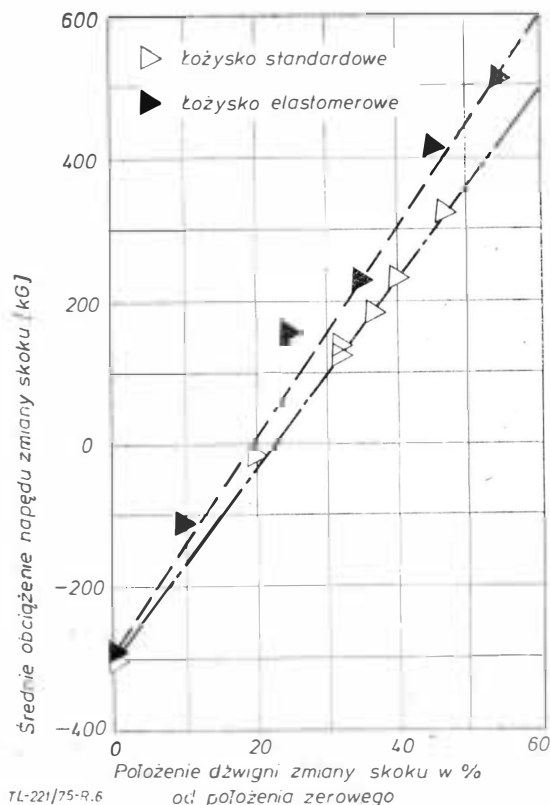
Doświadczalny wirnik (rys. 4) ma po dwa elastomerowe łożyska w każdym uchwycie w osi zmiany skoku i dwa łożyska w osi wahań pionowych. Łożyska wahań pionowych przenoszą siłę nośną łopaty i umożliwiają ruchy wahliwe $\pm 12^\circ$. Siły odśrodkowych nie przenoszą, gdyż wirnik jest typu wahliwego i siły odśrodkowe równoważą się przez jarzmo.

Łożyska zmiany skoku obciążone są siłami odśrodkowymi i przenoszą obciążenia poprzeczne oraz zginające na jarzmo wirnika. Umożliwiają ruchy cyklicznej zmiany kąta i zmiany całkowitego skoku.

Porównywano obciążenia średnie i zmienne wirników o tych samych łopatach, ale o wirnikach z łożyskami stan-

dardowymi i elastomerowymi; okazały się one zbliżone, mimo że w pierwszych działało tarcie potoczyste, zaś w drugich odkształcanie elastyczne. Rys. 5 pokazuje momenty względem osi przekreślenia łopaty śmigłowca AH-1G. Największy moment średni nie przekraczał 240 kGm, zaś zmienny ± 160 kGm. Momenty te przenoszą się z łopaty na jarzmo (czarne znaczki przedstawiają dane dla łożysk elastomerowych, znaczki białe dla standardowych).

W tabelicy podano wypadkowe obciążenia promieniowe na wewnętrznym końcu łożyska zmiany kąta. Przy tak dużym obciążeniu ruchu okresowej i ogólnej zmiany skoku są umożliwiające dzięki odkształceniu łożysk elastomerowych. Regulację ustalonego obciążenia popychaczy zmiany skoku umożliwia odpowiednie przekreślenie łożyska elastomerowego. Wykres na rys. 6 pokazuje średnie wartości obciążenia tuleji zmiany skoku w zależności od położenia drążka. Jak widać, kąt pochylenia linii wykresu dla wariantu łożyska elastomerowego jest nieco większy niż dla



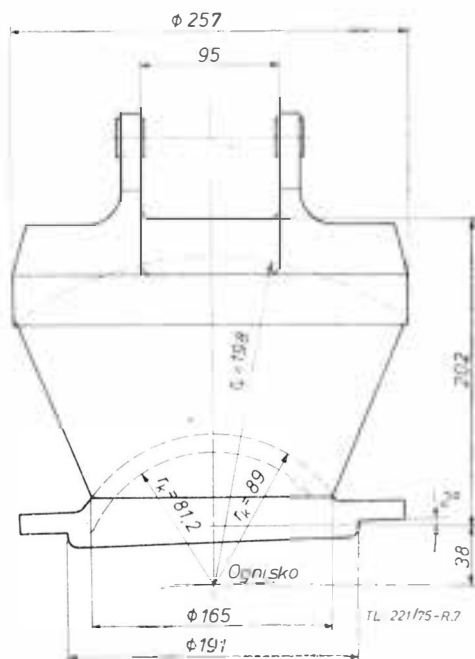
Rys. 6. Średnie wartości obciążenia mechanizmu zmiany skoku przy 324 obr./min w zależności od wychylenia drążka — dla śmigłowca Bell AH-1G

TABLICA. Obciążenia i ruchy łożysk zmiany skoku dla łopat wirnika śmigłowca AH-1G przy 324 obr./min

Czas [%]	Ruch przekręcania		Obciążenie promieniowe prostopadle do osi łopaty		Obciążenie wzdłuż osi łopaty [kG]
	ustalony	oscylacyjny	ustalone [kG]	zmienne [kG]	
0,25	14°	± 9,5°	4540	4260	25,400
2,00	4°	± 9,5°	4080	3630	
6,25	4°	± 9,5°	3170	2950	
22,50	2°	± 8,2°	2720	2270	
32,00	0°	± 7,0°	1910	1630	
14,50	6°	± 3,2°	910	1000	

linii łożyska standardowego, tocznego. Wynika to z różnicy oporu skrętnego od sztywności skrętnej łożyska tocznego. Jednak różnica jest niewielka.

W wirniku śmigłowca-dziwgu Boeing-Vertol HLH wykorzystano również łożyska elastomerowe opracowane przez



Rys. 7. Kuliste łożysko elastomerowe Boeing-Vertol HLH

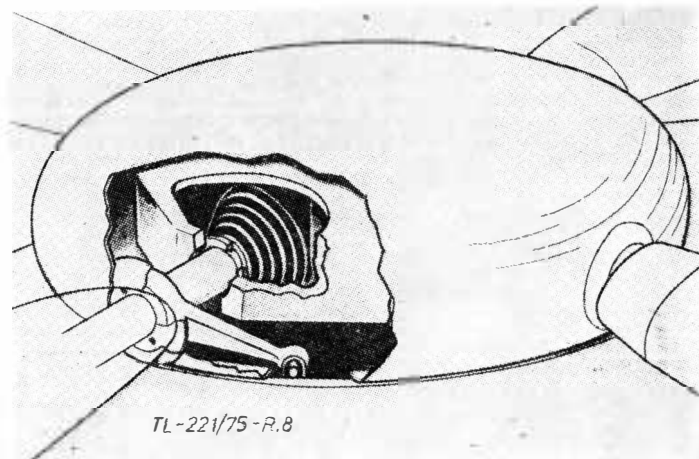
firmę Lord Kinematics. Główne elementy piasty HLH były przedstawione w TLiA nr 4'75 s. 14. Należy zwrócić uwagę, że zastosowane łożysko jest odmienne od zabudowanego w łopacie Bell. Konstruktorzy piasty w następujący sposób szeregują zalety łożyska: 1) piasta ma znacznie mniej części niż przy łożyskach konwencjonalnych — co daje zmniejszenie wymagań konserwacji; 2) większa odporność na uszkodzenia, połączona ze stopniowym zużyciem, powoduje poprawę trwałości dozorowanej.

Podobnie jak przy łożyskach Bella widać znaczne zmniejszenie gabarytu i liczby części układu (rys. 7). Elastomerowe łożysko składa się w tym przypadku z kulis-

tych warstwek elastomeru z przekładkami z tytanu, sprasowanych w pojedynczą kolumnę. Płyty brzegowe, również tytanowe, umożliwiają przymocowanie do korpusu piasty.

Zastosowanie tytanu zamiast stali na przekładki, płyty brzegowe oraz wyeliminowanie centralnego rdzenia (jak u Bella) stanowi technologiczne ulepszenie, które powoduje, że łożysko staje się mniejsze i lżejsze.

Naziemne badania stoiskowe łożyska o średnicy 240 mm wykonano już w r. 1973 — stosując rzeczywiste wartości obciążeń. łożysko według wstępnych badań miało żywotność 1500 h. Uzyskano warunki uwzględniające wpływ sprzężeń i ugięcia łożyska na jego stateczność. Badania trwałości przeprowadzono na dwóch parach łożysk połączonych symetrycznie. Badania prowadzono aż do uszkodzenia lub maksymalnie do 3000 h pracy. Jedna seria



Rys. 8. Przyszłościowy projekt głowicy wirnika z elastomerowymi łożyskami

była badana 300 h w temperaturze -50°C i 200 h w temperaturze 100°C . Badania te odpowiadały warunkom zimowej eksploatacji śmigłowca.

Zastosowano w tym przypadku specjalne ostrożności, gdyż elastyczność łożyska w warunkach niskich temperatur jest kilkadziesiąt razy zmniejszona. Jedno z łożysk było zaprojektowane dla działania siły odśrodkowej 68 000 kG i 1500 h żywotności, badania uwzględniały kąty wychyleń do 20° . Graniczne zużycie łożyska określono na 0,6 mm dla jego sferycznej części. Badano również łożyska z obudową ze sztucznych żywic, dla których zużycie znacznie zmalało, lecz powstały jednak kłopoty z odprowadzeniem ciepła.

Zanotować należy, że oprócz wytwórni Bell i Boeing-Vertol również Aerospatiale oraz Sikorsky (rys. 8) wprowadziły łożyska elastomerowe do swoich wirników.

LITERATURA

1. C. H. FAGEN: Elastomeric Bearings For Rotor System Application. *Vertiflite* 10/1971 s. 12-19.
2. J. P. JONES: Helicopters — the Changingscene. *Aeronautical Journal* 4/1975 s. 147-152.
3. R. MOUILLE: Dauphin. *Aeronautique et Astronautique* nr 47, 4/1974 s. 27-37.
4. Ch. D. McCALL, D. M. FIELD, H. REDDICK: Advanced Technology as Applied to the Design of the HLH Rotor Hub. *Journal of the American Helicopter Societs* 10/1973 s. 24-32.

W NASTĘPNYM NUMERZE

Artykuł J. Staszka omówi obecne kierunki postępu technicznego w budowie samolotów wynikające z konieczności oszczędności paliwowych. Dotyczy to przede wszystkim zastosowania nadkrytycznych profili skrzydeł i rozpraszaczy wirów brzegowych oraz zredukowania tarcia powierzchniowego.

W dziale CIEKAWY KONSTRUKCJE znajdziemy analizę pracy nart lotniczych oraz optymalne wartości ich geometrii. Artykuł oparty jest o najnowsze źródła zagraniczne.

Druga część artykułu pt. Turbinowe silniki śmigłowcowe przedstawi obecną produkcję i przyszłość firmy Rolls-Royce

oraz działalność pozostałych zachodnioeuropejskich wytwórni silników śmigłowcowych.

Kolejny artykuł omówi dzieje rozwoju, strukturę organizacyjną oraz tok i zakres studiów na amerykańskim Uniwersytecie Lotniczym im. T. H. Embry i J. P. Riddle w Daytona-Beach.

Biuletyn LOT-u przedstawi podstawowe założenia oraz wyniki stosowania systemu FEFI — TAFI jako optymalnego rozwiązania problemu lokalizacji i usuwania usterek sprzętu lotniczego.

Artykuł Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ dotyczyć będzie oblatanego jesienią 1937 r. samolotu stabosil-

nikowego MIP Smyk. Była to konstrukcja eksperymentalna o starannie opracowanej aerodynamice — projekt studentów z Politechniki Warszawskiej.

W KARTOTECE TLiA znajdziemy opis szybowca wyczynowego Schweizer SGS 1-34 (USA) oraz eksperymentalnego samolotu sportowego RFB Fanliner (RFN).

Podstawowe parametry różnych typów pneumatyków lotniczych znajdziemy w POMOCACH KONSTRUKCYJNYCH.

STATYSTYKA LOTNICZA kontynuować będzie wielkość sił lotniczych w Europie Zachodniej.

TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY przytoczy angielską gwarę lotniczą.

Zasilanie w energię elektryczną i oświetlenie nawigacyjne lotnisk

Inż. JERZY KONIECZNY
Mgr inż. ANDRZEJ NIWIŃSKI

Analiza lotniskowych urządzeń elektrycznych z uwagi na bezpieczeństwo lotów. Stosowane obecnie sposoby zabezpieczenia niezawodności systemu elektroenergetycznego i elektroświatelnego na lotnisku oraz rodzaje nowych urządzeń w tym zakresie.

Wprowadzanie do eksploatacji coraz to nowszych typów samolotów o dużej szybkości i dalekim zasięgu wiąże się z wyposażaniem lotnisk w niezbędne urządzenia techniczne zabezpieczające normalną funkcjonalność lotniska w każdych warunkach atmosferycznych.

Współczesne lotnisko jest obiektem o szczególnych wymaganiach technicznych. Dotyczą one szczególnie wszystkiego, co zwiększa bezpieczeństwo lotów, a w tej liczbie i niezawodnego zasilania w energię elektryczną. Specyfika lotnictwa powoduje, że przerwa w dostawie energii elektrycznej na lotnisko może przynieść nieobliczalne straty, które wprawdzie nie znajdują odbicia w kalkulacji kosztów, jednak nie pozwalają zaniedbywać niczego, co może niebezpieczeństwo tych strat odsunąć. Mówiąc *bezpieczeństwo lotów* należy bowiem zawsze rozumieć *bezpieczeństwo człowieka*, a więc dobra niemierzalnego, nie mającego dla siebie ani duplikatu, ani dobra zastępczego. Tymi właśnie kategoriami winny być i są w lotnictwie oceniane wszelkie nakłady inwestycyjne pozwalające na coraz to nowocześniejsze zabezpieczenie potrzeb w omawianym zakresie.

Urządzenia elektryczne na lotniskach tworzą w zasadzie dwa ściśle ze sobą współpracujące systemy — system elektroenergetyczny i elektroświatelny. Oczywiście, ścisła współpraca obu wymienionych systemów nie oznacza ograniczenia roli tego pierwszego do zasilania w energię elektryczną wyłącznie urządzeń oświetleniowych. Rola całej — nazwijmy to — elektroenergetyki lotniskowej jest daleko większa i obejmuje całość zagadnień dotyczących dostawy energii elektrycznej dla ogółu urządzeń elektrycznych zainstalowanych na lotnisku.

System elektroenergetyczny lotniska jest to — precyzując pojęcie w sposób definicyjny — zespół elektroenergetycznych urządzeń zasilających, wytwarzających i rozdzielających, zainstalowanych na lotnisku. Elementy składowe tego systemu to: stacje transformatorowo-rozdzielcze oraz kablowa sieć rozdzielczą łącząca poszczególne stacje i zasilająca odpowiednio odbiory lotniskowe. Liczba stacji, ich wyposażenie, jak też i układ połączeń zależy od rodzaju i przeznaczenia lotniska oraz od nasycenia go w inne urządzenia techniczne. Te same względy wpływają również na wysokość stosowanego napięcia sieci rozdzielczej, które wynosi 6 lub 15 kV. Regułą jest ponadto sto-

sowanie kablowej sieci rozdzielczej jako nie powodującej zakłóceń w urządzeniach radiowych rozmieszczonych na obszarze lotniska. Konieczność zapewnienia wysokiej niezawodności działania systemu elektroenergetycznego powoduje wprowadzanie do eksploatacji coraz to nowocześniejszych rozwiązań w oparciu o najnowsze zdobycze techniki stosowane w elektroenergetyce.

Zasilanie lotniska w energię elektryczną realizowane jest na ogół za pomocą dwóch niezależnych źródeł energii w postaci napowietrznych linii wysokiego napięcia, prowadzonych od głównych punktów zasilania (GPZ) do głównej stacji transformatorowo-rozdzielczej lotniska. Niezależnie od tego w jednej ze stacji instaluje się dodatkowo zespoły spalinowo-elektryczne jako własną elektrownię awaryjną, która w przypadku zaniku napięcia z obu źródeł zewnętrznych pełni rolę jedynego dostawcy energii elektrycznej na lotnisku. Przedstawione rozwiązanie daje praktycznie całkowitą pewność zasilania zarówno w normalnych, jak i zakłócanych stacjach pracy całego systemu.

Ze zrozumiałych względów natury technicznej awaria któregokolwiek z omawianych źródeł zasilania powoduje konieczność dokonania szeregu manipulacji łączeniowych, które jednak realizowane są na lotniskach automatycznie za pomocą urządzenia samoczynnego załączania rezerwy (SZR). Urządzenie to zapewnia skrócenie przerwy beznapięciowej podczas automatycznego przełączania zasilania lotniska z jednego na drugie źródło energii elektrycznej do około 4 s, eliminując jednocześnie ręczną manipulację łączeniową.

Omawiane powyżej rozwiązania stosowane w lotniskowych systemach elektroenergetycznych nie stanowią jednak o specyfice szeroko rozumianych lotniskowych urządzeń elektrycznych. Osprzęt jaki jest tu stosowany stanowi bowiem powielenie tego, co daje do dyspozycji energetyka, zaś omawiane w telegraficznym skrócie stosowane układy są ogólnie znane również poza lotnictwem. Na większą uwagę zasługują urządzenia elektryczne specjalnego znaczenia, stosowane wyłącznie na lotniskach. Do takich należy niewątpliwie zaliczyć urządzenia oświetlenia lotniska, ściślej zaś mówiąc oświetlenie drogi startowej, podejścia do lądowania, ścieżki schodzenia itp.

Urządzenia oświetleniowe są nieodłączną częścią każdego współczesnego lotniska. Zapewnienie pilotowi wykonującemu manewry lądowania i startu maksymalnie rzetelnych informacji dotyczących przestrzennej konfiguracji lotniska jest rzeczą bardzo istotną. Mimo ogromnego postępu w zakresie radiotechnicznych środków naprowadzania samolotów, podczas trudnych warunków atmosferycznych — szcze-

gólnie w czasie manewru lądowania — pilot zmuszony jest do wykonywania szeregu czynności związanych nierozdzielnie z wizualnym spostrzeganiem elementów lotniska.

Właściwą pomoc w tym przypadku zapewnia prawidłowo wykonany system elektroświatelny lotniska, uwzględniający podstawowe prawa rządzące fizjologią widzenia i działający jednocześnie na psychikę pilota, dając mu poczucie bezpieczeństwa poprzez zorientowanie wizualne co do pozycji kierowanego statku powietrznego.

Istota wszelkich systemów oświetlenia lotniska polega na zlokalizowaniu szeregu efektywnych urządzeń świetlnych pomocy nawigacyjnych w strefie zbliżenia do lotniska oraz na polu wlotów. Używane często pojęcie *oświetlenie lotniska* należy traktować umownie, ponieważ w istocie nie mamy tu do czynienia z oświetleniem rozumianym powszechnie jako oświetlenie płaszczyzny czy też przestrzeni lub przedmiotów.

Osprzęt elektryczny stosowany w omawianych systemach można ogólnie zaliczyć do osprzętu sygnalizacji świetlnej. Sygnały świetlne podejścia dróg startowych i dróg kołowania działają jako światła sygnałowe, dostarczające niezbędnych informacji pilotowi swym ukształtowaniem w terenie i barwą poszczególnych sygnałów, nie zaś poprzez właściwe oświetlenie powierzchni lub przedmiotów. Jednakże pomimo tak charakterystycznego i wąskiego zakresu ich zastosowania, parametry świetlne użytych w nich źródeł światła muszą zapewnić spostrzeganie sygnałów nawet w najbardziej niekorzystnych ze względu na widzialność warunkach atmosferycznych.

Wykaz stosowanych dotychczas systemów elektroświatelnych na lotniskach jest bogaty i różnorodny. Różnią się one pomiędzy sobą instalowanym osprzętem oświetleniowym, układami światła, a nawet barwą poszczególnych sygnałów. W chwili obecnej istnieje tendencja do ujednoczenia wyposażenia lotnisk w świetlne pomoce nawigacyjne, zarówno w lotnictwie wojskowym, jak i cywilnym. Wynika to z oczywistego faktu, że ujednoczenie systemów elektroświatelnych stanie się istotnym czynnikiem zwiększenia bezpieczeństwa ruchu lotniczego, ponieważ znajomość przez pilota konfiguracji przestrzennej, barwy i symboliki układu świetlnego stanowi zagadnienie pierwszorzędnej wagi.

Aby sobie lepiej uzmysłowić cel stosowania lotniskowych urządzeń świetlnych, przypomnijmy, iż lotu po trasie i zbliżenia do rejonu lotniska pilot dokonuje za pomocą przyrządów i środków radionawigacyjnych. W czasie dnia i przy normalnej widoczności pilot może drogą bezpośredniego wizualnego nawigowania do punktów terenowych lotniska określić swoje położenie względem lotniska i jego dro-

gi startowej. W nocy, a także i w dzień w złych warunkach widoczności, terenowe punkty lotniska są niewidoczne i należy je zastąpić środkami radiowymi i świetlnymi. Te wszystkie niezbędne środki świetlne i radiowe potrzebne dla nadawania kursu samolotu w kierunku lotniska i określenia położenia samolotu w rejonie samego lotniska stanowią nierozdzielalną całość i tworzą tzw. system urządzeń do ślepego lądowania (USL). Wejście w rejon lotniska, lot w strefie oczekiwania, planowanie i podejście do lądowania odbywają się za pomocą środków radiowych — zaś zakończenia planowania, wyrównania, wytrzymania, przyziemienia i dobiegu dokonuje się za pomocą środków sygnalizacji świetlnej. Jak z tego wynika lotnikowe urządzenia świetlne służą:

— w normalnych warunkach atmosferycznych — do samodzielnego zabezpieczenia bezpieczeństwa ruchu lotniczego;

— w złych warunkach atmosferycznych (mgła, deszcz, zawieja) — jako uzupełnienie środków radiowych, tworząc wspólnie z nimi system USL.

Przy analizowaniu różnych systemów świetlnych pod kątem maksymalnego zabezpieczenia lotów należy wziąć pod uwagę iż wymagania operacyjne, jakim powinien sprostać prawidłowo funkcjonujący system elektroświetlny muszą pozwolić pilotowi m.in. na:

— utrzymanie samolotu w płaszczyźnie pionowej, przechodzącej przez przedłużenie osi drogi startowej;

— bezbłędne określenie kierunku podchodzenia do lądowania;

— utrzymanie samolotu w płaszczyźnie pionowej, przechodzącej przez przedłużenie osi drogi startowej;

— utrzymanie samolotu na takim spadku płaszczyzny podejścia, który przecina drogę startową w wyznaczonym punkcie zetknięcia się kół podwozia z ziemią przy zachowaniu właściwego kąta w stosunku do horyzontu;

— ocenę wysokości samolotu w stosunku do płaszczyzny terenu;

— rozpoznanie systemu podejścia nawet wówczas, kiedy tylko jego część jest widoczna.

Po dokonaniu szeregu analiz i doświadczeń praktycznych jako system spełniający najlepiej powyższe wymagania przyjęto krzyżowo-osiowy system według układu Calverta. Istotną częścią składową tego systemu są odpowiednio uformowane poprzeczki świetlne rozstawione symetrycznie i prostopadle do linii osiowej, tworzące wraz z osiową linią świateł tzw. krzyże. W układzie tym system świetlnych poprzeczek usytuowanych w podejściu daje pilotowi wrażenie tunelu świetlnego z dodatkowym świetlnym oznaczeniem jego osi. Szerokość poprzeczek maleje w kierunku progu drogi startowej, by dać prowadzenie ścieżki schodzenia aż do punktu zetknięcia się z ziemią.

Przeprowadzona ostatnio akcja modernizacji systemów świetlnych w lotnictwie cywilnym zwiększy możliwość korzystania w znacznym stopniu z dotychczas stopniu z naszych portów lotniczych samolotom innych światowych towarzystw lotniczych.

Generalizując omawianą powyżej akcję, jej potrzeba wynika z faktu,

że w porównaniu do lat ubiegłych samoloty obecnie produkowane poważnie zwiększyły między innymi swe szybkości przelotowe, a co za tym idzie, szybkości startu i lądowania. Zwiększyła się przez to liczba lamp drogi startowej, ponieważ zwiększyła się długość samej drogi. To samo dotyczy dróg kołowania. Ale zwiększyła się — i to w sposób zasadniczy — liczba świateł podejścia. Zresztą jest to uzasadnione. Biorąc pod uwagę wzrost prędkości samolotów trzeba sobie uzmysłwić, że nastąpiło zmniejszenie się czasu, jaki pozostał pilotowi po przejściu z pilotażu według przyrządów na pilotaż wizualny. Czas ten dla nowoczesnych samolotów jest za krótki, aby można było dokonać ewentualnych poprawek wynikłych przy podchodzeniu do lądowania. Ponieważ szybkości lądowania nie można obecnie obniżyć, jedynym wyjściem pozostało zwiększenie widoczności świateł podejścia, a tym samym stworzenie pilotowi warunków wcześniejszego ich dostrzegania. Można to osiągnąć dwiema drogami: po pierwsze — przez zwiększenie jasności pojedynczych świateł; po drugie — przez zwiększenie intensywności świecenia całego oświetlenia podejścia zwiększeniem liczby świateł. Rozwiązaniem optymalnym będzie umiejętne działanie uwzględniające obie możliwości manewru.

Współczesna technika oświetleniowa daje do dyspozycji w tym zakresie sprzęt o parametrach użytkowych znacznie przewyższających osiągi z lat minionych.

Wspomniana już modernizacja systemów elektroświetlnych realizowana jest w lotnictwie cywilnym w oparciu o sprzęt oświetleniowy produkcji CSRS. Sprzęt czeski spełnia wszelkie warunki odnośnie wymaganych parametrów fotoelektrycznych, montaż jego jest bardzo ułatwiony, eksploatacja prosta. Celowość stosowania tego sprzętu wynika poza tym z faktu, iż są to urządzenia instalowane na powierzchni, co z uwagi na ciągłe przedostawanie się wody do betonowych studzienek przy dotychczasowym osprzęcie uchroni obsługę od uciążliwych zabiegów konserwacyjnych.

Porównanie parametrów świetlnych lamp dotychczas stosowanych z parametrami lamp produkcji czeskiej wypada na korzyść tych drugich dla każdego typu sygnału. Maksymalna światłość lamp drogi startowej stosowanej do chwili obecnej na większości naszych lotnisk wynosi 3200 cd. Wartość tego parametru przy zastosowaniu nowego osprzętu wynosi 3600 cd, przy użyciu żarówki o tej samej mocy 100 W.

Imponująco wygląda ponadto różnica w ciężarze obu rodzajów lamp. Ciężar lampy drogi startowej starego typu wynosi 17 kG, podczas gdy ten sam parametr dla lamp produkcji czeskiej kształtuje się w granicach $3.2 \text{ kG} \pm 15\%$. Ogromna różnica w ciężarze obu rodzajów lamp wynika z faktu użycia innych materiałów oraz lekkiej i prostej konstrukcji nowego osprzętu.

Ze względu na rolę i funkcję systemu elektroświetlnego światłość poszczególnych źródeł światła musi utrzymywać się na stałym poziomie, ustawionym w zależności od panujących aktualnie warunków widoczności. Wy-

pływa to z faktu, iż ewentualne pulsowanie światła mogłoby w konsekwencji doprowadzić do niebezpiecznego zjawiska olśnienia pilota, a co za tym idzie — wprowadzić dodatkowe utrudnienie w pilotażu. W związku z powyższym wszelkie techniczne rozwiązania układów oświetlenia lotnisk uwzględniają utrzymywanie się stałej wartości prądu płynącego przez sygnały świetlne, niezależnie od zmian opornościowych mogących zachodzić w pętli oświetlenia.

Najbardziej rozpowszechniony jest obecnie układ szeregowy polegający na zasilaniu poszczególnych źródeł światła poprzez wtórne uzwojenia transformatorów prądowych, których pierwotne uzwojenia połączone są szeregowo i zasilane za pomocą urządzenia utrzymującego stałą wartość prądu. W układach starego typu realizowane to było przy pomocy prądowych mostków rezonansowych, natomiast w nowych systemach rolę tę spełniają źródła prądu o stałej wartości prądu, tzw. ZKP, budowane na półprzewodnikach — tyrystorach. Źródła te utrzymują w pętli oświetlenia stałą wartość natężenia prądu bez względu na wielkość obciążenia i wahania napięcia zasilającego, w wyniku czego wszystkie źródła światła wytwarzają strumień świetlny o niezmienną się wartości.

Konstrukcja omawianych źródeł pozwala na stosunkowo łatwą lokalizację uszkodzeń, ponieważ cała część sterownicza, w której realizowane jest utrzymywanie się stałej wartości natężenia prądu, wykonana jest z wymiennalnych bloków tworzących samodzielne układy, takie jak wzmacniacz magnetyczny czy generator impulsów.

Ciekawie rozwiązany jest w nowych układach oświetleniowych problem ochrony przeciwporażeniowej, wynikający z samej zasady działania opisywanych urządzeń. Źródła ZKP jako całość uziemia się ochronnie lub zeruje w zależności od środka dodatkowej ochrony przeciwporażeniowej, jak lokalnie występuje w systemie elektroenergetycznym, natomiast pętle oświetleniowe zasilane ze źródeł ZKP mają wzmocnioną izolację ochronną oraz pracują jako układ izolowany od ziemi. Niezależnie od tego konstrukcja transformatorów prądowych zasilających poszczególne sygnały świetlne jest zbliżona do transformatorów separacyjnych.

W nowo instalowanych systemach wprowadzone zostało zdalne sterowanie całym oświetleniem. Zasada działania urządzeń sterowania polega na przekazaniu impulsów elektrycznych do urządzeń zasilających umieszczonych w stacjach transformatorowo-rozdzielczych, za pomocą urządzeń przekazywanych i łączeniowych umieszczonych w specjalnych szafach oraz na odebraniu potwierdzenia o działaniu tych urządzeń.

Jak widać z przedstawionych wywodów przeprowadzana obecnie na naszych lotniskach akcja modernizacji systemów elektroświetlnych i połączona z nią rozbudowa elektroenergetyki lotniskowej dokonywana jest w oparciu o najnowsze osiągnięcia techniki i pozwala żywić nadzieję, że stanie się ona niebagatelnym przyczynkiem do dalszego zwiększenia bezpieczeństwa ruchu lotniczego.

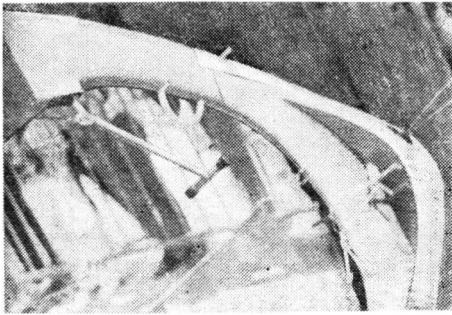
WCT/57/K/76

Start + flug Hippie • RFN •

Szybowiec szkolny i do „niedzielnego” lądowania przylotniskowego lub żaglowego, przeznaczony do samodzielnego montażu z przygotowanego zestawu

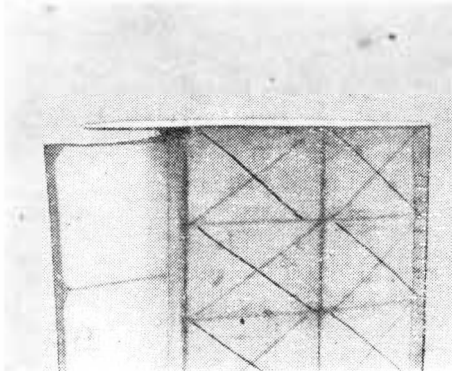
KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy szybowiec: górnopłat zastrzałowy o konstrukcji mieszanej.

Płat o obrysie prostokątnym, dzielony. Konstrukcja jednodźwigarowa z pojedynczym zastrzałem i usztywniona linkami stalowymi. Profil stały, laminarny, 19% grubości względnej, z serii Wortmanna. Pasy dźwigara z włókna węglowego, ścianka o konstrukcji przekładkowej (laminat — balsa — laminat). Na dźwigar nanizanych jest po 27 na każde skrzydło, identycznych, laminatowych grodzi — puszek, sklejonych ze sobą żebrami (system Bede). W tak utworzoną skorupę dwuobwodowego kesonu wtopione są wykorzystywane z włókna węglowego, zapewnijające sztywność na skręcanie całego skrzydła; na krawędzi natarcia i w tylnej części puszki wzmocnione są dołatkowym paskiem laminatu. Puszki zajmują ok. 70% ciężaru. Splyw o konstrukcji klasycznej (żeberka i krawędź spływu) drewniany, kryty płótnem. 37% rozpiętości zajmują lotki o konstrukcji podobnej do konstrukcji spływu. Lotnik zawieszony są

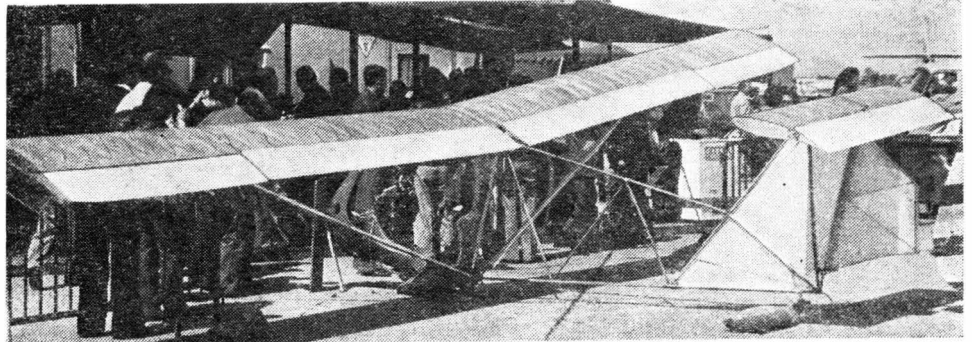


Rys. 1. Przednia część kadłuba z widocznym drążkiem sterowym i uchwytem dla ułatwienia manewrowania szybowcem na ziemi
Fot. K. Guerquin

na dwóch zawiasach. Napęd linkami Bowdena (pancerz wtopiony jest w puszkę). Płat zakończony jest płytkami służącymi jako okucia zawiasów i płozy do



Rys. 2. Końcówka płata; widoczne jest odkształcenie żebra zamykającego lotkę
Fot. K. Guerquin



opierania o ziemię. Zastrzał z kropłowo profilowanej rury duralowej z przynitowanymi okuciami. Skrzydła i zastrzały łączone na śruby.

Kadłub płaski, usztywniony przestrzennie linkami stalowymi. Składa się z dwóch niezależnych części. Przednia zawiera przestrzeń przeznaczoną dla pilota, zbudowana jest jako sztywna, ramowa skorupa laminatowa. W górnej części mieszczą się okucia skrzydła, wewnątrz znajduje się prosty mechanizm wiszącego drążka sterowego. Z przodu umieszczono zaczep startowy i pedały. Kształt przedniej części zapewnia pewne oparcie nóg i zabezpiecza je przed urazami. Zaopatrzone w pasy siodełko zapewnia wygodne siedzenie podczas lotu i chodzenie z zawieszonym do pilota szybowcem — gdy pilot chce startować na własnych nogach. Z tyłu znajdują się dwa okucia tylnej części kadłuba — płaskiej kratownicy. Górny i dolny pas tej kratownicy stanowią podwójne rurki stalowe. Wykrzywiania z takich samych rurek, ale pojedynczych. Cała kratownica jest spawana i wzmocniana laminatem.

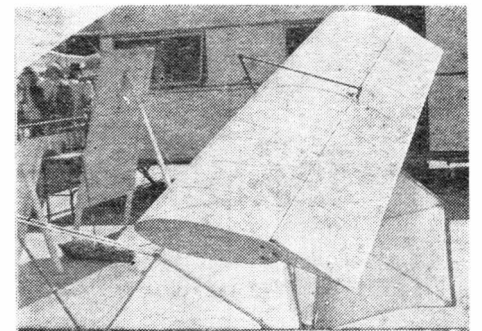
Ustrzenie zastrzałowe, w układzie T. Statecznik pionowy płaski, stanowiący przedłużenie kratownicy kadłuba. Ster kierunku jest drewniana kratownica, zawieszona na dwóch zawiasach. Usterzenie pionowe pokryte jest cellonowanym płótnem. Prostokątny statecznik poziomy, o symetrycznym profilu, ma konstrukcję zbliżoną do konstrukcji skrzydeł, ale jest pozbawiony wydzielonego dźwigara. Podparto jest zastrzałami z rurek stalowych. Całość jest usztywniona linkami stalowymi. Napęd steru wysokości poprowadzonym od wysokiej dźwigni, a dalej linkami. Ster kierunku poruszany jest linkami sprzężonymi bezpośrednio z pedałami.

Podwozie. Pod przednią częścią kadłuba umieszczona jest sprężysta płoza drewniana, amortyzowana krążkiem gumowym. Płoza ogonowa z rowingu szklanego, przylaminowana do tylnej kratownicy kadłuba.

Linki usztywniające stalowe. Zastosowano tynowe, żeglarskie kausze, szkle, ściągacze i aluminiowe zaciski (te ostatnie zamiast zaplotów linek).

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Ostatnio w lotnictwie zaczynają do głosu dochodzić szybowce „tralekkie”. W latach 1973-1974 powstało (zwłaszcza w Stanach Zjednoczonych) szereg projektów bardzo prostych szybowców, które miały wypełnić lukę pomiędzy kosztownymi szybowcami (dotychczas użytkowanymi), a lotniami (tylko dla sorawnych fizycznie). Nawiązała one do szybowców podwieszanych, jednak są bardziej skomplikowane, mają lepsze parametry eksploatacyjne i zapewniają większe bezpieczeństwo pilotom. Pierwszym zrealizowanym w 1974 r. jest szybowiec Hippie, zbudowany w zachod-

nioniemieckiej firmie Start + flug z Saulgau. Firma ta przewiduje sprzedaż dwóch zestawów tego szybowca o różnym stopniu prefabrykacji, oczywiście nie wykluczając produkcji gotowych. Kształty szybowca Hippie sugerują powrót do starych metod projektowania szybowców, jednak jest to konstrukcja w pełni nowoczesna, będąca odbiciem najnowszych zdobyczy nauki i technologii (laminaty, włókna węglowe, konstrukcje przekładowe). Niezwykle mała masa własna umożliwia transport szybowca (po złożeniu) na specjalnym wózku lub nawet na dachu samochodu osobowego. Manipulowanie szybowcem na lotnisku przed lotem i po locie jest bardzo wygodne: pilot wykorzystuje do tego celu swoje własne nogi, a szybowiec wisi na pilocie dzięki pasom-szelkom. Start może odbywać się na holu z gum gumowych za samochodem, wykorzystując do tego celu płozę; można też startować „z nóg”, systemem takim, jak w szybowcach podwieszanych. Latać można w okolicy lotniska lub na żaglu (np. nad cliffowym brzegiem morskim). Lądowanie jest zalecane tylko na płozę. Ogólna koncepcja szybowca wydaje się być bardzo słuszną. Wszelkie nielogiczności konstrukcji są wynikiem uproszczeń technologicznych obniżających masę własną i cenę szybowca. Największe zastrzeżenia można wysunąć do samego wykończenia niektórych detali, a zwłaszcza nieprecyzyjnego klejenia poszczególnych grodzi skrzydła i statecznika poziomego, co pogarsza własności zastosowanego profilu laminarnego. Hippie jest pierwszym szybowcem o tak szerokim wykorzystaniu włókna węglowego, który ma szansę stać się bardzo popularnym. Prototyp zaprojektowany przez inż. Ursulę Hänle został oblatany przez pilota doświadczalnego firmy Start + flug, Alwina Binderta, na lotnisku niedaleko Saulgau w dniu 15 sierpnia 1974 r. Prototyp różnił się od wersji docelowej. Rozpiętość wynosiła 7,80 m (2 x 21 segmentów), mniejsze było także usterzenie poziome. Przednia część kadłuba była wykonana z metalowych rurek. Później zastosowano nowy płat o wydłużeniu 10,0 i rozpiętości



Rys. 3. Usterzenie poziome
Fot. K. Guerquin

9,00 m (2 × 24 segmenty), co pozwoliło osiągnąć doskonałość 10. Masa własna wynosiła 35 kg, a masa maksymalna w locie — 110 kg. Wersję ostatnią, przedstawioną w opisie, na zdjęciach i na rysunku, pokazano na Salonie Lotniczym i

Astronautycznym w Paryżu w 1975 r., gdzie szybowiec wzbudzał zrozumiałe zainteresowanie zwiedzających.

DANE TECHNICZNE

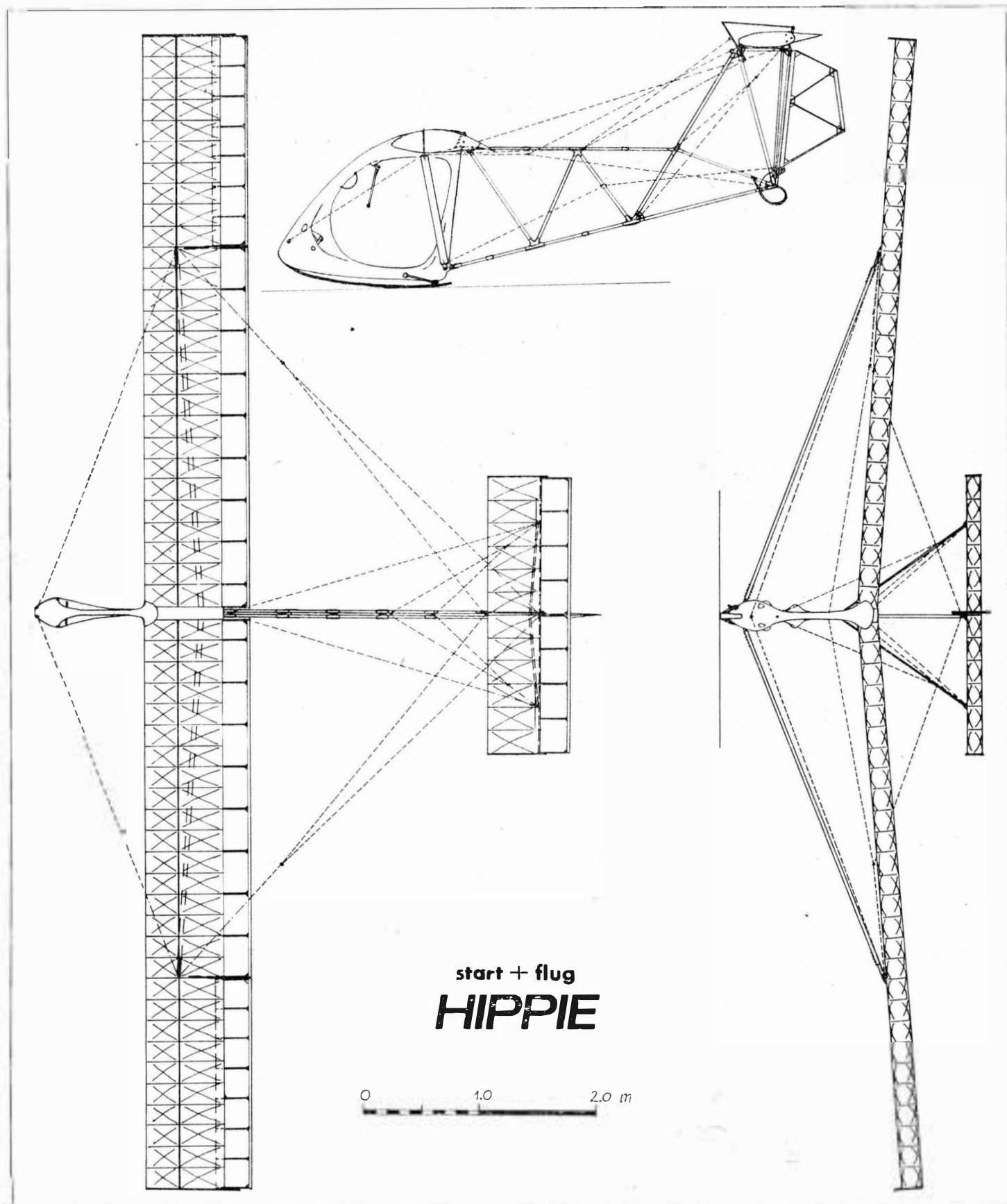
Rozpiętość
Powierzchnia nośna
Rozpiętość usterzenia poziomego
Długość całkowita
Wysokość
Wydlużenie
Ciężar własny

10,0 m
9,0 m²
2,4 m
5,0 m
1,4 m
11,1
48,0 kG

Ciężar użyteczny
Maksymalny ciężar w locie
Maksymalne obciążenie powierzchni
Prędkość ekonomiczna
Prędkość minimalna
Doskonałość

85,0 kG
133,0 kG
14,78 kG/m²
60 km/h
30 km/h
12,0

K.G.



Dassault Mirage F-1C • Francja •

Jednomiejscowy wielozadaniowy myśliwiec i szturmowiec

KONSTRUKCJA. Wolnonośny grzbietopłat metalowy.

Płat trapezowy ze wzniosem ujemnym od nasady i skosem ok. 50° mierzonym na krawędzi natarcia. Krawędź natarcia z uskokiem zwiększającym cięciwę (zęby pily) w około 2/3 rozpiętości od końców skrzydła. Prototyp i samoloty przedseryjne miały uskoki w 1/3 od końców. Całość metalowa, dwudźwigarowa, o strukturze kesonowej, z obszernym zastosowaniem części frezowanych mechanicznie i chemicznie. Powierzchnie sterujące na krawędzi spływu konstrukcji przekładkowej z wypełniaczem ulowym. Cała krawędź natarcia może być opuszczana hydraulicznie. Na każdej krawędzi spływu dwie dwuszczelinowe kłapy i jedna lotka, napędzane hydraulicznie. Lotki kompensowane. Na skrzydła przed kłapami po dwa spoiery.

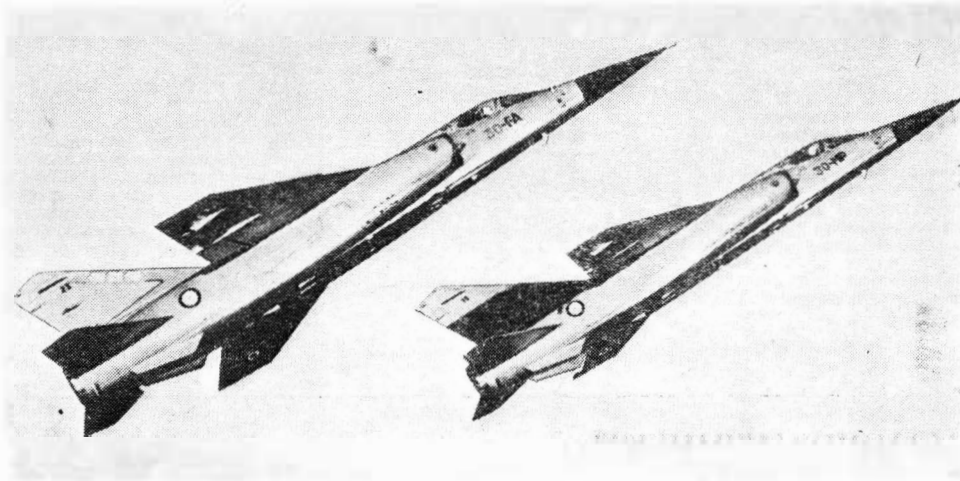
Kadłub konstrukcji półskorupowej. Główne wręgi frezowane mechanicznie, natomiast wręgi pomocnicze i pokrycie zbiorników frezowane chemicznie. Drugorzędne podłużnice i szczelne pokrycie zgrzewane punktowo. Reszta konstrukcji łączona wpuszczanymi tytanowymi nitami lub śrubami i uszczelniana. Stopy tytanu zastosowano również na czopy podwozia, ścianę ogniową silnika i inne elementy o istotnym znaczeniu. Punkty mocowania skrzydeł ze stali o wysokiej wytrzymałości na rozciąganie. Stożek dziobowy osłaniający radar oraz owiewki anten na stateczniku pionowym z tworzyw sztucznych. Duże hamulce aerodynamiczne, napędzane hydraulicznie, otwierane kątowno, umieszczone są w przedniej — dolnej części każdego wlotu powietrza do silnika. Pilot siedzi na fotelu wyrzucanym SEMMB (Martin — Baker Mk 4), pod osłoną kabiny otwieraną na zawiasach do tyłu. Kabina klimatyzowana i ogrzewana ciepłym powietrzem upustowym z silnika, które utrzymuje w odpowiedniej temperaturze również pomieszczenie radarowe i niektóre inne pomieszczenia z wyposażeniem. Układ tlenowy pilota z ciekłym tlenem.

Usterzenie wolnonośne, całkowicie metalowe, dwudźwigarowe, ze skosem na wszystkich powierzchniach. Usterzenie poziome płytowe, osadzone na kadłubie, napędzane hydraulicznie, ze sterowaniem elektrycznym lub ręcznym. Jego powierzchnie przy krawędzi spływu przekładkowe z wypełniaczem ulowym. Po obu stronach tylnej części kadłuba pomocnicze płetwy.

Podwozie trójkołowe z przednim punktem podparcia, chowane w hispano, wykonane przez firmę Messier — Hispano. Zespolony wciągany hydraulicznie: przedni do tyłu, a główne na zewnątrz i do góry, do tylnych części onprofilowanych wlotów powietrza. Każdy z zespolów dwukołowy. Podwozie przednie sterowane i samocentrujące. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Ciśnienie w pneumatykach głównych 9 kg/cm² umożliwia eksploatację na czesio-wo przygotowanych lotniskach. Hamulce kół i urządzeń przeciwślizgowe również tej samej firmy. Spadochron hamujący w osłonie pod sterem kierunku.

Naped. Jeden silnik turboodrzutowy SNECMA Atar 9K-50 o ciągu statycznym 7900 kg z dopalaniem. W każdym z wlotów powietrza regulowane półstożki. Wszystkie wewnętrzne zbiorniki paliwa integralne w kadłubie, po obu jego stronach. Trzy dodatkowe zbiorniki podwieszane pod skrzydłami i kadłubem, każdy o pojemności 1200 l.

Wzrost. Dwa niezależne układy hydrauliczne do chowania podwozia, uruchamiania kłap i układu sterowania samolotem, zaopatrzone w pompy podobne



do zastosowanych w Mirage III. W skład układu elektrycznego wchodzi m.in. dwie prądnice prądu przemiennego 15 kVA. Zasilanie awaryjne i rezerwowe stanowi akumulator niklowo-kadmowy 40 Ah oraz przekształtnik. Prąd stały dostarczany z transformatora przez prostownik i z akumulatora. Wyposażenie elektroniczne to: radar Thomson CFS Cyrano IV do kierowania ogniem, przechwytywania we wszystkich sektorach i na każdej wysokości (z układem eliminowania ech stałych, przydatny podczas pościgu na małych wysokościach), dwa nadajniki — odbiorniki UKF, VOR/ILS z markerem, układ nawigacji taktycznej TACAN, układ rozpoznawania *swój-obcy*, komputer, wskaźnik nawigacyjny z pilotem automatycznym, układ zobrazowania z soczewkami powiększającymi, dostarczający koniecznych danych do sterowania samolotem i kierowania ogniem. Wyposażenie do przeprowadzenia ataku składa się z: radaru dopplerowskiego, komputerów — nawigacyjnych i do bombardowania, dalmierza laserowego oraz radaru wskazującego przeszkody naziemne.

Uzbrojenie. Standardowe stałe uzbrojenie: 2 działa DEFA 533 30 mm ze 125 pociskami na jedno działo. Dwa uniwersalne wysięgniki załadowcze Alcan pod każdym skrzydłem i pod kadłubem. Możliwość mocowania pocisków *powietrze-powietrze* na końcówkach skrzydeł. Maksymalne zewnętrzne obciążenie bojowe — 4000 kg. Uzbrojenie zewnętrzne do przechwytywania to: pociski *powietrze-powietrze* Matra R.530 lub Super 530 samonaprowadzane radarem lub za pomocą podczerwieni, podwieszane na wysięgnikach podkadłubowych i wewnętrznych podskrzydłowych i (lub) pociski *powietrze-powietrze* Sidewinder lub Matra 550 Magic na końcówkach skrzydeł. Do atakowania celów naziemnych typowy ładunek może zawierać: pociski przeciwradarowe lub pociski *powietrze-ziemia*, 8 bomb 450 kg, 4 wyrzutnie na 18 rakiet *powietrze-ziemia* lub 6 zbiorników z napalmem po 600 l. Inne podwieszane wyposażenie to: dwa pojemniki na lampy błyskowe i pojemnik na aparaty zwiadowczą, zawierający układ podczerwony i radar do obserwacji bocznej.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Na początku 1964 r. została zawarta umowa między wytwórną Dassault a rządem Francji na budowę samolotu, który zastąpiłby Mirage III, a nieco później zamówiono prototyp samolotu oznaczonego Mirage F-2. Był to dwumiejscowy myśliwiec napędzany silnikiem turbowentylatorowym SNECMA TF 305. Jego pierwszy lot odbył się w czerwcu 1966 r. Równocześnie z tymi pracami Dassault opracowywał na własne ryzyko znacznie mniejszy samolot jednomiejscowy Mirage F-1, z silnikiem turboodrzutowym SNECMA Atar K9. Prototyp Mirage

F-1 odbył swój pierwszy lot w listopadzie 1966 r., natomiast przekroczył prędkość $M = 2$ podczas swego czwartego lotu w styczniu 1967 r. We wrześniu 1967 r. rząd francuski zlecił wykonanie trzech samolotów przedseryjnych oraz badań wytrzymałościowych płatowca. Pierwszy przedseryjny Mirage F1-02 osiągnął prędkość $M = 1,15$ podczas swego pierwszego lotu, a $M = 2,03$ podczas trzeciego. Pierwszą fazę programu prób w locie zakończono w czerwcu 1969 r. Obejmowała ona wykonanie 62 lotów, podczas których samolot latał do prędkości $M = 2,12$ na wysokości 11 000 m oraz z prędkościami do 1300 km/h na małych wysokościach, jak również wykonywał loty na wysokościach powyżej 15 000 m oraz loty z różnym zewnętrznym podwieszaniem ładunkiem o charakterze militarnym. Mirage F1-02 podczas wczesnych początkowych prób w locie był napędzany silnikiem turboodrzutowym Atar 9K-31 o ciągu statycznym 6700 kg z dopalaniem. W roku 1969 na samolocie tym (jak również na pozostałych przedseryjnych) zastosowano mocniejszy silnik turboodrzutowy Atar 9K-50. Był on również standardową jednostką napędową w początkowych samolotach seryjnych. Mirage F1-03 odbył swój pierwszy lot we wrześniu 1969 r. Miał on już kompletny układ awioniczny, a po modyfikacjach krawędzi natarcia skrzydła stał się wzorem dla pierwszych egzemplarzy seryjnych. Mirage F-1 jest wymiarowo podobny do serii Mirage III, a jego skośne skrzydło jest zmniejszoną wersją skrzydła zastosowanego w prototypie F-2, z udoskonalonymi urządzeniami hipersonnymi umożliwiającymi starty i lądowania o długości 500 ÷ 800 m przy przeciętnym ciężarze z wyposażeniem bojowym. W celu zwiększenia sprawności i łatwości obsługi udoskonalono szereg układów. I tak np. zwiększono pojemność wewnętrznych zbiorników paliwa o 45%, potrojono długość lotu patrolowego czy też lotu na przechwytywanie z prędkością nadźwiękową i na dużych wysokościach. Podwojono promień działania w przypadku wykonywania ataku. Osiągi z prób w locie spełniły lub przekroczyły oczekiwania. Udało się zmniejszyć o 22% prędkość podejścia do lądowania i o 28% długość startu. Sterowność wzrosła przynajmniej o 80%. Zasadniczym zadaniem Mirage F-1 jest przechwytywanie przy każdej pogodzie i na dowolnych wysokościach. A w początkowej wersji seryjnej F-1C (niniejszy opis do niej się stosuje) zastosowano układ uzbrojenia podobnie jak w Mirage III E, z wymiarną pewnych elementów na bardziej nowoczesne. Jest on również przeznaczony do wykonywania ataku, mogącego przenosić różnorodny ładunek pod skrzydłem i kadłubem. Wersja F-1A „o ogólnym przeznaczeniu” znajduje się również w produkcji, a jest przeznaczona do lotów tylko w warunkach VFR, ponieważ usunięto z niej bardziej kosztowne wyposażenie elektroniczne, a puste

miejsce przeznaczono na dodatkowy zbiornik paliwa. Następną projektowaną wersją jest dwumiejscowy samolot treningowy F-1B. Do jesieni 1974 r. ogólnie zamówionych zostało przez lotnictwo Francji, Grecji, Kuwejtu, Południowej Afryki i Hiszpanii 228 egzemplarzy. Produkcja początkowo zamówionych F-1 z silnikami Atar 9K-50 jest realizowana przez firmę Dassault-Breguet w kooperacji z belgijską firmą SABCA oraz Fairey. Ta ostatnia wykonuje tylne części kadłubów do

wszystkich zamówionych F-1. Współpracuje się także z Południową Afryką, która posiada prawa do produkcji Mirage F-1 z licencji. Pierwszy seryjny F-1 latał w lutym 1973 r., a oficjalnie został zamówiony przez lotnictwo francuskie w marcu 1973 r. Do końca 1974 r. przedseryjne Mirage F-1 wylatały ponad 6000 h. Produkcja — 5 sztuk miesięcznie. Dalszą wersją jest Mirage F-1E napędzany silnikiem turbowentylatorowym SNECMA M53 o ciągu statycznym 5615 kG i ciągu sta-

tycznym z dopalaniem 8458 kG. Samolot ten osiąga prędkość $M = 2,5$. Jest to zarówno myśliwiec przechwytyjący jak i szturmowiec. Prototyp Mirage F-1E wykonał pierwszy lot 22.XII 1974 r. F-1E ma ciężar własny około 7765 kG, maksymalny ciężar startowy bez podwieszonych ładunków — 11140 kG, a maksymalny ciężar startowy z pełnym obciążeniem bojowym 15200 kG (opis niniejszy odnosi się do samolotu F-1C w wersji seryjnej dla lotnictwa francuskiego).

DANE TECHNICZNE

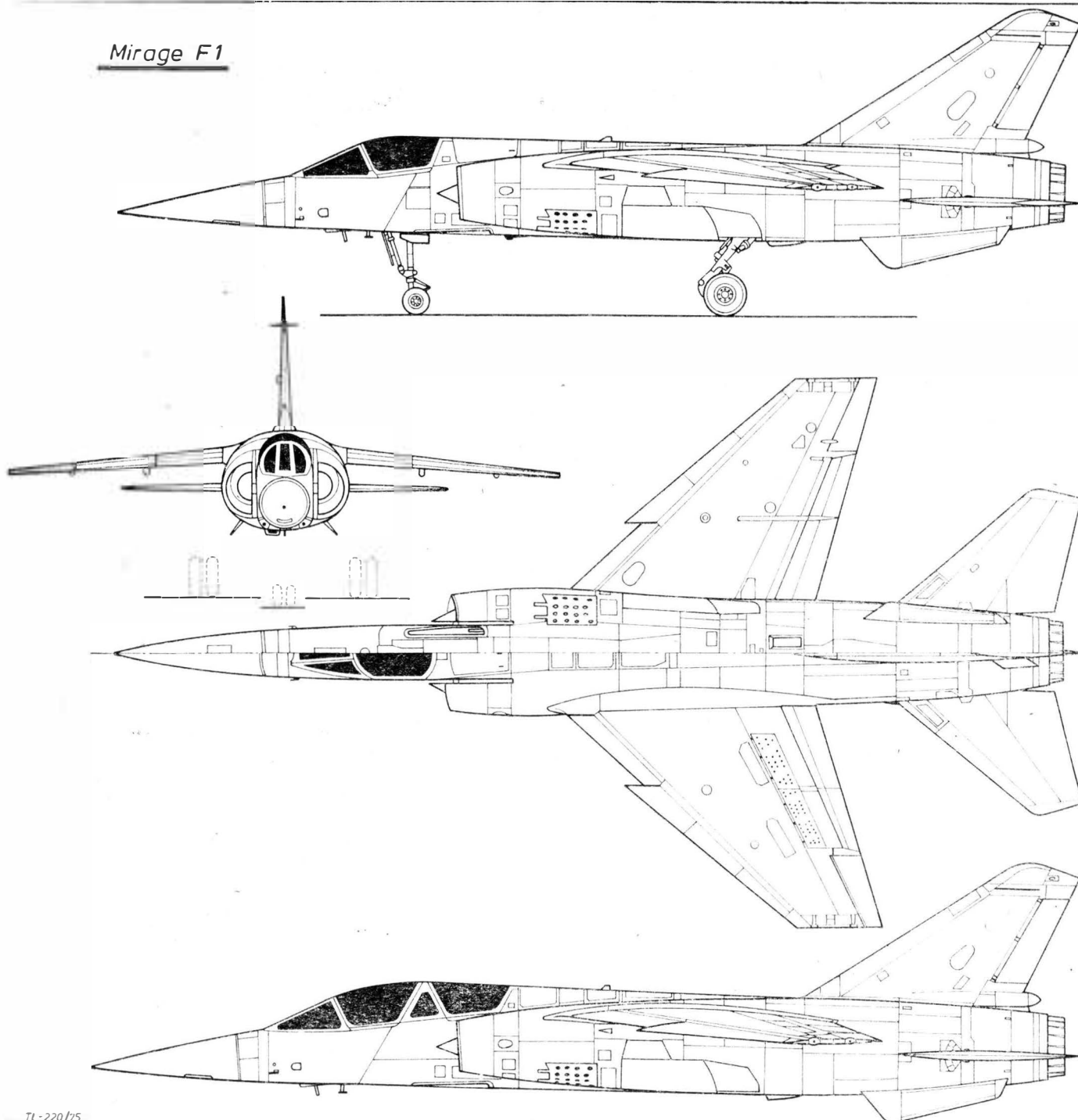
Rozpiętość skrzydeł
Długość całkowita
Wysokość całkowita
Rozstaw kół
Rozstaw osi
Powierzchnia nośna
Ciężar własny
Ciężar startowy bez podwieszonych
Maksymalny ciężar startowy
Maksymalne obciążenie powierzchni
Prędkość maksymalna (duża wysokość)
Prędkość maksymalna (mała wysokość)

8,40 m
15,00 m
4,50 m
2,50 m
5,00 m
25,00 m²
7400 kG
10 900 kG
14 900 kG
596 kG/m²
 $M = 2,2$
 $M = 1,2$

Prędkość zbliżania
Prędkość lądowania
Wznoszenie z dopalaniem ($H = 0$ m)
Wznoszenie na dużej wysokości
Pułap praktyczny
Rozbieg ($Q = 11 500$ kG)
Dobieg ($Q = 8500$ kG)
Rozbieg (konfiguracja do typowego przechwytywania)
Dobieg (konfiguracja do typowego przechwytywania)
Długotrwałość lotu

260 km/h
230 km/h
215 m/s
242 m/s
20 000 m
150 m
500 m
640 m
610 m
2 h 45 min
T.W.

Mirage F1



TL-220/75

Analiza płaskiego i przestrzennego stanu naprężeń

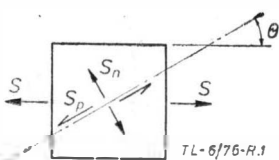
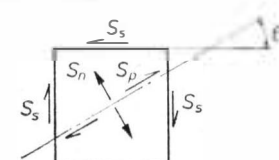
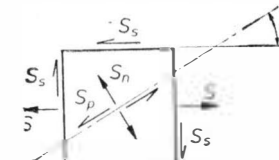
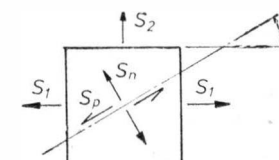
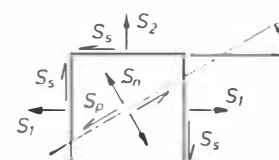
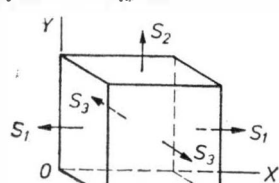
Oznaczenia:

S_1 — naprężenia normalne działające wzdłuż osi OX ,
 S_2 — naprężenia normalne działające wzdłuż osi OY ,
 S_3 — naprężenia normalne działające wzdłuż osi OZ ,
 S_s — naprężenia tnące działające w płaszczyznach głównych,

S_n — naprężenia normalne działające prostopadłe do płaszczyzny określonej kątem Θ ,

S_p — naprężenia styczne działające w płaszczyźnie określonej kątem Θ ,

S_{pmax} — maksymalna wartość naprężeń S_p .

Stan naprężeń	Naprężenia składowe S_n i S_p , naprężenia główne, maksymalne naprężenia tnące
<p>1. Osiowe rozciąganie</p>  <p>Rys. 1</p>	$S_n = S \sin^2 \Theta$ $S_p = 0,5 S \sin 2\Theta$ <p>Naprężenia główne równe są S i 0 (gdy Θ jest równe odpowiednio 90° i 0°) Maksymalne naprężenia tnące: $S_{pmax} = 0,5 S$ (gdy Θ równe jest 45° i 135°)</p>
<p>2. Czyste ścinanie</p>  <p>Rys. 2</p>	$S_n = S_s \sin 2\Theta$ $S_p = S_s \cos 2\Theta$ <p>Naprężenia główne równe są: $+S_s$ i $-S_s$ (gdy Θ jest równe odpowiednio 45° i 135°) Maksymalne naprężenia tnące: $S_{pmax} = S_s$ (gdy Θ jest równe 0° i 90°)</p>
<p>3. Osiowe rozciąganie i ścinanie</p>  <p>Rys. 3</p>	$S_n = 0,5S(1 - \cos 2\Theta) + S_s \sin 2\Theta$ $S_p = 0,5S \sin 2\Theta + S_s \cos 2\Theta$ <p>Naprężenia główne równe są: $0,5S \pm \sqrt{(0,5S)^2 + S_s^2}$ (gdy $\Theta = 0,5 \arctan \frac{-2S_s}{S}$) Maksymalne naprężenia tnące: $S_{pmax} = \sqrt{(0,5S)^2 + S_s^2}$ (gdy $\Theta = 0,5 \arctan \frac{S}{2S_s}$) (płaszczyzna maksymalnych naprężeń tnących tworzy kąt 45° z płaszczyznami głównymi)</p>
<p>4. Dwuosiowe rozciąganie</p>  <p>Rys. 4</p>	$S_n = S_1 \sin^2 \Theta + S_2 \cos^2 \Theta$ $S_p = 0,5 (S_1 - S_2) \sin 2\Theta$ <p>Naprężenia główne są równe S_1 i S_2 (gdy Θ jest odpowiednio równe 90° i 0°) Maksymalne naprężenia tnące: $S_{pmax} = 0,5 (S_1 - S_2)$, (gdy Θ jest równe 45° i 135°)</p>
<p>5. Dwuosiowe rozciąganie i ścinanie</p>  <p>Rys. 5</p>	$S_n = 0,5 (S_1 + S_2) + 0,5 (S_2 - S_1) \cos 2\Theta + S_s \sin 2\Theta$ $S_p = 0,5 (S_1 - S_2) \sin 2\Theta + S_s \cos 2\Theta$ <p>Naprężenia główne są równe: $0,5 (S_1 + S_2) \pm \sqrt{\left(\frac{S_1 - S_2}{2}\right)^2 + S_s^2}$ (gdy $\Theta = 0,5 \arctan \frac{2S_s}{S_2 - S_1}$) Maksymalne naprężenia tnące: $S_{pmax} = \sqrt{\left(\frac{S_1 - S_2}{2}\right)^2 + S_s^2}$ (gdy $\Theta = 0,5 \arctan \frac{S_1 - S_2}{2S_s}$) Płaszczyzna maksymalnych naprężeń tnących tworzy kąt 45° z płaszczyznami głównymi</p>
<p>6. Trójosiowe rozciąganie</p>  <p>Rys. 6</p>	<p>Jeśli l, m i n są cosinusami kierunkowi osi OX' względem osi OX, OY i OZ, to w płaszczyźnie prostopadłej do osi OX' naprężenia składowe S_n i S_p są odpowiednio równe: $S_n = S_1 l^2 + S_2 m^2 + S_3 n^2$ $S_p = \sqrt{S_1^2 l^2 + S_2^2 m^2 + S_3^2 n^2 - S_n^2}$ Naprężenia główne są równe S_1, S_2 i S_3 Maksymalne naprężenia tnące działają na każdej z dwu płaszczyzn tworzących kąt 45° z kierunkami naprężeń głównych których algebraiczna różnica jest największa. Wartość tych naprężeń równa jest połowie algebraicznej różnicy wspomnianych naprężeń głównych</p>

W przedstawionej tabeli podano wzory określające wartość naprężeń składowych S_p i S_n , naprężeń głównych oraz maksymalnych naprężeń tnących S_{pmax} .

Obliczenie sprężyn śrubowych

Oznaczenia:

G — moduł sprężystości przy ścinaniu,
 λ — wydłużenie (skrócenie) sprężyny,
 d — średnica drutu (rys. 1),
 b — grubość drutu (rys. 2),
 a — szerokość drutu,
 α — kąt nachylenia linii śrubowej,
 R_o — początkowy promień cylindrycznej powierzchni, linii śrubowej,
 L — długość drutu sprężyny,
 A — przekrój drutu,
 J — moment bezwładności przekroju drutu względem csi centralnych równoległych do osi sprężyny,
 H_o — początkowa długość sprężyny,
 n — liczba zwojów sprężyny,
 τ — naprężenia tnące w sprężynie,
 P — obciążenie.

1. Poniżej przedstawiono wzory określające wartość naprężeń tnących — τ w sprężynie oraz jej wydłużenie — λ .

a) Sprężyna z drutu o przekroju kołowym

$$\lambda = \frac{64 PR^3 n}{Gd^4} \left[1 - \frac{3}{64} \left(\frac{d}{R} \right)^2 + \frac{3 + \nu}{2(1 + \nu)} (\operatorname{tg} \alpha)^2 \right] \quad (1a)$$

$$\tau = \frac{16 PR}{\pi d^3} \left[1 + \frac{5}{8} \frac{d}{R} + \frac{7}{32} \left(\frac{d}{R} \right)^2 \right] \quad (1b)$$

b) Sprężyna z drutu o przekroju kwadratowym

$$\lambda = \frac{44,72 PR^3 n}{Gb^4} \quad (2a)$$

$$\tau = \frac{4,8 PR}{b^3} \left(1 + \frac{1,2}{c} + \frac{0,56}{c^2} + \frac{0,5}{c^3} \right) \quad (2b)$$

gdzie: $c = 2R/b$

c) Sprężyna z drutu o przekroju prostokątnym

$b \times a$ dla $b > a$

$$\lambda = \frac{2 PR^3 n}{Ga^3} \frac{1}{\frac{1}{3} b - 0,209 a [\operatorname{tanh}(\pi a/2 b) + 0,04]} \quad (3a)$$

$$\tau = \frac{BR(3b + 1,8a)}{b^2 a^2} \left(1 + \frac{1,2}{c} + \frac{0,56}{c^2} + \frac{0,5}{c^3} \right) \quad (3b)$$

2. Wzory podane powyżej nie są ściśle.

Analiza ciężarowa konstrukcji płatowca • Część IV

Minimalny ciężar wzdłużnych elementów siłowych skrzydła jest w rzeczywistości większy niż podaje wzór (14). Składa się na to kilka przyczyn, m.in. zastosowanie zmiennej grubości pokrycia, lokalne wzmocnienie konstrukcji w pobliżu otworów. Do pomocniczych elementów konstrukcji skrzydła zalicza się także: węzły mocowania podwozia, gondole silników, wyposażenia. Ciężar pomocniczych elementów skrzydła stanowi 25÷30% ciężaru skrzydła. Udział ciężaru Q_{psk} w ogólnym bilansie ciężaru skrzydła uwzględnia współczynnik k , którego wielkość równa się 2÷2,2. Wzór na względny ciężar skrzydła przyjmie zatem postać:

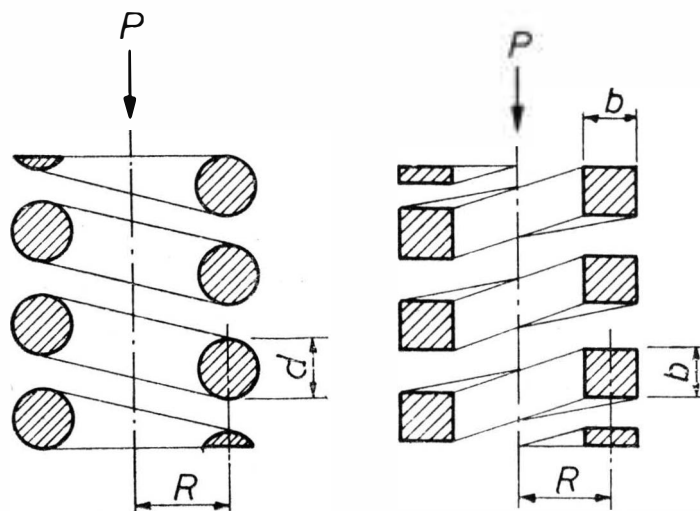
Uwagi:

- 1) Dodatni zwrot naprężeń normalnych zaznaczono w tabeli.
- 2) Dodatnia wartość kąta Θ odmierzana jest od poziomu w kierunku przeciwnym do ruchu wskazówek zegara.

Dokładniejszą wartość λ pozwala otrzymać wyrażenie (4), które uwzględnia zmianę nachylenia linii śrubowej i zmianę promienia R podczas rozciągania sprężyny:

$$\lambda = P \left\{ \left[\frac{R_o^2 L}{GK} - \frac{R_o^2 H_o^2}{GKL} \left(1 - \frac{GK}{EJ} \right) + \frac{FL}{AG} \right] - \left[\frac{R_o^2}{3GKL} \left(3 - \frac{2GK}{EJ} \right) (H^2 + HH_o - 2H_o^2) \right] \right\} \quad (4)$$

Uwaga: K i F — współczynniki zależne od przekroju drutu sprężyny.



Rys. 1

Rys. 2

I tak dla przekroju kołowego:

$$K = \frac{1}{2} \pi r^4, \quad F = 10/9$$

Dla przekroju kwadratowego:

$$K = 0,1406 a^4, \quad F = \frac{6}{5}$$

Dla przekroju prostokątnego: ($2a \times 2b$)

$$K = ab^3 \left[\frac{16}{3} - 3,36 \frac{b}{a} \left(1 - \frac{6^4}{12 a^4} \right) \right], \quad F = \frac{6}{5}$$

Opracował R.C. na podstawie R. J. Roarte: Formulas for stress and strain

$$\bar{Q}_{ksk} = \frac{Q_{ksk}}{Q} = \gamma k \left[\frac{c_p I_p \bar{B} S + 2 C_{sc} k_{sc}^2 \bar{g}^2 \cdot \frac{b S}{\lambda_{sk}}}{Q} + \frac{m(1 - Q_{skl}) \left(\frac{2}{\eta} + 1 \right) \lambda_{sk} \cdot b}{36 k_{zg} \sigma_p g} + \frac{m(1 - Q_{skl}) b}{4 \tau_{up}} + \frac{m b}{R_m \lambda_{sk} \cdot g} + 2 \frac{m \cdot b}{\tau \cdot \lambda_{sk}} \right] + \frac{k_p S}{Q} \quad (17)$$

Zawieszenie samolotu podczas prób rezonansowych

Mgr inż. WITOLD WIŚNIEWSKI

Wpływ sztywności zawieszenia na parametry mierzone podczas prób rezonansowych oraz rodzaje stosowanych zawieszonych samolotu. Propozycja urządzenia pneumatycznego z nadciśnieniem jako zawieszenia optymalnego.

Oznaczenia

ω_{01} — częstość drgań własnych samolotu lub modelu w locie ustalonym;
 ω_{01} — najniższa częstość drgań własnych samolotu lub modelu w locie ustalonym;
 ω_1 — częstość drgań rezonansowych samolotu lub modelu zawieszono sprężysto, mierzona podczas prób rezonansowych;
 ω_1 — najniższa częstość drgań rezonansowych samolotu lub modelu zawieszono sprężysto, mierzona podczas prób rezonansowych;
 ω_* — częstość zawieszenia czyli częstość drgań dźwiganej masy na zawieszeniu;
 ω_{*j} — częstość na zawieszeniu czyli dodatkowa częstość drgań zespołu samolot — zawieszenie wynika z faktu sprężystego zawieszenia sprężystego samolotu, mierzona podczas prób rezonansowych;
 ω_{*j}/ω_{01} — częstość względna zawieszenia;
 a_1 — amplituda drgań kadłuba modelu;
 a_2 — amplituda drgań skrzydeł modelu;
 k — współczynnik sztywności zespołu gumowych sznurów;
 Q — ciężar samolotu;
 S — powierzchnia tłoka urządzenia do pneumatycznego zawieszenia;
 V — objętość komory urządzenia do pneumatycznego zawieszenia;
 f — strzałka ugięcia statycznego samolotu zawieszono na zespole gumowych sznurów;
 p_n — ciśnienie robocze (ciśnienie w komorze urządzenia do pneumatycznego zawieszenia minus ciśnienie atmosferyczne);
 ω_1/ω_{01} — częstość względna drgań rezonansowych samolotu lub modelu zawieszono sprężysto;
 ω_{*j}/ω_{01} — częstość względna drgań samolotu lub modelu na zawieszeniu;
 $(a_1/a_2)_{1rez}$ — najniższa postać drgań modelu zawieszono;
 $(a_1/a_2)_{*rez}$ — postać na zawieszeniu.

Próby rezonansowe wykonuje się w celu doświadczalnego zbadania własności dynamicznych konstrukcji samolotu. Znajomość tych własności potrzebna jest do obliczeń dynamicznych i aeroelastycznych (flutter) samolotu. W wyniku prób otrzymuje się kilkanaście kolejnych częstości drgań rezonansowych oraz odpowiadające im współczynniki masy, sztywności i tłumienia.

Teoria prób rezonansowych przyjmuje liniowy model matematyczny dynamiki samolotu w locie, mający szereg charakteryzujących go częstości i postaci drgań własnych (war-

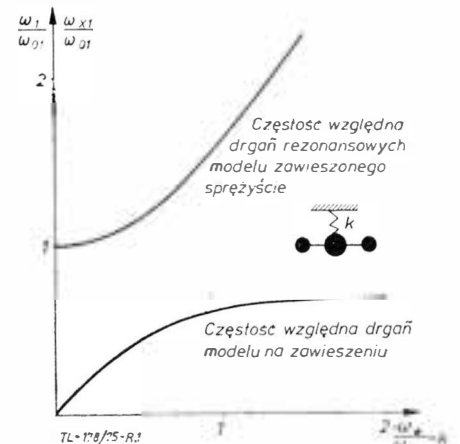
Wzór (17) jest słuszny dla skrzydła prostego. Dla skrzydła skośnego o kącie skosu α_{sp} względny ciężar konstrukcji skrzydła określa wyrażenie:

$$\bar{Q}_{kks} = \gamma k \left[\frac{c_p L_p B S + 2 C_{sc} k_{sc}^2 \bar{g}^2 \frac{b \cdot s}{\lambda_{sk} \cdot \cos \alpha_{sp}}}{Q} + \frac{m(1 - \bar{Q}_{skl}) \left(\frac{2}{\eta} + 1 \right) \lambda_{sk} \cdot b}{36 k_{zg} \sigma_p \bar{g} \cos^2 \alpha_{sp}} + \frac{m(1 - \bar{Q}_{skl}) b}{4 \tau_{up} \cdot \cos \alpha_{sp}} + \frac{m \cdot b \cdot \cos^2 \alpha_{sp}}{R_m \cdot \lambda_{sk} \cdot \bar{g}} + \frac{2m \cdot b \cdot \cos \alpha_{sp}}{\tau \cdot \lambda_{sk}} \right] + \frac{k_p S}{Q} \quad (18)$$

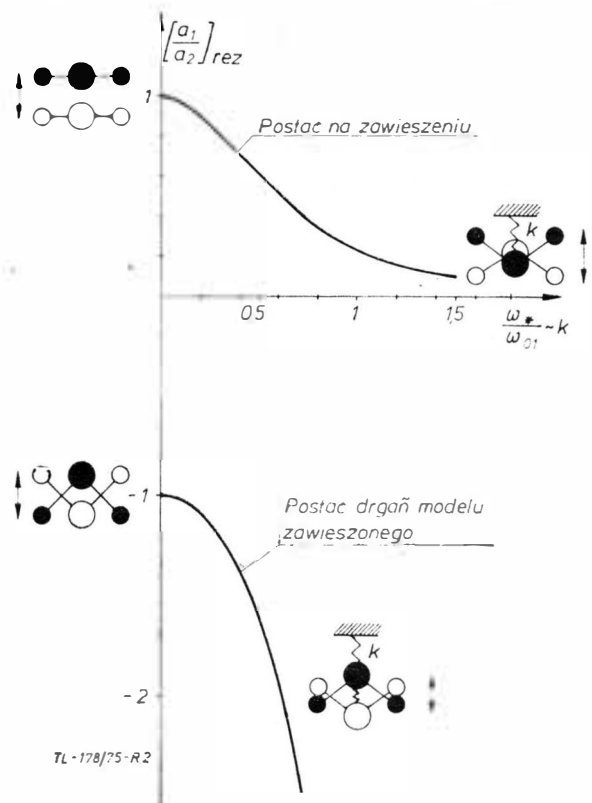
Оprac. mgr inż. R. Сумеркиевicz на подст. О. К. Югов: Согласование характеристик самолета и двигателя. Москва 1975.

kości i wektorów własnych). Założenie podobieństwa modelu matematycznego do samolotu pozwala utożsamiać postacie i częstości drgań rezonansowych wyznaczone w trakcie prób z postaciami i częstościami drgań własnych modelu. Wyznaczone przy tych założeniach parametry można wykorzystać bezpośrednio jako współczynniki równań modelu matematycznego lub przy weryfikacji współczynników obliczonych teoretycznie.

Podczas prób samolot zawiesza się sprężysto przy pomocy urządzeń o pewnej nie zerowej sztywności. W czasie lotu ustalonego samolot traktuje się jako ciało swobodne, więc sztywność jego zawieszenia aerodynamicznego przyjmuje się równą zero. Parametry dynamiczne samolotu zmierzone podczas prób rezonansowych na stoisku badawczym powinny możliwie dokładnie odpowiadać parametrom



Rys. 1. Wpływ sztywności zawieszenia na częstość drgań rezonansowych

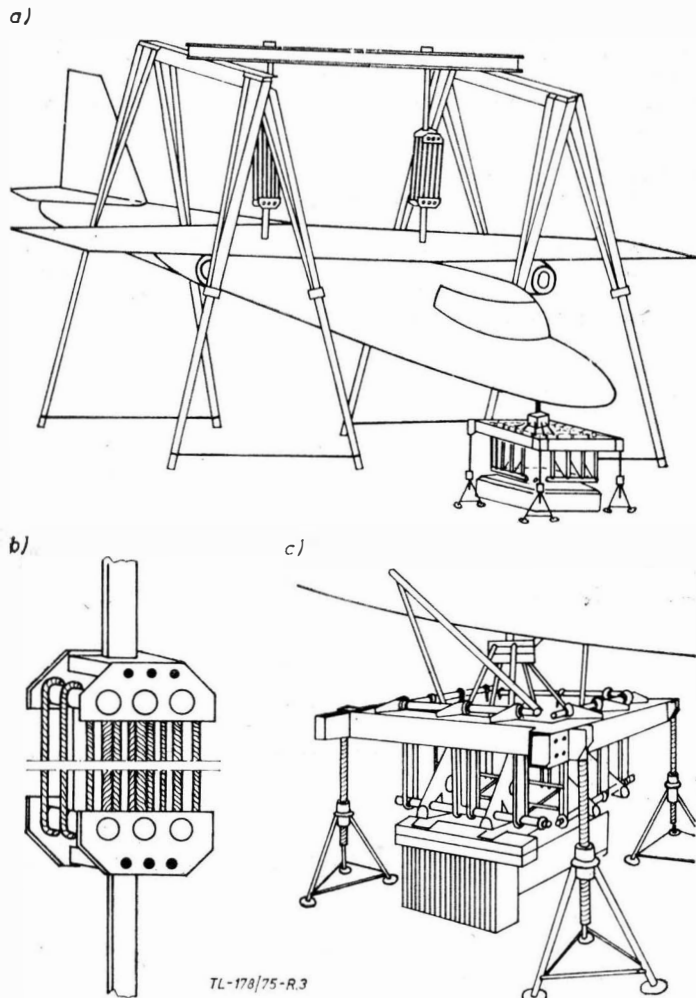


Rys. 2. Wpływ sztywności zawieszenia na postać drgań rezonansowych

charakteryzującym go w stanie lotu ustalonego. Podstawowym problemem przy próbach rezonansowych jest zatem wyeliminowanie wpływu sztywności zawieszenia samolotu na mierzone parametry. Wpływ ten jest związany z pojawieniem się na badanym obiekcie dodatkowych drgań, które powodują zmianę drgań samolotu swobodnego.

W związku z tym szereg częstości i postaci drgań zmierzonych na samolocie zawieszonym składa się nie tylko z wartości odpowiadających częstościom i postaciom drgań w locie, ale dodatkowo z częstości i postaci drgań samolotu na zawieszeniu. Te właśnie częstości i postacie należy zidentyfikować i odrzucić.

W praktyce identyfikuje się częstości i postacie drgań samolotu na zawieszeniu stosując zawieszanie na tyle po-



Rys. 3. Samolot zawieszony na zespole gumowych sznurów

datne, aby częstość na zawieszeniu była mniejsza od najniższej oczekiwanej częstości drgań własnych, a więc by częstości i postacie na zawieszeniu były najniższe z pomierzonych drgań.

Dodatkowa zmiana drgań polega na zmianie częstości i zniekształceniu postaci samolotu zawieszzonego w porównaniu z odpowiadającymi im postaciami i częstościami w locie. Zniekształcenie to jest szczególnie duże dla drgań bliskich drganiom na zawieszeniu, a więc dla najniższych postaci i częstości drgań samolotu.

W praktyce jako zawieszanie wykorzystuje się urządzenie złożone z zespołu gumowych sznurów lub urządzenie pneumatyczne. Cechą zawieszania jest jego udźwig i podatność lub parametr wiążący obydwie te wielkości — tzw. częstość zawieszania, czyli częstość drgań dźwiganej masy na zawieszeniu. Parametrem określającym przydatność zawieszania dla przygotowywanego do badań samolotu jest częstość względna zawieszania, czyli stosunek częstości zawieszania do najniższej częstości drgań własnych samolotu.

Na rysunkach 1 i 2 przedstawiono wpływ częstości względnej zawieszania na częstość i postać drgań samolotu zawieszzonego; w odniesieniu do częstości i postaci drgań samolotu swobodnego. Rysunki te pochodzą z pracy [3], w której przeprowadzono taką analizę dla liniowego i nieliniowego modelu o jednym stopniu swobody w locie swobodnym (na rys. 1 i 2 środkowa „kulka” reprezentuje masę kadłuba, zewnętrzne — masy skrzydeł). Częstość i postać drgań własnych tego modelu odpowiada najniższej częstości i postaci drgań samolotu.

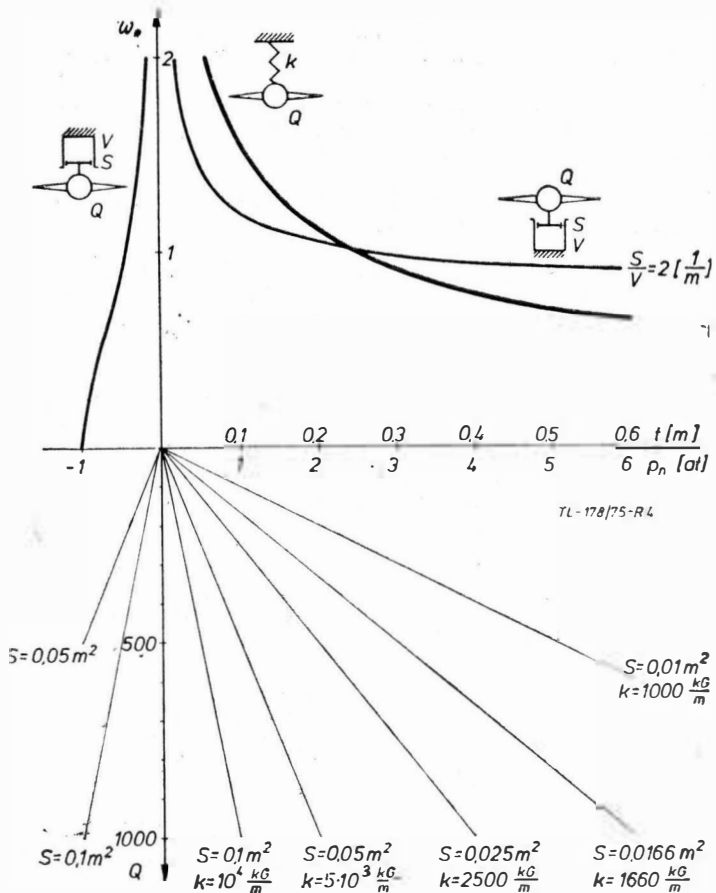
Podczas prób rezonansowych modelu zmierzoną częstość ω_1 (podobnie jak w przypadku prób rezonansowych samo-

lotu) utożsamia się z odpowiednią częstością drgań własnych modelu (samolotu) w locie ustalonym, czyli z ω_{01} . Częstości te byłyby sobie równe, gdyby częstość względna zawieszania mogła być równa zero. Jeżeli w praktyce częstość względna zawieszania wynosi np. $\omega_*/\omega_{01} = 0,5$, utożsamianie częstości ω_1 z częstością ω_{01} obarczone jest błędem rzędu 20%.

Częstości drgań na zawieszanie po identyfikacji odrzuca się. Postać drgań samolotu zawieszzonego $(a_1/a_2)_{rez}$ utożsamia się podczas prób rezonansowych z postacią drgań modelu w locie ustalonym. Postacie te byłyby sobie równe, gdyby częstość względna zawieszania mogła być równa zero. Jeżeli w praktyce częstość względna zawieszania wyniesie np. $\omega_*/\omega_{01} = 0,5$, utożsamianie najniższej postaci zmierzonej z postacią własną w locie obarczone jest już błędem rzędu 60%. Postać na zawieszaniu $(a_1/a_2)_{rez}$ po identyfikacji jest odrzucana.

O zmianie częstości i stopniu deformacji postaci drgań decyduje nie tylko częstość względna zawieszania (sztywność zawieszania), ale również odległość przyjętych punktów zawieszania od strzałki drgań tej postaci. Dotychczasowe uwagi dotyczyły wpływu częstości względnej zawieszania przyłożonego w strzałce drgań, gdzie jest on największy. W miarę przesuwania punktów zawieszania w kierunku węzłów drgań wpływ częstości względnej zawieszania maleje, aby w węzłach osiągnąć zero. Mogłoby się więc wydawać, że aby wyeliminować wpływ sztywności zawieszania, wystarczy zawieszać samolot w węzłach najniższej postaci drgań. Taki wybór punktów zawieszania nie rozwiązuje jednak w całości problemu usunięcia wpływu częstości względnej zawieszania. W węzłach jednych postaci drgań występują strzałki innych postaci, często o podobnych częstościach. Tak może być np. z pierwszą postacią drgań symetrycznych i antysymetrycznych; podparcie w węzłach symetrycznych jest równoznaczne z podparciem w punktach o dużej amplitudzie drgań antysymetrycznych. Ponadto nie zawsze istnieje możliwość zawieszania samolotu w pożądanym punkcie. Zawieszanie musi więc zapewniać wystarczająco niską częstość względną zawieszania ($\omega_*/\omega_{01} < 0,3$).

Najprostszym, stosowanym niekiedy sposobem sprężystego podparcia samolotu jest postawienie go na własnym



Rys. 4. Częstość zawieszania samolotu w zależności od strzałki ugięcia statycznego f zespołu gumowych sznurów w powiązaniu poprzez współczynnik sztywności k z udźwigiem Q lub w zależności od ciśnienia roboczego p_n w komorze urządzenia pneumatycznego w powiązaniu poprzez pole powierzchni tłoka z udźwigiem Q

podwoziu, po zmniejszeniu ciśnienia w pneumatykach. Możliwe jest uzyskanie wówczas częstotliwości zawieszenia 3-4 Hz. Jest to częstość podobnego rzędu co częstość najniższej postaci drgań płatowców o dużym wydłużeniu skrzydeł. Takie zawieszenie uniemożliwia jednak uzyskanie wiarygodnych wyników pomiaru dla najniższych postaci drgań.

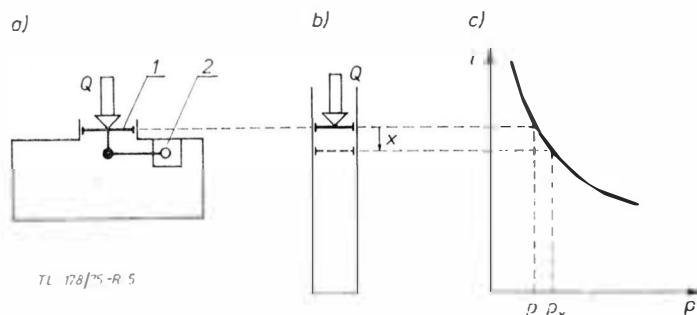
Obecnie do zawieszania samolotów używa się przede wszystkim zespołów gumowych sznurów. Coraz częściej jednak podejmowane są próby konstrukcji zawieszek pneumatycznych.

Zawieszenie samolotu na zespole gumowych sznurów realizuje się zazwyczaj w sposób pokazany na rys. 3. Samolot zawieszają na specjalnej ramie, mocując urządzenia np. do oku łączących skrzydła z centropłatem. Urządzenie ma kilkanaście pętli gumowych, których liczbą reguluje jego udźwig. Na rys. 3 pokazano również inny sposób zawieszania na gumowych sznurach. Urządzenie podpira wówczas kadłub od spodu.

Często jedynym możliwym sposobem zamocowania urządzenia do samolotu jest zastosowanie sztywnych obejm na skrzydłach lub kadłubie, istnieje jednak wtedy niebezpieczeństwo zniekształcenia rozkładu mas samolotu przez masę obejm.

O podatności — a co za tym idzie — o częstości zawieszania zespołu gumowych sznurów decyduje statyczna skrzyłka ugięcia wiszącego na nich obiektu. Na rys. 4 przedstawiono między innymi wykres częstości zawieszania w funkcji statycznej skrzyłki ugięcia.

Przy pomocy gumowych sznurów można uzyskać częstości zawieszania wystarczająco niskie, aby zawiesić do prób samolot lub szybowiec. Zespoły gumowych sznurów są urządzeniem prostym i tanim. Do ich wad zaliczyć należy konieczność stosowania długich pętli w celu uzyskania bardzo niskich częstości zawieszania, konieczność stosowania dużych, ciężkich, niewygodnych w transporcie i magazy-

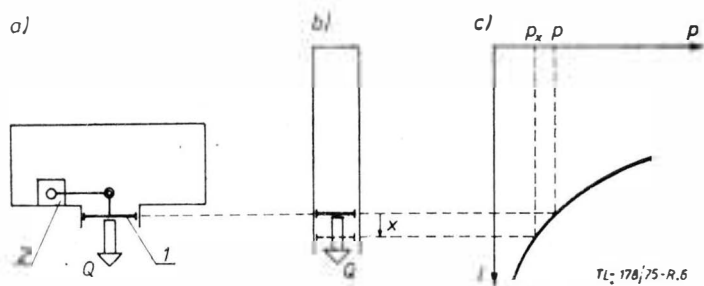


Rys. 5. Urządzenie do pneumatycznego zawieszania samolotu z nadciśnieniem w komorze

nowaniu ram do zawieszania obejm pod skrzydła i kadłub oraz konieczność częstego regulowania położenia wzbudników i czujników na skutek pełzania gumy.

W urządzeniach pneumatycznych rolę gumowego sznura przejmuje słup powietrza. Możliwe jest budowanie takich urządzeń z podciśnieniem lub nadciśnieniem roboczym w komorze.

Schemat konstrukcji i zasadę działania urządzeń pneumatycznych wyjaśniają rys. 5 i 6. Na rysunkach tych oznaczono jako (a) schemat konstrukcji, (b) — model fizyczny urządzenia, (c) — przemianę na płaszczyźnie $p-i$ (ciśnienie — przesunięcie tłoka). Na rys. 5, który przedstawia schemat urządzenia z nadciśnieniem, działająca na tłok siła Q powoduje sprężanie powietrza. Rys. 6 przedstawia urządzenie z podciśnieniem; siła Q powoduje w tym przypadku rozprężanie powietrza. Zmiana obciążenia Q powoduje przesunięcie tłoka, które pociąga za sobą otwarcie zaworu



Rys. 6. Urządzenie do pneumatycznego zawieszania samolotu z podciśnieniem w komorze: a — schemat urządzenia, 1 — tłok, 2 — zawór poziomujący; b — model urządzenia; c — przemiana termodynamiczna na płaszczyźnie $p-i$

poziomującego. Zawór połączony z zewnętrznym źródłem sprężonego powietrza doładowuje lub upuszcza powietrze z urządzenia — aż do chwili cofnięcia się tłoka do stanu wyjściowego. Zawór poziomujący stosuje się w celu utrzymania w sposób statyczny stałego poziomu tłoka. Tłok wraz z badaną konstrukcją drga w polu martwym zaworu. Ewentualne włączenie przy tym dopływu powietrza powoduje tak powolną zmianę ilości czynnika roboczego (powietrza), że nie wpływa to na średnie statyczne położenie układu.

Urządzenie cechuje stały stosunek pola powierzchni tłoka do objętości cylindra, w związku z tym wielkość podpięranego ciężaru wyznacza jednoznacznie wartość ciśnienia roboczego w cylindrze, zaś z równowagi tych parametrów wynika wielkość częstości zawieszania. Zależności te wykresiono na rys. 4.

Możliwość budowy urządzenia pneumatycznego z podciśnieniem roboczym w komorze jest mało interesujące ze względu na liczne wady w zastosowaniu do zawieszania samolotu. Są nimi: zbyt mały zakres regulacji ciśnienia roboczego (przez co urządzenie może podpięrać tylko nominalny ciężar), duża powierzchnia tłoka konieczna do zapewnienia należytego udźwigu, duże wahania częstości zawieszania przy niewielkiej zmianie ciśnienia roboczego oraz niestabilność pracy przy zmianach ciśnienia atmosferycznego.

Urządzenie z nadciśnieniem nie ma takich wad (co widać z wykresów na rys. 4). Ze względu na duży zakres regulacji ciśnienia roboczego, przy równoczesnej niewielkiej zmianie częstości zawieszania, urządzenie to może podpięrać ciężary o różnej wielkości. Wpływ wahań ciśnienia atmosferycznego na pracę takiego urządzenia jest pomijalnie mały. Urządzenie pneumatyczne jest bardziej skomplikowane niż zespoły gumowych sznurów. Nie wymaga jednak stosowania ciężkich ram do wieszania samolotu, niewielka masa tłoka nie wprowadza zakłóceń rozkładu mas badanego samolotu, nie istnieje problem pełzania gumy i w związku z tym regulacji położenia wzbudników i czujników, uzyskanie bardzo małych częstości zawieszania nie stwarza żadnych dodatkowych kłopotów eksploatacyjnych.

Próby stosowania urządzeń pneumatycznych podejmowane są w USA, Francji, CSRS oraz ZSRR.

LITERATURA

1. G. de VRIES, C. BEATRIX: Le procédés généraux de mesure de caractéristique Vibratoires des structures linéaires faiblement amorties. Paris. Progress in Aeronautical Sciences Volume 9 (1968).
2. R. L. BISPLINGHOFF, H. ASHLEY, R. L. HOLFMAN: Aeroelasticity. Cambridge 1955.
3. W. WISNIEWSKI: Wpływ zawieszania samolotu na wyniki próby rezonansowej. Sprawozdanie I. Lot. 1974.
4. W. WISNIEWSKI: Własności urządzenia do pneumatycznego zawieszania samolotu. Sprawozdanie I. Lot. 1974.
5. W. WOJNO: Zawieszenie pneumatyczne w pojazdach drogowych. Warszawa 1968 WNT.

Próby śmigłowców rolniczych w Instytucie Lotnictwa (c.d.)

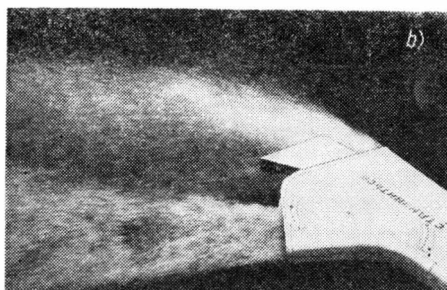
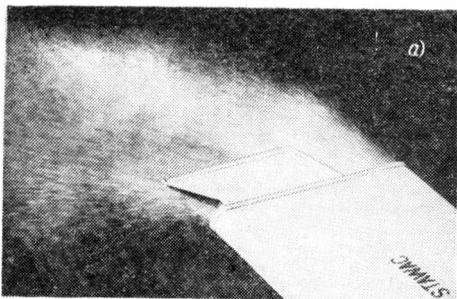
Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

Próby zmodyfikowanych tuneli wysypowych (1972)

W Instytucie Lotnictwa dokonano modyfikacji tuneli wysypowych w urządzeniach do rozrzucania chemikaliów sypkich (proszków i granulatów) w celu poprawienia poprzecznego rozkładu w obrabianym pasmie. Rozkład

ten w urządzeniu seryjnym wykazywał tendencję do dwupasmowości z „dołkiem” w środku profilu rozkładu, szczególnie przy rozsypywaniu ze zbyt małej wysokości nawozów granulowanych.

Przez zmianę ukształtowania wylotów tuneli i zastosowanie wewnętrznych kierownic udało się konstruktorowi inż. B. Staszewskiemu rozdzielić strumień chemikaliów przepływających przez każdy z obu tuneli na



Rys. 5. Wysyp nawozu granulowanego z tunelu niezmodyfikowanego (a) i z tunelu z modyfikacji (b); widoczne rozdwojenie strugi na wozu. Fot. W. Garbarczyk (a) i J. Piontek (b)

Pomiary drgań aparatury agro (1972)

W celu określenia dopuszczalnego okresu pracy (tzw. resursu) elementów konstrukcji statku powietrznego są one poddawane długotrwałym próbom zmęczeniowym na ziemi, w których odtwarzane są widma obciążeń zachodzących w locie. W celu zarejestrowania tych widm statek powietrzny przechodzi specjalne próby w locie.

Obraz obciążeń istniejących na konstrukcji aparatury rolniczej śmigłowca Mi-2 zdjęto w serii lotów wykonanych wiosną 1972 r. Szczególną uwagę poświęcono zagadnieniu drgań zbiorników, rur opryskujących, pomp i dozowników. Na elementach tych zostały zamocowane czujniki drgań, których sygnały były zapisywane przez pokładową aparaturę rejestracyjną. Jednocześnie zapisywano drga-

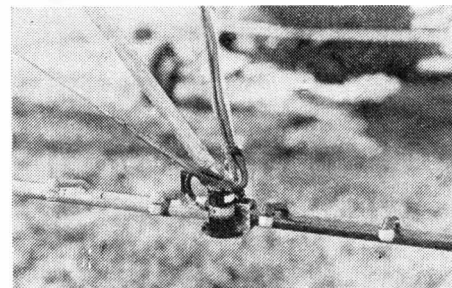
nia w dziesięciu punktach pomiarowych. Pomiary powtarzano dla dwu mas śmigłowca: z pełnym obciążeniem w zbiornikach i bez ładunku. Pomiary objęły wszystkie fazy lotu typowe dla operacji agrotechnicznej, tj. w locie poziomym z prędkościami boczny-
mi 40÷60 km/h, przy prędkości przelotowej 140 km/h, w zakrętach oraz w czasie startów i lądowań.

Zgodnie z oczekiwaniami stwierdzono, że podstawową częstotliwością drgań elementów aparatury agro jest 12,5 Hz, czyli częstotliwość wymuszona obrotem łopaty. Nie zarejestrowano przypadków rezonansów w całym użytkowym zakresie prędkości.

Zdaniem pilotów doświadczalnych odczuwane wewnątrz kabiny drgania wersji rolniczej nie różniły się właściwie od drgań wersji podstawowej.

dwie wyraźnie rozdzielone strugi. Przyczyniło to się do wyrównania profilu rozkładu poprzecznego. Miało to miejsce szczególnie przy lotach wykonywanych na wysokości 20÷30 m.

Próby zmodyfikowanych tuneli wysypowych przeprowadzono na śmigłowcu Mi-2 SP-PSC na terenie poligonu badawczego w Gryzlinach koło Olsztynka. Z zespołem IL współpracowała grupa specjalistów Wyższej Szkoły Rolniczej w Olsztynie, dokonująca pomiarów naziemnych.



Rys. 6. Czujnik drgań zamocowany na węźle aparatury agro Mi-2. Fot. W. Garbarczyk

Z punktu widzenia techniki pomiarowej próby drgań aparatury były przedsięwzięciem bardzo prostym, które wzbogacono pomiarami drgań, jakim w locie rolniczym poddawany jest sam pilot.

Badania drgań ciała pilota w Mi-2 wersji rolniczej (1972)

Badania drgań, jakim poddawane są w czasie pilotowania śmigłowca rolniczego różne części ciała pilota (nadgarstek, łokieć, bark, głowa i pośladki), zostały podjęte jako „produkt uboczny” obszernego programu po-

miarów drgań aparatury agrolotniczej na Mi-2. Wykorzystano w ten sposób pewne rejestracyjne rezerwy (wolne kanały) w oscylograficznej aparaturze pomiarowo-rejestracyjnej śmigłowca uzbrojonego do opisywanych prób.

Drgania zapisywane były tylko w kierunku osi z, tj. pionowym. Uzyskane wyniki miały posłużyć jako materiał do opracowania w przyszłości norm komfortu, wymagań fizjologiczno-higienicznych, jak również do celów porównawczych Mi-2 z innymi śmigłowcami rolniczymi.

Do prób użyto służącego celom doświadczalnym egzemplarza Mi-2 SP-

Rys. 7. Czujnik drgań zamocowany na głowie pilota doświadczalnego w czasie badań drgań ciała przy zabiegach rolniczych. Fot. W. Garbarczyk

-PSC z aparaturą opryskującą. Obciążano go w wariantcie *lekkim* do masy 3100 kg, a w wariantcie *ciężkim* do maksymalnie dopuszczalnej masy 3550 kg.

W wyniku lotów obejmujących wszystkie możliwe manewry i ewolucje towarzyszące pracom rolniczym stwierdzono, że ciało pilota jest poddawane drganiom o dominującej częstotliwości 12,5 Hz (tj. trzeciej harmonicznej obrotów wirnika), których źródłem są łopaty nośne. W pewnych sytuacjach lotnych na drgania te nakładały się krótkotrwałe drgania o częstotliwości wyższej lub niższej.

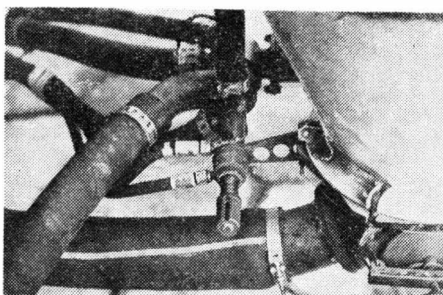
Najmniej obciążoną drganiami częścią ciała pilota okazał się łokieć.



Próby regulatora ciśnienia (1972)

Zgodnie z życzeniem głównego odbiorcy śmigłowców rolniczych Mi-2 do aparatury opryskującej wprowadzono regulator ciśnienia, który pozwalał na dowolne zmniejszenie ciśnienia w instalacji od wartości maks. równej ok. 4,7 at do minimalnej poniżej 1,0 at.

Celem prób podjętych u schyłku 1972 r. było zbadanie wpływu, jaki zdławienie ciśnienia regulatorem wywrze na funkcjonalne charakterystyki aparatury opryskującej, a przede wszystkim na wydatki, ciśnienia, czasy włączania aparatury i czasy odcinania wpływu. Badano także wpływ regulacji ciśnienia na naziemne charakterystyki agrotechniczne



Rys. 8. Regulator ciśnienia w aparaturze opryskującej Mi-2. Fot. J. Piontek

Próby prowadzono przy zmiennych, różnych parametrach: prędkości lotu, napełniania zbiorników, liczby dysz rozpryskujących itp. Pomiary w locie

poprzedzone zostały rejestracją charakterystyk na ziemi.

Wyniki prób wykazały, że istnieje duża zgodność między danymi pomierzonymi w locie i na ziemi, dzięki czemu w przyszłości można było zredukować kosztowne pomiary w powietrzu.

Nie udało się zrealizować badania związków ciśnienia w instalacji opryskującej z naziemnymi charakterystykami rozkładu chemikaliów w obrabianym pasmie. W całej rozciągłości zanotowano natomiast wpływ regulacji na czasy odcinania i uruchamiania aparatury; czas odcinania bardzo się skracał przy zmniejszonym ciśnieniu, czas uruchamiania wydłużał.

c.d.n.

NIEMIECKA GWARA LOTNICZA

(Uwaga: w nawiasach podano orientacyjne dosłowne tłumaczenie)

- 1 — przeganiać
- 2 — przymusowo skakać ze spadochronem („dać nura”, „drapnąć”, „zwiąć”)
- 3 — rozlecieć się w powietrzu („rozmontować się”)
- 4 — tracić wysokość („spijać napsiać”)
- 5 — niezamierzenie ślizgać się na skrzydło, rozbić się („nasmarować”)
- 6 — zdławić silnik („udusić”, „zadusić”)
- 7 — weteran lotnictwa („stary orzeł”)
- 8 — lot z dużą prędkością („małpia jazda”)
- 9 — lotnictwo rozpoznawcze („oko dowódcy”)
- 10 — wyróżnić przy lądowaniu, wyłączyć silnik („wygodzić”)
- 11 — skakać ze spadochronem („wysiadać”)
- 12 — lądowanie na kadłub („lądowanie na brzuchu”)
- 13 — iluminator („oko byka”)
- 14 — lądowanie z kapotażem („damskie lądowanie”)
- 15 — pogoda nielotna („pogoda g...na”)
- 16 — przepadać („zapadać się”, „tonąć”, „wysypywać do worka”)
- 17 — przejście na drugi krąg („runda honorowa”)
- 18 — bomby („jajka”)
- 19 — bombardować („znosić jajka”)
- 20 — odbyć lot zapoznawczy („wyhuścić”)
- 21 — pilot, lotnik („Emil”)
- 22 — nie latający żołnierz lotnictwa („świnia naziemna”)
- 23 — „kanigur” przy lądowaniu („winda”)
- 24 — lądowanie z przepadaniem („lądowanie windą”)
- 25 — „czucie” pilota
- 26 — pogoda nielotna („pogoda lotnicza”, „p. lotników”)
- 27 — nos samolotu („morda samolotu”)
- 28 — obserwator, nawigator prowadzący orientację wizualną („Franciszek”)
- 29 — mapa dla nawigacji wizualnej
- 30 — dziennik łączności radiowej („radiowy brulion handlowy”)
- 31 — wodnosamolot („ślizgacz”)
- 32 — szczęśliwego lądowania
- 33 — lądowanie łagodne („lądowanie dla babci”)
- 34 — iluminator, wzornik („otwór do patrzenia”)
- 35 — życzenie przed lotem („skreć kark i złam nogę”)
- 36 — początkujący, bez doświadczenia („zajęca”)
- 37 — bombardowanie dywanowe („zrzut na kupę”)
- 38 — 1. lekki samolot, 2. szturmowiec („skaczący po krzakach”)
- 39 — lot koszący („skakanie po krzakach”)
- 40 — lądowisko wojskowe („krowia łąka dla lotników”)
- 41 — mechanik pokładowy, inżynier p. („palacz”)
- 42 — schron („piwnica bohaterów”)
- 43 — zaleść po niebie, uganiać po niebie
- 44 — „pchła powietrzna” („wesz powietrzna”)
- 45 — lądować na „brzuch”, rozbić samolot przy lądowaniu („nasmarować”)
- 46 — doświadczony pilot („stary jelen”)
- 47 — wykonać próbę silnika („prze-gonić”)
- 48 — rozpoznanie lotnicze („oczy z wysoka”)
- 49 — samolot zamykający sztyk bojowy („drewniane oko”)

DEUTSCHE FLIEGERSPRACHE

- 1 — abhängen
- 2 — abhauen
- 3 — abmontieren
- 4 — absaufen
- 5 — abschmieren
- 6 — abwürgen
- 7 — der alter Adler
- 8 — die Affenfahrt
- 9 — das Auge der Führung
- 10 — aushungern
- 11 — aussteigen
- 12 — die Bauchlandung
- 13 — das Bullauge
- 14 — die Damenlandung
- 15 — das Dreckwetter
- 16 — durchsacken
- 17 — die Ehrenrunde
- 18 — die Eier
- 19 — die Eier legen
- 20 — einschaukeln
- 21 — (der) Emil
- 22 — das Erdschwein
- 23 — der Fahrstuhl
- 24 — die Fahrstuhlhandlung
- 25 — das fliegerisches Gefühl
- 26 — das Fliegerwetter, das Flugwetter
- 27 — die Flugzeugschnauze
- 28 — (der) Franz
- 29 — die Franzkarte
- 30 — die Funkkladde
- 31 — das Gleitboot
- 32 — „Glück ab”
- 33 — die Grossmutterlandung
- 34 — das Guckloch
- 35 — „Hals- und Beinbruch”
- 36 — das Häschen
- 37 — der Haufenwurf
- 38 — der Heckenspringer
- 39 — die Heckenspringerei
- 40 — die Heersflieger-Kuhwiese
- 41 — der Heizer
- 42 — der Heldenkeller
- 43 — den Himmel herumtoben
- 44 — die Himmelslaus
- 45 — hinrotzen
- 46 — der alter Hirsch
- 47 — hochjagen
- 48 — die Höhenaugen
- 49 — das Holzauge
- 50 — der Indianer
- 51 — der Kaczmarek, der Katschmarek
- 52 — der Kettenhaund
- 53 — die Kiste
- 54 — die Klamotte
- 55 — das Klebeflugzeug
- 56 — das Kleinholzmachen
- 57 — der Knisterfritz
- 58 — die Knofe
- 59 — die Kombi
- 60 — das Kombi-Luftfahrzeug
- 61 — der Kugelfänger
- 62 — der Kutscher
- 63 — die Latte
- 64 — die dicke Luft
- 65 — der öliger Max
- 66 — der Mehrmot-Flugschüler
- 67 — die Milchsuppe
- 68 — der Mistbomber
- 69 — der Möbelwagen
- 70 — die Mühle
- 71 — der Olle
- 72 — an den Propeller hängen
- 73 — die Pulle 'rausnehmen
- 74 — die Pulle 'reinschieben
- 75 — das Radieschen
- 76 — rassig
- 77 — das Ringelpietz
- 78 — der Rottenhund
- 79 — der Salonbruch
- 80 — der Salonpilot
- 81 — das Schaukeln
- 82 — der Schaumschläger
- 83 — das Schiff
- 84 — der Schirm
- 85 — schmieren
- 86 — der Schmiermax
- 87 — die Schnauze
- 88 — das Schönwetterflugzeug
- 89 — der Schwanzbeschwerer
- 90 — der Schweinsrücken
- 91 — der Sprit
- 92 — der Spritzer
- 93 — die Stinkbombe
- 94 — der Superwal
- 95 — die Trockenausbildung
- 96 — sich verfransen
- 97 — die Waschküche
- 98 — der Wasserbomber
- 99 — der Wettermacher
- 100 — der Wetterfrosch
- 101 — die Wurst
- 102 — der Zeremonienmeister

K.D.

K.D.

WCT/56/K/76

B. POWER-WATERS: Safety Last. New York 1972. The Dial Press. S. 270, cena 7.95 dol.

Książka, której tytuł stanowi odwrócenie popularnego hasła linii lotniczych SAFETY FIRST (*Bezpieczeństwo przede wszystkim*) oskarża linie lotnicze o niebezpieczne praktyki dokonywane w celu podniesienia ekonomii bądź utrzymania punktualności lotów.

Autorem jest pilot linii lotniczych o dwudziestoletnim doświadczeniu zawodowym, znający temat z własnego doświadczenia i przedstawiający go ze swego punktu widzenia. Rozdziały książki omawiają różne przyczyny wypadków lotniczych, ale konkluzje dotyczące niektórych przytoczonych przykładów wydają się dyskusyjne.

Niewątpliwie w dziedzinie bezpieczeństwa lotów samolotów pasażerskich jest jeszcze wiele do zrobienia, dlatego książka B. Power-Watersa — postulująca poprawę wyposażenia samolotów i lotnisk, usprawnienie obsługi technicznej i pewne zmiany w organizacji lotów i przepisach — jest cenną pozycją publicystyczną.

A.K.

K. CHORZEWSKI: Z dawnych lotów. Warszawa 1975. Wyd. MON. S. 229, cena 20 zł

Książka Kazimierza Chorzewskiego, pilota-oblatywacza słynnych samolotów RWD, jest jego wspomnieniami lotniczymi, w których sięga pamięcią od 1923 roku do wybuchu wojny.

Dobrze, że Chorzewski — dziś senior lotnictwa — napisał tę książkę, bo przypomina czasy, gdy w lotnictwie ... *wszyscy bez wyjątku, od chłopca praktykanta do majstra i szefa montażu, byli opatrowani fantastycznym niemal entuzjazmem pracy przy pokonywaniu licznych trudności, na jakie natrafiali ...*

Czytelnik przeżywa wraz z autorem trudny i niebezpieczny zdobywanie sztuki latania przez ludzi śmiałych a mitujących przegodę i lotnictwo. Trapi się, czy pobity zostanie polski rekord szybowcowy długotrwałości lotu Szczepana Grzeszczyka z 1928 r.: 4 min i 13 s. Lęka się, czy Chorzewski potrafi wylądować na RWD-9 ze skrzydłem zamocowanym na kilku milimetrach sworzni, czy też na Fokkerze na sygnał ZZ, bez widoczności ziemi. Przeżywa tragiczną śmierć por. Kiewnarskiego przy próbie powietrza na samolocie Morane MS-35. Śmieje się z kawalerzystów, przewanych hej-hejami, konkurentów lotników szkolnych w Grudziądzu, w Wyższej Szkole Pilotażu.

Wielu z czytelników tych wspomnień przypomni sobie zdarzenia, w których — przed laty — sami brali udział. Inni — z zainteresowaniem przeczytają wzmianki o słynnych polskich lotnikach oraz konstruktorach samolotów i silników oraz dzieje rozwoju prototypów samolotów RWD. Wielu zacieka tryb szkolenia pilotów, historia sławnych polskich samolotów Challenge'owych i liczne lotnicze przygody Chorzewskiego.

A ci, którzy lat rodzenia się lotnictwa w Polsce pamiętać nie mogą, powinni książkę Chorzewskiego przeczytać jako

polską sagę bohaterskich ludzi lotnictwa, którzy ponad życie umiłowali zawód latania. Jeżeli potrafią ją kupić, gdyż nakład wynosi tylko 10 000 egzemplarzy.

W.Z.

J. KĘDZIERSKI: Z kabiny obserwatora. Warszawa 1975. Wyd. MON. S. 272, cena zł 20

Wspomnienia Kędzierskiego z lat 1926÷÷1939 doskonale oddają atmosferę polskiego lotnictwa w tym okresie. Napisane są żywo i interesująco. Przedstawiają przede wszystkim wydarzenia ze szkół lotniczych w Dęblinie i Grudziądzu oraz pułków lotniczych w Krakowie, Lwowie i Wilnie. Nie brak również ciekawych opisów z działalności naszego lotnictwa sportowego i szybownictwa. Autor kreśli sylwetki wielu spośród naszych lotników. Na karty książki trafiły także krótkie obrazki z września 1939 r., walk w Francji w 1940 r., z Anglii oraz z czasów okupacji. Dużą zasługą autora jest przedstawienie osiągnięć gen. Zagórskiego i jego koncepcji rozwoju lotnictwa. Książka stanowi cenny przyczynek do dziejów naszego lotnictwa — przy dużych walorach beletrystycznych.

A.G.

Z. ZONIK: Rakiety nie osiągną celu. Seria: Żółty Tygrys. Warszawa 1975. Wyd. MON. S. 120, cena zł 5.—

Książeczka zawiera zarys dziejów podziemnej wytwórni „Dora” rakiet V-2 i pocisków V-1 w górach Harzu k/Nordhausen. Przedstawiona jest działalność sabotażowa więźniów politycznych, w tym licznych Polaków. Działalność ta poważnie zwiększyła liczbę niezdatnych do lotu V-1 i V-2. Jest ona mniej znana niż akcje wywiadowcze w Peenemiünde i na poligonie Pustków-Blizna. Jedyną obszerniejszą polską publikacją na ten temat jest książka A. Cabaly „Arsenał grobów” wydana w 1968 r.

A.G.

A. S. JAKOWLEW: Sowietskije samoloty. Moskwa 1975. Wyd. Nauka. Wyd. II. S. 312, cena 1 rb 78 kop. (zł 17,80)

Książka pokazuje dzieje rozwoju radzieckich konstrukcji lotniczych od zarania do chwili obecnej. Dzieje te zostały przedstawione na tle ogólnoswiatowego postępu techniki lotniczej. W poszczególnych rozdziałach książki przedstawiono następujące tematy: Rozwój budowy samolotów wojskowych i silników lotniczych rodzimej konstrukcji po I wojnie światowej. Lotnicze prace naukowo-badawcze (w szczególności dorobek CAGI). Radzieckie samoloty bojowe w latach II wojny światowej (II, Jak, Ła, MiG, Pe Tu) i porównanie ich z samolotami zagranicznymi. Rozwój radzieckich bojowych samolotów odrzutowych (Jak, MiG, II, Tu). Samoloty pasażerskie od AK-1 do Tu-144. Samoloty lekkie — od Po-2 do Jak-18. Samoloty doświadczalne i wodnosamoloty. Silniki lotnicze — Mikulina, Klimowa, Szwiecowa, Tumańskiego, Sołowiewa, Kuzniecowa, Lulki, Iwczenki, Łotariewa, Dobrynina i Czaromskiego. Radziecka szkoła konstruktorów samolotów: Tupolew (i jego współpracownicy: Archangielskij, Suchoj, Pet-

lakow i Mjasiszczew), Polikarpow, Iliuszyn, Ławoczkin, Mikojań, Antonow i Jakowlew.

Książkę ilustrują zdjęcia i rysunki samolotów w trzech rzutach oraz przekroje perspektywiczne. Korzystanie z książki ułatwiają indeksy nazw samolotów, nazw silników oraz nazwisk.

A.G.

S. M. ALEKSIEJEW i in.: Sredstwa spasiensa ekipaža samolota. Wyd. II. Moskwa 1975. Maszynostrojenie. S. 432, ilustr. 228, poz. bibliogr. 141

Książka jest poświęcona głównie zagadnieniom projektowania i obliczania foteli katapultowanych, spadochronów, ponadto projektowania skafandrow, aparatury tlenowej i innych indywidualnych środków ratowniczych dla personelu lotniczego. Zawiera obszerny przegląd rozwiązań stosowanych w konstrukcjach różnych firm, podaje metody obliczeń toru lotu, przyspieszeń i innych elementów lotu foteli katapultowych oraz ich stabilizacji.

Wielu miejsc autorzy poświęcili obliczeniom spadochronu, mechanice napełniania się czasy, określeniu prędkości krytycznej i zależności tej prędkości od własności tkaniny i geometrii czasy. Osobny rozdział omawia ruch fotela katapultowego i zagadnienia balistyczne związane z jego wystrzeleniem.

Omawiany materiał zawiera wiele danych liczbowych, dlatego jest wyjątkowo cenną pozycją literatury na ten temat.

Książka może być przydatna dla pracowników biur konstrukcyjnych przemysłu lotniczego oraz specjalistów wojskowych, studentów specjalności lotniczych wyższych uczelni wojskowych i cywilnych.

A.K.

I. E. BONDARCZUK, W. I. CHARIN: Awiacjonnoje i radioelektronnoje oborudowanie samolota An-24. Moskwa 1975. Wyd. Transport. S. 280, rys. 129, cena 1,11 rb (11,10 zł)

W książce opisano budowę, zasadę działania i elementy eksploatacji pilotażowo-nawigacyjnego i radioelektronicznego wyposażenia samolotu An-24. Omawiane zagadnienia zgrupowano w trzech rozdziałach.

W rozdziale I, poświęconym wyposażeniu elektrycznemu, omawia się pokładową sieć elektryczną (prądu stałego i zmiennego), źródła zasilania, instalacje rozruchu i sterowania silników, systemy oświetlenia, sygnalizacji, ogrzewania oraz układ przeciwołodziennicy.

W rozdziale II omawia się wyposażenie radiowe i radiolokacyjne.

Rozdział III poświęcono przyrządom pokładowym: pilotażowo-nawigacyjnym, kontroli silnika i instalacji oraz autopilotowi.

Książka jest przeznaczona dla personelu latającego i technicznego, użytkującego samolot An-24, a nadto — ze względu na kompletne opisy typowego dla danej kategorii samolotów sprzętu wyposażeniowego i bogaty materiał ilustracyjny — może być przydatna dla studentów specjalizacji wyposażenia lotniczego cywilnych i wojskowych uczelni.

J.M.

Szybowcowe przyrządy pokładowe • Część I

Mgr inż. EDWARD BABIASZ
Instytut Lotnictwa — Warszawa

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

Przyrządy pokładowe stanowią *interface* między pilotem a statkiem latającym. Szybowcowe przyrządy mają swą wyraźną specyfikę. W artykule prezentujemy poglądy na ten temat inżyniera — konstruktora wyposażenia lotniczego.

Przepisy stanowią, że szybowiec powinien być wyposażony w busole magnetyczną, prędkościomierz i wysokościomierz. Regulaminy zawodów wymagają ponadto posiadania sprawnej radiostacji i barografu. Są piloci, którym ten zestaw — poparty dobrym wariometrem energii całkowitej — w zupełności wystarcza. Ale ci należą do wyjątków.

Chcąc w pełni wykorzystać możliwości szybowca oraz istniejące warunki termiczne pilot powinien uzyskać niezbędne ku temu informacje. Zabudowane na pokładzie przyrządy powinny informować, odpowiadać optymalne rozwiązania, ostrzegać, ułatwiać obliczenia, pozwalać na powiększenie czasu poświęcanego na obserwację otoczenia, zjawisk termicznych, zachowania się i położenia innych szybowców (konkurentów!).

Typowe zadanie szybowcowe

Dla określenia, jakie informacje interesują pilota w czasie lotu, jak również jakie warunki wynikające z regulaminu zawodów szybowcowych muszą być zachowane podczas przelotu, należy prześledzić przebieg typowej konkurencji, jaką jest przelot prędkościowy po trasie zamkniętej — trójkąta lub docelowo-powrotnej. W omówieniu pominięto zagadnienia dotyczące taktyki wyboru trasy: czy wybierać szlak kumulusów oddalony nieco, czy też trzymać się najkrótszej drogi. Pominięto także zasady lotu zespołowego: współpracy 2÷3 pilotów, wymiany za pośrednictwem radia informacji na temat napotkanych warunków termicznych.

Start do konkurencji poprzedza odprawa, na której piloci informowani są między innymi o położeniu punktów zwrotnych, podstawie chmur, prędkości i kierunku wiatru, czasie otwarcia i zamknięcia startu, zamknięcia punktów zwrotnych i mety. Informacje te są pomocne przy układaniu planu lotu, umożliwiają przybliżone obliczenie kursów.

Następnie szybowce w ustalonej kolejności holowane są na wysokość nie większą niż 600 m. Po wyholowaniu i wyczepieniu pilot z reguły zajmuje kolejne miejsce w pobliskim kominie termicznym. Nabiera wysokości ponad 1200÷1300 m i gdy uzna, że warunki są odpowiednie, zgłasza drogą radiową chęć startu. Nad wycieczoną linią startu szybowiec powinien przelecieć nie wyżej niż na wysokości 1000 m. Dla uniknięcia nieporozumień z komisją sędziowską konieczny jest dokładny wysokościomierz poprawnie wskazujący przy dużych prędkościach pionowych. Prędkości pionowe są znaczne, bo linię

startu piloci przekraczają z maksymalną prędkością, tak by zyskaną energię kinetyczną móc zamienić ponownie na wysokość. Tak więc poza wysokościomierzem duże znaczenie ma tu prędkościomierz dokładnie wskazujący prędkości bliskie maksymalnym dopuszczalnym dla szybowca. Po opuszczeniu linii startu szybowiec zdąży do upatrzonej strefy noszeń, rozpoczynając przelot np. po trójkącie.

Przelot na dwóch bokach tego trójkąta składa się z cyklicznych przeskoków między noszeniami oraz nabierania wysokości w obszarach noszeń termicznych. Podczas przeskoku najistotniejsza jest znajomość optymalnej prędkości przeskoku i bieżącej prędkości szybowca. Ta optymalna prędkość zależna jest od przewidywanych średnich wznoszeń w najbliższym kominie, prędkości mas powietrza, przyjętej techniki lotu, własności szybowca określonych biegunową prędkości szybowca. Przewidywane średnie wznoszenia oceniane są na podstawie warunków w poprzednich kominach oraz doświadczenia pilota. Gdy średnie wznoszenia w kominach nie przekraczają 3÷4 m/s, stosowana jest technika McCready'ego, polegająca na zdobywaniu wysokości krążeniem w kominie, a potem przeskoku do następnego kominu z prędkością dającą najkrótszy czas przelotu.

Prędkość przeskoku obliczana jest z zależności na prędkość przelotową szybowca:

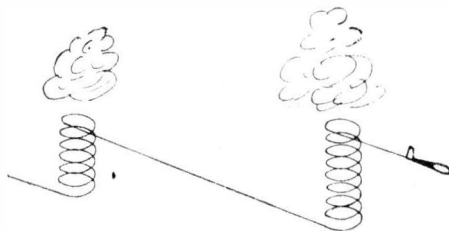
$$V_p = \frac{V_s w_w}{w_d + w_{ow} + w_w} \quad (1)$$

gdzie: V_s — prędkość przeskoku, V_p — prędkość przelotowa, w_w — spodziewane średnie wznoszenie, w_{ow} — opadanie własne szybowca zależne od prędkości V_s zgodnie z biegunową prędkością, w_d — duszenie międzykominowe.

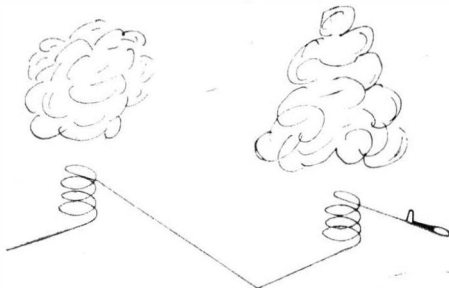
Można ją wyznaczyć graficznie jak na rys. 1. Odcięta punktu styczności biegunowej prędkości i prostej poprowadzonej z punktu $(w_d + w_w)$ na osi rzędnych wyznacza prędkość przeskoku, która pozwala na uzyskanie największej prędkości przelotowej (stosunek V_p/V_s jest wówczas maksymalny).

W lepszych warunkach termicznych stosowany jest tzw. styl delfinowy [5, 6] wykorzystujący własności dynamiczne szybowca. Lot odbywa się z innymi prędkościami niż podczas stosowania techniki McCready'ego. Wylczenia prędkości dla stylu delfinowego oparte są na założeniu równości strat i zysków wysokości podczas lotu, podzieleniu trasy na określone odcinki wznoszenia i opadania oraz przyjęciu danej funkcji rozkładu prędkości pionowych powietrza na trasie lotu.

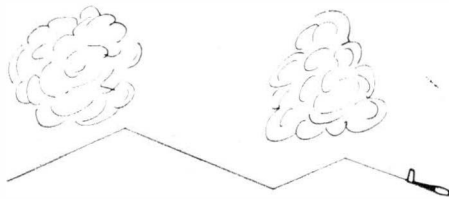
Poza wybraniem właściwej prędkości należy ustalić właściwy kierunek lotu umożliwiający trafienie na punkt zwrotny lub metę. Na wybór kierunku lotu poza względami nawii-



Technika McCready'ego



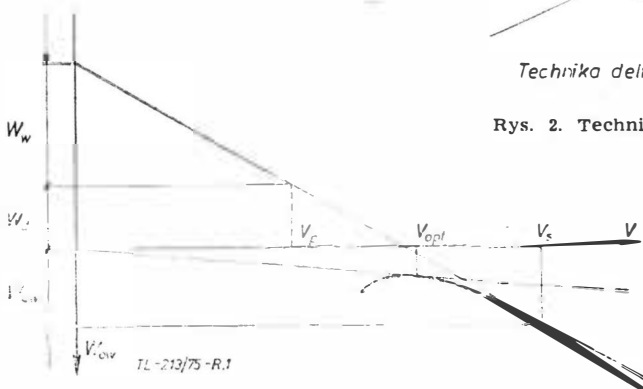
Technika mieszana



Technika delfinowa

TL-213/75-R2

Rys. 2. Techniki przelotu



Rys. 1. Sposób graficznego wyznaczania prędkości przeskoku V_s i prędkości optymalnej V_{opt} (prędkości największego zasięgu)

gacyjnymi mają także wpływ warunki termiczne występujące na trasie przelotu.

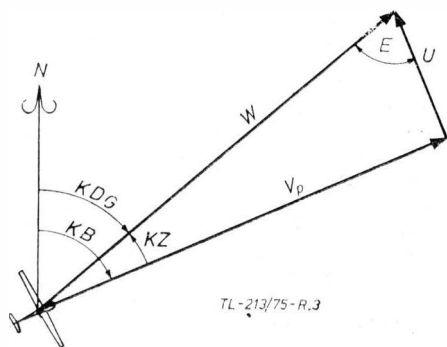
Nawigacyjny kierunek lotu wyznaczany jest z trójkąta prędkości. Kurs busoli KB jest różnicą kursu geograficznego KDG i kąta znoszenia KZ :

$$KB = KDG - KZ \quad (2)$$

(pomijając zagadnienia deklinacji i dewiacji), KDG wyznacza się na podstawie mapy, KZ z zależności:

$$\frac{U}{\sin KZ} = \frac{V_p}{\sin E} = \frac{W}{\sin (KZ + E)} \quad (3)$$

gdzie: U — prędkość wiatru np. z komunikatu meteo, V_p — prędkość przelotowa, ta sama co w obliczeniach prędkości przeskoku, W — rzeczywista prędkość przelotowa (można ją wyliczyć z przebytej drogi i czasu), E — kąt wiatru — kąt między geograficznym kursem drogi a kierunkiem wiatru (z komunikatu meteo).



Rys. 3. Trójkąt prędkości

Obliczenia kursu busoli prowadzone są z reguły przed startem dla kilku założonych prędkości przelotowych; podczas lotu obliczenia są korygowane przy zaobserwowaniu niezgodności między danymi z komunikatu a warunkami rzeczywistymi.

Pozycję szybowca określa się na podstawie obserwacji terenu i porównania z mapą. Prowadzona jest także prosta nawigacja zliczeniowa. Najważniejsze jednak dla startujących jest rozeznanie, gdzie są obszary wznoszeń najbliższych trasie przelotu.

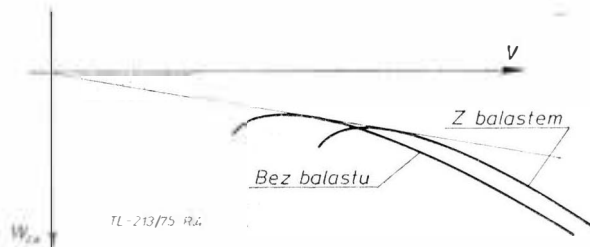
Przy locie zespołowym (np. ławą) możliwa jest penetracja dość znacznego obszaru, co ułatwia znalezienie najkorzystniejszych wznoszeń i ich wycentrowanie. Poza znajomością meteorologii i doświadczeniem bardzo przydatnym do tego celu jest dobry wariometr wskazujący ruch pionowy mas otaczającego powietrza, co pomaga nie tylko w wyszukaniu noszeń, ale i informuje o napotykanym duszeniach, które należy przeskakiwać z większą prędkością.

Decyzję o tym, gdzie szukać następnego wznoszenia, z reguły podejmuje się jeszcze w poprzednim kominie. Podczas przeskoku w poszukiwaniu następnych noszeń pilot musi zwracać uwagę na posiadaną wysokość. Wysokość poniżej 500 m każde oglądać się za miejscem do lądowania.

Po wyszukaniu noszenia interesuje pilota, gdzie jest jego środek, jak jest ono rozległe, jakie panują w nim prędkości pionowe. W kominie wy-

stępują typowe problemy pilotażowe: wykonywane zakręty powinny być prawidłowe, bez ślizgów bocznych. Dobór prędkości zależy jest od uzyskiwanej prędkości pionowej szybowca dla przyjętego promienia zakrętu i ciężaru szybowca. Z reguły znalezione wznoszenie wykorzystywane jest do maksymalnej swej wysokości.

Dla lotów na wysokości ponad 4000 m potrzebny jest tlen i wówczas niezbędne są dane o prawidłowości wydatku tlenu i na jak długo wystarczy posiadany zapas. Natomiast przy



Rys. 4. Biegunowe prędkości w zależności od obciążenia szybowca

wejściu w chmury konieczna jest informacja o względnym położeniu szybowca — czyli sztuczny horyzont.

Po wyczerpaniu możliwości znalezionego wznoszenia znów następuje przeskok i cyklicznie powtarza się wyżej opisany schemat: przeskok ze stratą wysokości — nabieranie wysokości; jest tak aż do pierwszego punktu zwrotnego, który należy zidentyfikować i sfotografować wraz z końcówką własnego skrzydła. Wysokość zameldowania się na punkcie zwrotnym, podobnie jak wysokość startu, nie może przekraczać 1000 m.

Schemat przeskoku — nabieranie wysokości powtarza się znów, aż do końcowego odcinka trasy, tzw. dolutu. Przygotowując się do dolutu należy ocenić średnie prędkości wznoszeń na trasie dolutu (na podstawie średnich wznoszeń z poprzednich odcinków trasy), znać zależność między wysokością a zasięgiem, znać parametry wiatru oraz odległość do celu. Zasięg opisany jest wzorem:

$$Z = \frac{H}{w_o} (V_s \pm V_{ws}) \quad (4)$$

gdzie: Z — zasięg, H — wysokość, V_s — prędkość szybowca, V_{ws} — składowa prędkość wiatru na kierunek lotu, w_o — prędkość opadania szybowca ($w_w + w_d$).

Wybór prędkości dolutu odbywa się podobnie jak przy prędkości przeskoku, przy czym jednak średnia prędkość wznoszeń (w_w) oceniana jest na podstawie dłuższego okresu czasu (około 20 min). Podczas dolutu poza utrzymaniem właściwej prędkości, kierunku i położenia, pilota nadają interesuje pionowa prędkość powietrza oraz to, czy nie brakuje mu wysokości dla bieżącej odległości od celu.

Największy zasięg uzyskuje się lotem z prędkością optymalną — odcięta punktu styczności biegunowej prędkości i prostej poprowadzonej z początku układu (rys. 1). Przed wylądowaniem należy pozbyć się posiadanego balastu wodnego. Balast zwiększa ciężar szybowca (obciążenie

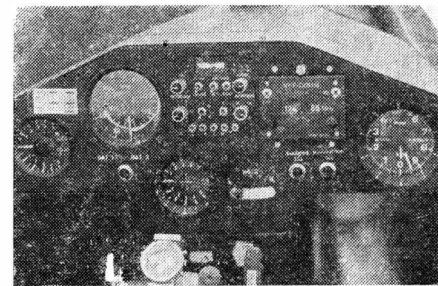
płata), co powoduje przesunięcie biegunowej prędkości stycznie do wspomnianej prostej poprowadzonej z początku układu (rys. 4). Pozwala to na szybszy przelot z mniejszą stratą wysokości, gdy nie ma kłopotów z wyszukaniem wznoszeń. W sytuacjach kryzysowych, gdy wykorzystywane są najmniejsze wznoszenia, balast staje się niepożądany. Jak balastować, kiedy się balastu pozbyć, jak wybierać prędkości przy posiadanej ilości balastu, ile go jeszcze jest — to jeszcze kilka przydatnych pilotowi informacji.

Ponadto należy znać stan instalacji elektrycznej, położenie elementów ruchomych płatowca (hamulce, podwozie), czas.

Pilot kończy konkurencję w chwili przelotu nad linią mety. Gdy nie dotrze do mety — lądując na lotnisku przygodnym — zalicza mu się uzyskaną odległość. Po wylądowaniu przekazuje się komisji sędziowskiej zapis wysokości lotu szybowca (harogramka) oraz film ze zdjęciami punktów zwrotnych.

Niezbędne informacje

Opisany wyżej uproszczony schemat przelotu prędkościowego jakkolwiek nie oddaje całej złożoności problemów z jakimi spotyka się pilot w czasie lotu, pozwala jednak na zorientowanie się, jakich informacji potrzebuje pilot i komisja sędziowska.



Rys. 5. Tablica przyrządowa szybowca startującego w mistrzostwach świata w Australii w 1974 r.; wariometr wielofunkcyjny BULSAC z sygnalizacją odchylenia od optymalnej prędkości przeskoku; wysokościomierz z ruchomym krążkiem ułatwiającym obliczenie średnich wznoszeń; radiostacja firmy DITTEL z RFN; prędkościomierz z barwnym oznakowaniem charakterystycznych zakresów; wariometr z krążkiem McCready'ego do wyliczania prędkości przeskoku, busola magnetyczna (u góry, ucięta); duży chylomierz; przymocowany prowizorycznie ręczny zegarek lotniczy Fot. A. Kmítek

Informacje te można podzielić na cztery grupy:

— informacje pilotażowe — prędkość, wysokość, położenie szybowca (pochylenie, przechylenie), ślizgi, zwisy, prędkość kątowna, prędkość pionowa szybowca, położenie elementów ruchomych (kłapy, hamulce, podwozie);

— informacje nawigacyjne — pozycja szybowca, kurs busoli, kierunek lotu, prędkość i kierunek wiatru, odległość od punktów charakterystycznych, odległość od trasy najkrótszego przelotu, prędkość przelotowa, czas;

— informacje taktyczne — rozmieszczenie noszeń i duszeń, prędkości pionowe mas powietrza, położenie centrum wznoszenia, średnie prędkości wznoszeń szybowca, prędkości pionowe szybowca, wysokość, prędkość przeskoku (dla przyjętej techniki, przewidywanych wznoszeń, posiadanego balastu, prędkości pionowej mas powietrza), stan balastu, prędkość i kierunek wiatru, zasięg szybowca z danej wysokości lub potrzebna wysokość dla uzyskania zadanej odległości (z uwzględnieniem wiatru i prędkości pionowych mas powietrza), prędkości szybowca w obszarach wznoszeń, informacje od partnerów lotu zespołowego lub trenerów, rejestracja wysokości i punktów zwrotnych, łączność z komisją sędziowską, czas, temperatura powietrza;

— informacje bezpieczeństwa — prędkości niebezpieczne (np. stawa — prędkości przeciągnięcia lub prędkość większa od dopuszczalnej), wysokości kryzysowe, wysokość wymagająca użycia tlenu, wydatek i zapas tlenu, stan instalacji elektrycznej, poprawna praca przyrządów i łączności radiowej, informacje ostrzegawcze przekazywane drogą radiową (burze, sytuacje kolizyjne), stan płatowca, położenie elementów ruchomych płatowca, ostrzeżenie o liniach napowietrznych, pozbycie się balastu przed lądowaniem, łączność z grupą ściągniętą szybowiec z lądowisk przygodnych, przyspieszenia pionowe.

Zestaw niemały, chociaż niektóre informacje zostały powtórzone kilkakrotnie. Nie wszystkie też wymagają specjalnych przyrządów, niektóre uzyskane są z tych samych źródeł, czy też za pośrednictwem łączności radiowej. Inne przyrządy są dopiero w sferze pomysłów i patentów. Część informacji pilot uzyskuje z obserwacji zachowania się płatowca (np. drgań kadłuba przy dużych i małych prędkościach), horyzontu (pochylenia i przechylenia szybowca), położenia elementów sterujących (położenie dźwigni podwozia, klap itp.). Jeszcze inne podpowiada mu zdobyte doświadczenie.

Przyrządy pokładowe

Pozostaje jednak duża grupa informacji, których pilot oczekuje od swych przyrządów.

Dla zawodnika najważniejsze są dane taktyczne, a wśród nich prędkość pionowa szybowca i prędkość pionowa mas powietrza — pierwsza przydatna podczas krążenia, druga podczas przeskoku. Obecnie powszechnie stosowane są wariometry energii całkowitej, wskazujące prędkość pionową szybowca z wyeliminowaniem wpływu zmian prędkości poziomych szybowca, powodujących pionowy ruch szybowca wynikający z zamiany energii kinetycznej w potencjalną i odwrotnie.

Przyrządy takie są produkowane przez wiele firm. Wykorzystano w nich najróżniejsze rozwiązania konstrukcyjne w układzie pomiaro-

wym i kompensacyjnym. Pracują one jako samodzielne lub wchodzące w skład urządzeń wielofunkcyjnych.

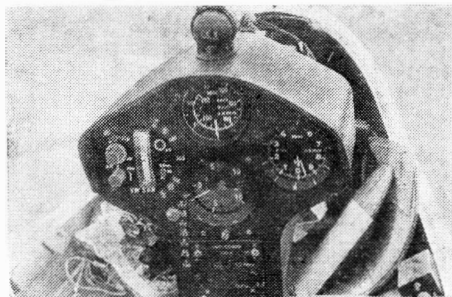
Produkowany w kraju kompensator wariometru energii całkowitej z gumową membraną, współpracujący z wariometrem skrzydłowym (nowość z końca lat pięćdziesiątych) jest obecnie rozwiązaniem przestarzałym i wymagającym szybkie zastąpienia.

Odejmując od wskazań wariometru energii całkowitej prędkość własnego opadania szybowca zgodnie z biegunową prędkości (w locie prostym) uzyskuje się wskazania prędkości pionowych ruchów mas powietrza — informację przydatną w wyszukiwaniu noszeń podczas przeskoku. Wariometry tego typu — tzw. nettowariometry — z reguły wchodzą w skład zintegrowanych urządzeń wielofunkcyjnych, wskazujących poza prędkością pionową szybowca lub mas powietrza, średnie prędkości wznoszeń szybowca z krótkich (1÷2 min) i długich (10÷20 min) okresów uśredniania, sygnalizujące dźwiękowo wznoszenie (sygnał ciągły o rosnącej częstotliwości) lub opadanie (sygnał przerywany z rosnącą częstotliwością przerw). Przyrządy te wskazują lub sygnalizują dźwiękowo (podobnie jak prędkości pionowe) odchylenie od zadanej prędkości przeskoku, ustalonej dla ustawionego średniego wznoszenia i posiadanego balastu (przeważnie z dwoma nastawami — bez balastu, z balastem).

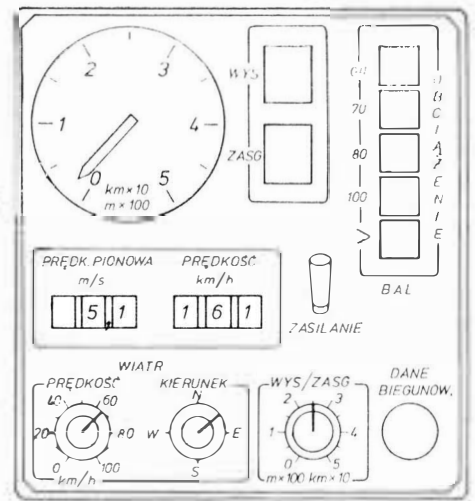
Przyrządy te są z reguły wielozakresowe, mają regulację natężenia dźwięku i zmienne tłumienie czułości wskazań. Najbardziej znane przyrządy tego typu to zachodniemiecki VW5KB (rys. 6), szwajcarski PIROL 17 i PIROL 1600LX, szwedzki BULSAC (rys. 5).

Uzupełnieniem i rezerwą wspomnianego wyżej urządzenia wariometrycznego jest zwykły wariometr skrzydełkowy z krążkiem McCready'ego lub krążkiem do techniki delfinowej: prędkościomierz i wysokościomierz. Firma WINTER z RFN produkuje wysokościomierze z ruchomym krążkiem pamięci (rys. 5 i 6) ułatwiającym pomiar średniej prędkości wznoszeń. Ustawiając na początku wznoszenia zero krążka naprzeciw wskazówki i włączając stoper, można obserwować przyrosty wysokości i wyliczać średnie prędkości wznoszeń szybowca.

Przyrządem typowym szybowcowym jest produkowany przez kilka firm



Rys. 6. Tablica innego z szybowców z mistrzostw świata z 1974 r.; wyposażenie podobne jak na rys. 5; zamiast wariometru BULSAC przelicznik wariometryczny VW-5KB; wygrawerowane na tablicy dane biegunowej prędkości; brak jakichkolwiek przyrządów wskazujących położenie szybowca (sztuczny horyzontu, zakrętomiernika, chyłomierza) Fot. A. Kmiotek



TL - 213/75 - R.7

Rys. 7. Przelicznik dolotu z finskiego szybowca PIK 20 startującego w Waikerie (napisy tłumaczone) z nastawami prędkości i kierunku wiatru oraz obciążenia szybowca (przyciskami) a także biegunowej prędkości; wybór (przyciskiem) pożądaną informacji (drugą się nastawia) — wysokości lub zasięgu; zwraca uwagę nietypowy, mały zakres wskazań (500 m wysokości, 50 km zasięgu); nie wiadomo, czy widoczne wartości prędkości pionowej i poziomej są nastawiane przy wprowadzaniu danych biegunowej, czy stanowią wartości zadane w obliczeniach; urządzenie pokazuje dane na bieżąco całkując prędkość lub opadanie szybowca

przelicznik dolotu (EAC300, MSAR 0204, DIGIGLIDE, nieznanego typu przyrząd zabudowany na szybowcu fińskim PIK 20 startującym na mistrzostwach świata w Australii — rys. 7). Przeliczniki dolotu wyliczają technikę analogową i pokazują wymaganą wysokość przy zadanym zasięgu szybowca z uwzględnieniem prędkości wiatru, średnich noszeń (dobór prędkości przelotu podobnie jak podczas przeskoku) i balastu. Lepsze rozwiązują także zagadnienie odwrotne — wyliczają zasięg przy zadanej wysokości.

Nie rozwiązano jeszcze praktycznie przyrządu wskazującego, gdzie są noszenia i jaka jest wartość tych noszeń. Pomysłów w dziedzinie wykrywaczy noszeń było wiele; próbowano, bez praktycznego powodzenia, mierzyć różnice temperatur lub różnice ciśnień na końcach skrzydeł. Ostatnio pewne nadzieje wiąże się z zdalnym pomiarem ładunków elektrycznych. Opatentowano już w kraju takie urządzenie (patent PRL 45807), a także zgłoszono następne (zgłoszenie P 170395T). Oba oparte są na wykorzystaniu materiałów promieniotwórczych jonizujących powietrze oraz czujników pomiarowych mierzących ładunek. Przyrost ładunku wywołany działaniem zewnętrznego pola elektrycznego wykazywany jest na wskaźniku. Zastosowanie wirującego poziomu źródła promieniowania oraz kilku czujników na obwodzie pozwala na ustalenie, w którym kierunku występuje poszukiwane noszenie.

Ubogo na pokładzie szybowca reprezentowane są przyrządy pilotażowe. Ograniczenie lotów bez wiadomości po wypadkach podczas mistrzostw świata w Jugosławii oraz wysoka cena, duży pobór mocy, znaczny ciężar i rozmiary dostępnych konstrukcji sprawiły, że rzadko który z pilotów korzysta ze sztucznego horyzontu

czy girobusoli (produkuje się już na świecie takie, o ciężarze około 2 kG). Jak widać na rys. 5 i 6 wysoko wychynowe szybowce nie posiadają nawet zakrętomierny.

Dużą popularność zyskała zwykła nitka naklejana na przedniej szybie w osi szybowca. Nitka układa się wzdłuż kierunku lotu szybowca wskazując ślizgi boczne. Poszukiwany jest też duży, samodzielny chyłomierz przedstawiony na rys. 5.

Z przyrządów nawigacyjnych największy kłopot sprawia busola. Girobusola — jak wspomniano wyżej — stosowana jest bardzo rzadko, z podobnych przyczyn (cena, ciężar, rozmiary, duży pobór mocy) nie zabudowuje się radiobusol. Tanie, lekkie i małe busole magnetyczne mają znaczne wady — błąd północny, pociąganie róży itd. Producenci starają się eliminować te wady przez zastoso-

wanie krótkiego czasu ustalania się wskazań i blokowanie róży busoli w krążeniu (w suchej busoli Cooka) lub przez przechylenie obudowy (w ciekawej busoli firmy BOHLI — rys. 9). Rozwiązanie trójkąta nawigacyjnego ułatwiają zwykle przeliczniki krążkowe typu suwakowego.

Łączność radiową umożliwiają radiostacje — specjalne dla szybowców, kilkukanalowe — jak AR7 produkowane przez firmę BECKER lub krajowe RS3 — albo uniwersalne, lotnicze radiostacje ultrakrótkofalowe.

Zdjęcia punktów zwrotnych wykonuje się z dwóch zabudowanych w kabinie aparatów fotograficznych. Najchętniej stosowane są proste aparaty małoobrazkowe (np. typu Smiena) z kasetą typu 126 systemu Instamatic. Przed startem wykonywane jest zdjęcie tablicy z datą, podczas lotu zdjęcia punktów zwrotnych z koń-

cówką lewego skrzydła (rys. 8). Rejestrację wysokości barograf, a nośnikiem informacji jest najczęściej okopcona folia aluminiowa. Zapis utrwalany jest zwykłym rozpylonym lakierem do włosów.

Na zamieszczonych zdjęciach kabin widać jeszcze zegarek zamontowany „własnym przemysłem”. Brak obecnie na rynku typowego zegara szybowcowego z co najmniej jednym stoperem.

Poza wspomnianymi wyżej przyrządami w kabinach szybowców spotyka się jeszcze przyspieszoniomierze, wskaźniki aparatury tlenowej, wskaźniki napięcia, ilości balastu, sztuczne horyzonty (często uzyskane z demobilu i dostosowane do zasilania napięciem stałym 12 V). Zwykle są to rezerwowe wskaźniki samolotowe o wymiarze ϕ 60.

Ocena wpływu spawania łukowego w osłonie argonu na własności mechaniczne blachy żaroodpornej EI435 typu nimonic

Empiryczna ocena wpływu spawania łukowego w osłonie argonu na własności mechaniczne stopu żarowytrzymałego EI435 (typu nimonic). Rozkład temperatur maksymalnych występujących wokół spoiny w procesie spawania oraz ich wpływ na wyniki prób wytrzymałościowych.

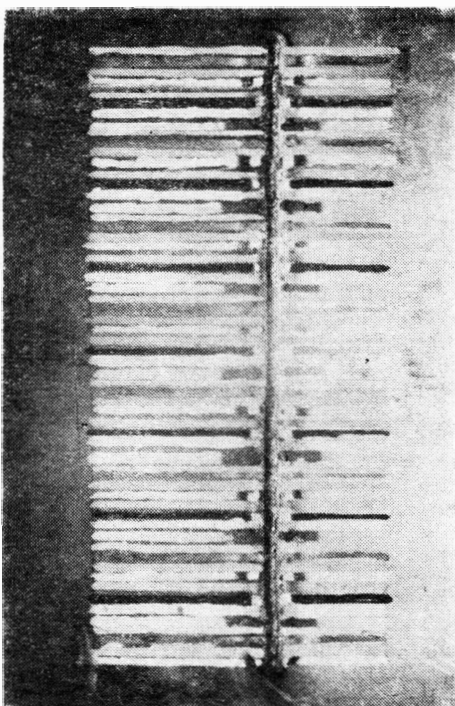
Stopy żaroodporne typu nimonic stosowane są wszędzie tam, gdzie wymagane są dobre własności mecha-

niczne materiału w temperaturach do 1300°K więcej, jak również wysoka odporność na korozję. Stop EI435 jest stopem chromowo-niklowym o zawartości 75% Ni, 20% Cr oraz 5% molibdenu i żelaza. Największym odbiorcą stopów tego typu jest przemysł lotniczy, gdzie wykonuje się z nich takie elementy silników odrzutowych, jak rury żarowe, łopatki turbin, rury reakcyjne czy dysze.

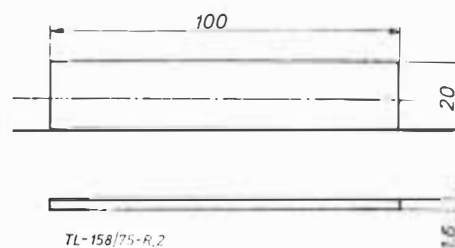
Do podstawowych metod łączenia metali, stosowanych w produkcji i remoncie, jest zgrzewanie oraz spawanie łukowe w osłonie argonu. W artykule przedstawiono rezultaty pracy eksperymentalnej mającej na celu wyznaczenie wpływu spawania łukowego w osłonie argonu na własności mechaniczne stopu EI435. Określono również rozkład temperatury na powierzchni blachy, występujący podczas jej spawania. Badania przeprowadzono przy użyciu zrywarki typu Instron.

Sposób przygotowania próbek

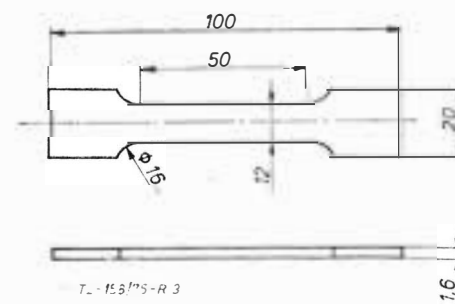
W celu oceny wpływu spawania łukowego w osłonie argonu na własności mechaniczne stopu wykonano szereg prób wytrzymałościowych na rozciąganie próbek z blachy EI435. Aby podczas przygotowania próbek blach EI435 ze spoiną stworzyć podobne wa-



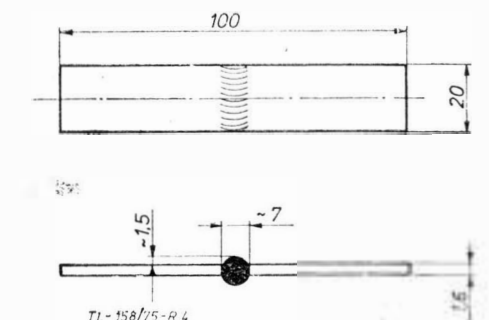
Rys. 1. Widok spoiny z naniesionymi termokolorami



Rys. 2. Próбка wycięta z blachy gilotyną



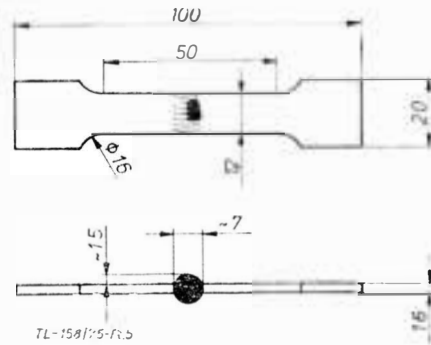
Rys. 3. Próбка wycięta z blachy gilotyną z frezowanym wcięciem



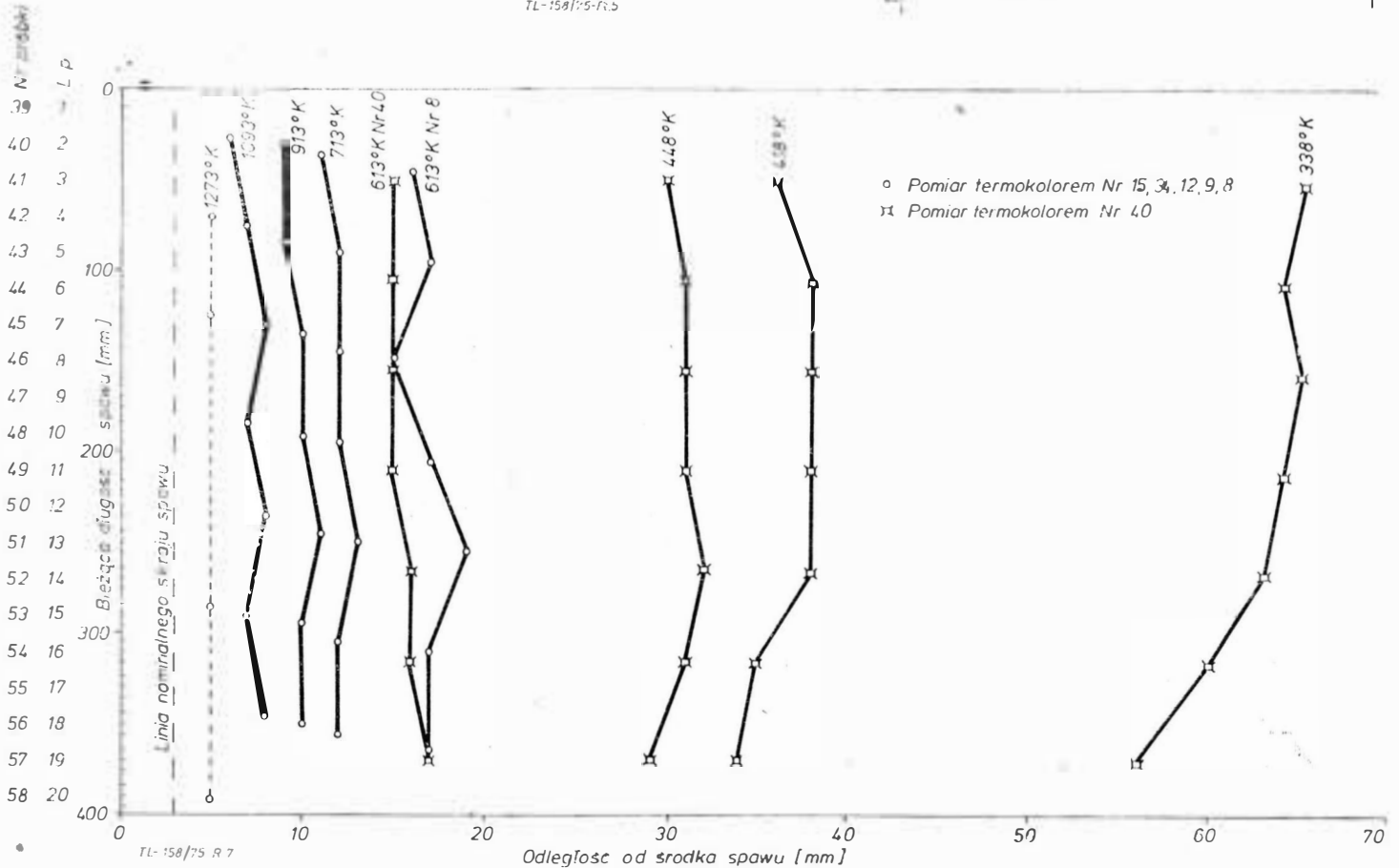
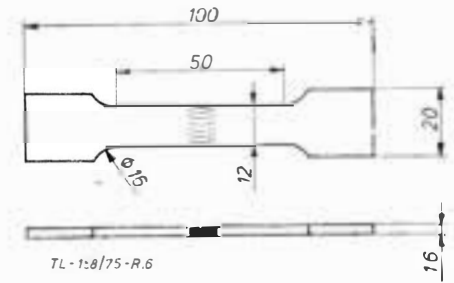
Rys. 4. Próбка spawana wycięta z blachy gilotyną po spawaniu

runki do warunków występujących podczas spawania np. rur żarowych (opór sąsiednich stref rury podczas stygnięcia spoin), próbki przygotowano wg następującej technologii. Na arkuszu blachy o grubości 1,5 mm i wymiarach 1200 × 800 wytrasowano w określonym układzie w pewnej odległości od siebie w dwu rzędach po 60 próbek. Następnie próbki przed spawaniem pokryto układem termokolorów. Celem tej czynności było wyzna-

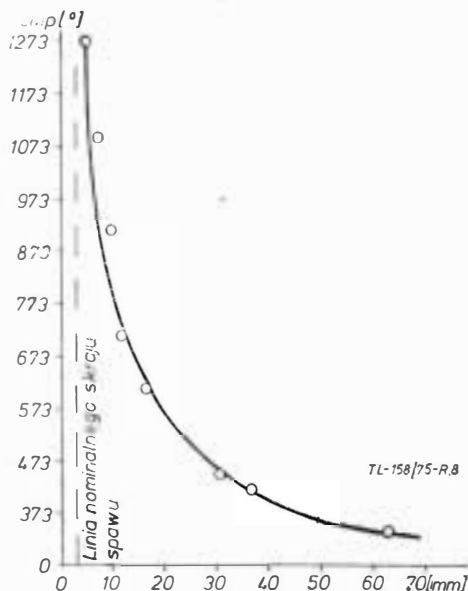
Rys. 5. Próbkę spawaną wyciętą z blachy gilotyną po spawaniu z frezowanym wcięciem



Rys. 6. Próbkę spawaną wyciętą z blachy gilotyną po spawaniu z frezowanym wcięciem, materiał nadspawany usunięty pilnikiem



Rys. 7. Schematyczny przebieg poziomic temperatury na powierzchni blachy



Rys. 8. Maksymalna temperatura blachy w funkcji średniej odległości od środka spawu

czenie rozkładu temperatur blachy przy spoinie, a tym samym określenie w jakich strefach temperaturowych najczęściej następuje przełom próbki. W tym celu użyto termokolorów firmy BASF (RFN) o następujących numerach fabrycznych i zakresach temperatur:

nr	barwa pierwotna	barwa przemiany
8	biała	brązowa (613°K)
9	zielona	biała (713°K)
12	żółta	jasnozielona (913°K)
15	zielona	brązowa (1273°K)
34	żółta	pomarańczowa (693°K) ceglasta (973°K) bązowa (1093°K)
40	czarna	szała (613°K) brązowa (448°K) kremowa (418°K) jasnożółta (338°K)

Na tak przygotowanej blasze przez środek jednego szeregu wytrasowa-

nych próbek wykonano spoinę łukową w osłonie argonu. Spoinę wraz z naniesionymi termokolorami przedstawia rys. 1. Tak wykonaną blachę pocięto następnie na gilotynie uzyskując próbki do badań. Stosowano próbki o różnych kształtach w celu wyboru kształtu najbardziej odpowiedniego do badań. Próbki nie były znormalizowane. Długość pomiarową przyjęto 50 mm i liczono ją odpowiednio od linii do linii zamocowania w szczękach. Wyniki pomiarów uzyskanych na tych próbkach można porównywać między sobą. Próbki wg rys. 2 i 4 wycinano tylko gilotyną. Nie są one odpowiednie, gdyż dają duże rozrzuty pomiarów. Powodem rozrzutów są pęknięcia i zgniecenia krawędzi ciętych gilotyną. Kryterium oceny wydłużenia stanowiło empirycznie odchylenie średnie S_0 (duże zwłaszcza

dla próbek spawanych — rys. 4). W celu zmniejszenia odchyłek zastosowano próbki wg rys. 3 i 5.

tego. Materiał spoiny w próbce przygotowanej wg rys. 6 (pozycje 20 ÷ 23) wykazał 0,686 porównawczej wytrzy-

Konfrontując te dane z ustalonymi wykresami temperatur maksymalnych występujących wokół spoin (rys. 7 i 8)

TABLICA $S_o^2 = \frac{1}{n-1} (x_i - \bar{x})^2$

Lp.	Nr próbki	Nr rysunku	R_m [kG mm ⁻²] wytrzymałość odniesiona do przekroju materiału		v [%] całkowite wydłużenie próbki w chwili zerwania (początku)	v [%] w stosunku do próbki wg rys. 36,3	m zł [%] trwałe wydłużenie w miejscu złomu próbki	n zł w stosunku do próbki na rys. 83,7	R_m/R_m w stosunku do próbki wg rys. R_m 76,27	R_m/R_m				v/v		m zł/m zł	
			macierzystego	spoiny						odniesione do materiału macierzystego		odniesione do materiału spoiny		\bar{x}	S_o	\bar{x}	S_o
										\bar{x}	S_o	\bar{x}	S_o				
1	1	2	75,1		45,2	1,245			0,985								
2	2	2	76,1		42,6	1,174			0,998	1,005	0,024			1,209	0,035		
3	3	2	78,1		43,8	1,207			1,032								
4	4	5	77,9		36,0	0,992	77,8	0,930	1,021								
5	5	3	76,6		36,4	1,003	90,97	1,087	1,004	1,000	0,024			1,000	0,008	1,000	0,080
6	6	3	74,3		36,6	1,008	82,32	0,984	0,974								
7	4	2	78,1		42,2	1,163			1,024								
8	15	2	78,8		41,0	1,129			1,033								
9	17	2	78,8		40,6	1,118			1,033	1,025	0,010			1,150	0,025		
10	32	2	76,9		42,6	1,174			1,008								
11	31	2	78,4		42,4	1,168			1,028								
12	39	4	76,6		25,6	0,705			1,004								
13	40	4	71,2		19,8	0,545			0,934	0,937	0,021			0,548	0,150		
14	51	4	73,4		21,6	0,595			0,962								
15	52	4	64,7		12,6	0,347			0,848								
16	41	5	77,7		26,4	0,727			1,019								
17	42	5	77,2		25,0	0,689			1,012	0,994	0,029			0,667	0,021		
18	45	5	72,8		20,8	0,573			0,955								
19	46	5	75,6		24,6	0,678			0,991								
20	43	6	61,0	52,3	11,8	0,326	45,49	0,543	0,800								
21	48	6	60,6	50,4	16,8	0,463	70,56	0,843	0,686								
22	49	6	63,1	59,1	16,4	0,452	74,15	0,886	0,795	0,805	0,015	0,686	0,064	0,444	0,086	0,006	0,181
23	50	6	61,0	47,6	19,4	0,534	79,73	0,953	0,661								
									0,827								
									0,775								
									0,800								
									0,624								

Wyniki prób wytrzymałościowych

Wyniki prób umieszczono w tabeli. Próbkę wg rys. 3 (pozycje 4 ÷ 6 w tabl.) przyjęto jako poziom odniesienia. Uzyskane dla niej parametry średnie są dalej nazwane porównawczymi. Są one równe całkowitemu wydłużeniu próbki w chwili rozerwania (trwałe + sprężyste):

$$\epsilon_v = 36,3\%$$

Trwałe wydłużenie po rozerwaniu próbki, w miejscu rozerwania uśrednione na szerokości próbki, mierzone na długości pierwotnej 1 mm:

$$\epsilon_{mzł} = 83,7\%$$

Wytrzymałość na rozciąganie $R_m = 76,27$ da N/mm².

Próbka wg rys. 2 (próbki nr 1 ÷ 3 w tabl.) miała skorygowane empiryczne odchylenie średnie wydłużenia $S_o = 0,035$, a próbka wg rys. 4 (pozycje 12 ÷ 15 w tabl.) aż $S_o = 0,150$, podczas gdy porównawcze odchylenie średnie wynosiło $S_o = 0,008$.

Próbka wg rys. 5 (nr 16 ÷ 19 w tabl.) wykazała 0,994 porównawczej wytrzymałości na rozciąganie i 0,667 porównawczego wydłużenia całkowitego.

małości na rozciąganie i 0,806 porównawczego trwałego wydłużenia w miejscu rozerwania. Rozerwanie próbki następowało po osiągnięciu w materiale macierzystym naprężenia równego 0,805 porównawczej wytrzymałości na rozciąganie, a długość pomiarowa próbki osiągała 0,444 porównawczego wydłużenia całkowitego.

Próbki wg rys. 2 (poz. 7 ÷ 11 w tabl.) miały w poprzek długości pomiarowej głęboką rysę zrobioną rysikiem traserskim. Rozerwanie próbki w każdym przypadku następowało poza rysą. Osiągnano 1,025 porównawczej wytrzymałości na rozciąganie i 1,15 porównawczego wydłużenia całkowitego. Próbki te były pobrane z innego sektora arkusza blachy aniżeli pozostałe.

Próbki wg rys. 5, spawane (pozycja 16 ÷ 19 w tabl.), miały przełom wzdłuż skraju napawanego materiału. Próbki wg rys. 6 (w tabl. pozycja 21 ÷ 23) — spawane, lecz z usuniętym materiałem napawanym — miały przełom wewnątrz obszaru spoiny: w 50% próbek wzdłuż linii środkowej spoiny, w 50% próbek w pobliżu skraju spoiny we wnętrzu jej obszaru.

stwierdza się, że przełom powstawał w obszarach występujących podczas spawania temperatur, wyższych od 1273°K (szacunkowo ok. 1500°K).

Wnioski

Przeprowadzone badania wykazały znaczne zmniejszenie podatności na wydłużenie próbek spawanych łukowo w osłonie argonu w stosunku do próbek niespawanych średnio o 25%, jak również pewne niewielkie obniżenie doraźnej granicy wytrzymałości (ok. 1%). Tak więc detale remontowane przez spawanie łukowe w osłonie argonu tracą częściowo swą podatność na obciążenia zewnętrzne.

Oznaczenia:

Oznaczenia: R_m — wytrzymałość doraźna odniesiona do przekroju materiału; ϵ_v — całkowite wydłużenie próbki w chwili zerwania; $\epsilon_{mzł}$ — trwałe wydłużenie w miejscu złomu próbki; X — wartości względne wytrzymałości R_m oraz wydłużeń E odniesione do odnośnych wartości próbek porównawczych (wg rys. 3); S_o — empiryczne odchylenie średnie.

Jak wyglądał „latający smok” Tita Livia Burattiniego

Doc. dr KAROLINA TARGOSZ

Dzieje projektu „latającego smoka” Tita Livia Burattiniego (z XVII wieku), budowa urządzenia oraz zasada działania — przedstawiono na podstawie dostępnych przekazów piśmiennych oraz dwóch rysunków.

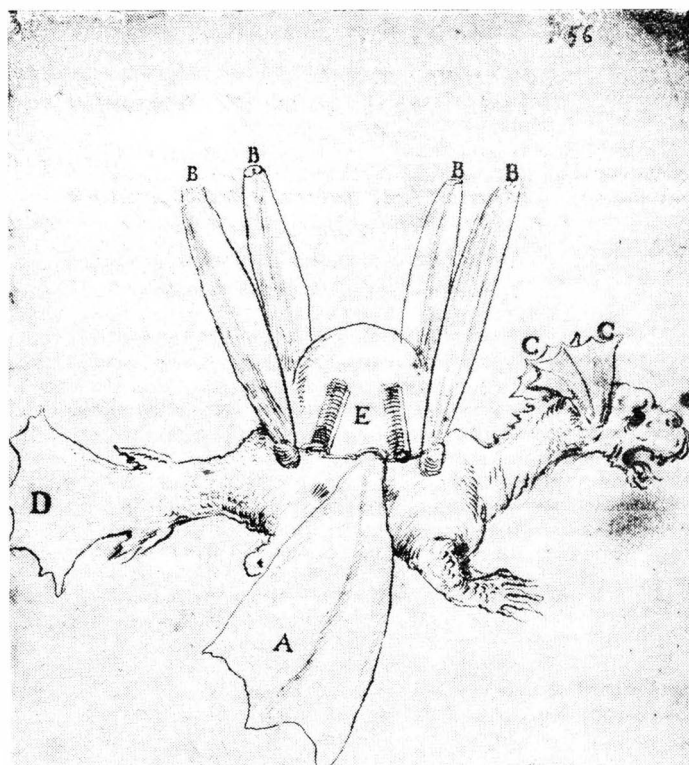
Fascynujący problem wyglądu i budowy „latającego smoka”, projektowanego przez Tita Livia Burattiniego, włoskiego inżyniera z XVII w. w służbie królów polskich, może nareszcie wyjść ze sfery domysłów, snutych na podstawie przekazów pisanych i oprzeć się na realnych podstawach — dwóch rysunkach przedstawiających tę maszynę.

Wzmianki o istnieniu rysunków podawało kilku autorów (A. Favaro, C. de Waard, a za nim A. Birkenmajer), dotąd jednak szukano ich bez rezultatu (E. Jungowski). Uprzejmości prof. René Tatona z Centre National de la Recherche Scientifique z Paryża zawdzięczam dotarcie do rękopisu, w którym się one kryją. Jest to rękopis o sygnaturze 11195 Fonds Latins z Bibliothèque Nationale w Paryżu. W rękopisie ponadto znajduje się ośmiostronnicowy traktacik w języku włoskim autorstwa Burattiniego (pisany jednak nie jego ręką, lecz przez kopistę) zatytułowany *Il volare non è impossibile come fin hora universalmente è stato creduto (Latanie w powietrzu nie jest niemożliwe, jak to dotychczas powszechnie sądzono)*. W tymże rękopisie są jeszcze notatki, jak się zdaje z mowy F. H. Flydera *De arte volandi*, wydanej drukiem w Tybindze w 1627 r.

Ponieważ rękopis pochodzi ze zbiorów paryskiego matematyka i fizyka Gilles Personne de Roberval, nie ulega wątpliwości, że mamy przed sobą materiały (rysunki i traktacik) nadesłane mu z Warszawy przez sekretarza królowej Ludwika Marii, Pierre Des Noyersa, nieocenionego pośrednika w nawiązywaniu kontaktów uczonych z Warszawy z szerokim światem, a zwłaszcza z Francją. Niepublikowana dotąd korespondencja Des Noyersa właśnie z Robervalem (z rękopisu 7049 archiwum Hohendorfa w Staatsbibliothek w Wiedniu), udostępniona mi również uprzejmie przez prof. Tatona, który przygotowuje jej wydanie, dorzuca szereg informacji na temat maszyny Burattiniego. Uzupełniają one i poszerzają znane dotąd wiadomości z listów Des Noyersa do Marin Mersenne’a.

W świetle wszystkich tych przekazów losy śmiałego przedsięwzięcia Burattiniego przedstawiają się nam dzisiaj następująco:

Zagadnieniem umożliwienia człowiekowi lotu w powietrzu żył Burattini od dawna. Na początku swego traktaciku wypowiada on pochwałę osiągnięć ludzkiego umysłu i wylicza niezrealizowane dotąd jeszcze jego dążenia: latania, urządzenia perpetuum mobile, rozwiązania problemu kwadratury koła, oznaczania długości geograficznych na morzu. Burattini podkreśla, że w powszechnym mniemaniu sprawa latania uznana została za niemożliwą do przeprowadzenia. *Ja jednakże — brzmia dalej jego własne słowa — od najmłodszych lat trudziłem mój umysł wynalezieniem na to sposobu, wydawało mi się bowiem dziwne, żeby umysł ludzki nie był zdolny poprzez swą wiedzę dojść do tego, co z natury zostało udzielone innym isto-*



tom od nas niższym. I tu przywodzi Burattini analogię, że tak jak człowiek opanował sztukę pływania w wodzie, tak powinien znaleźć sposób, który pozwoli mu latać.

Nie wiemy, czy Burattini słyszał o pomysłach swego wielkiego poprzednika sprzed przeszło stu lat, Leonarda da Vinci, którego pisma i rysunki na długo spoczyły w ukryciu. Z traktaciku dowiadujemy się natomiast, że bezpośredniego poprzednika w próbach lotu na ziemi włoskiej — i to na terenie Rzeczypospolitej Weneckiej, gdzie Burattini spędził pierwszych dwadzieścia lat swego życia — miał w osobie Giovanniego Francesca Sagredo, *szlachetnego Weneccjanina, sławnego matematyka, unieśmiertelnionego poprzez własne dzieła, a następnie poprzez dzieła pana Galileo Galilei*.

Sagredo żył w latach 1571÷1621, jest postacią dobrze znaną. Wenecki patrycjusz nie pretendował do miana uczonego, ale oddawał się z pasją nowatorskim dociekanom naukowym w dziedzinie optyki, magnetyki, chronologii. Był jednym z pierwszych po Galileuszu obserwatorów satelitów Jowisza, a jednocześnie z nim i niezależnie konstruował termoskopy i termometry. Przedwcześnie zmarły został unieśmiertelniony, jak się wyraził Burattini, w dwóch najważniejszych, dialogowanych dziełach Galileusza: *Dialogi sopra i due massimi sistemi del mondo* (1632) oraz *Discorsi e dimostrazioni matematiche intorno a due nuove scienze* (1636). Akcja pierwszego toczyła się właśnie w pałacu Sagreda w Wenecji przy Canale Grande, a gospodarz reprezentował człowieka o otwartym umyśle, zdolnego przyjąć i zrozumieć nowoczesne idee naukowe.

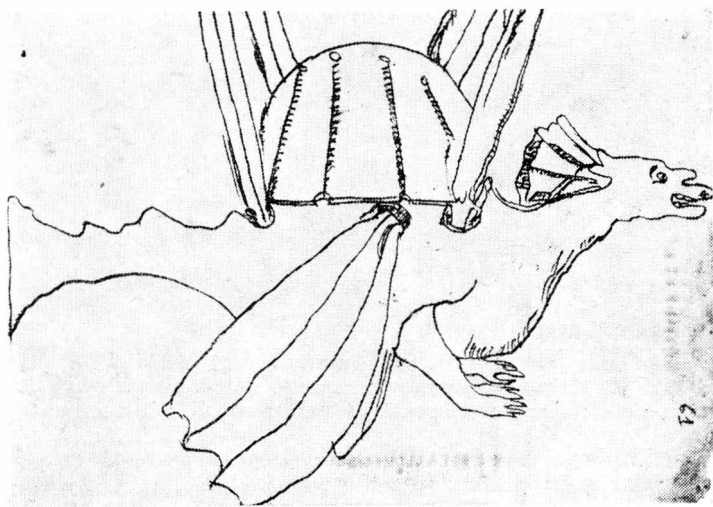
Ten właśnie ze wszech miar niepospolity człowiek *biedził się wielce* — jak podaje nam Burattini — również i nad problemem latania. *Pracował nad nim bardzo długo i w końcu wziął sokoła i wyskubawszy mu pióra, zbadał najdokładniej ich proporcje względem ciała, tak co do ciężaru, jak i co do miary i według tych proporcji skonstruował skrzydła dla swego ciała*. Przy ich pomocy skacząc ze wznieśień opadał na ziemię w znacznym nawet oddaleniu, w górę wzbić się jednak nie potrafił. Przekaz

Burattiniego jest nowym, jak się zdaje, przyczynkiem do wielostronnej działalności Sagreda. Burattini, który miał cztery lata wówczas, gdy zmarł Sagredo, znał jego próby ze słyszenia i sam poszedł tymi samymi śladami.

I jego usiłowania na tej drodze okazały się jednak bezowocne, przeto Burattini nie relacjonuje ich nawet bliżej w swym traktaciku. Paryska *Gazette* z 14 stycznia 1648 r. dorzuca nam natomiast wiadomość, że włoski inżynier dwukrotnie ryzykował życiem w czasie swych prób, jak podobni śmiałkowie przed nim i po nim.

Zniechęcony, zaniechał swych usiłowań i powrócił do nich dopiero po latach, wychodząc z innych zupełnie założeń. Tym razem podstawą rozważań były dla Burattiniego stwierdzenia Galileusza, *szlachetnego Florentczyka, drugiego Archimedeasa naszych czasów*. Liczne i pełne czezi wzmianki o Galileuszu, jakie zostawił w innych swych pismach oraz cały kierunek zainteresowań i prac, pozwalają nam w ogóle traktować Burattiniego jako duchowego ucznia Galileusza. Burattini czerpać mógł z miejscowych tradycji padewsko-weneckiego, tak owocnego okresu twórczości i działalności pedagogicznej wielkiego uczonego, które tarwały żywe, mimo przeniesienia się w 1610 r. Galileusza do Florencji.

Burattini ulepszył m.in. hydrostatyczną wagę Archimedeasa rekonstruowaną przez Galileusza, znał ustalony przez niego nowy stosunek ciężaru powietrza względem wody,



i dla interesującego nas tu problemu wysnuł w związku z tym niezmiernie ciekawe założenie. Wziął mianowicie pod uwagę materię, która byłaby lżejsza od powietrza i dzięki której *moglibyśmy bardzo łatwo zrobić urządzenie — jak pisał — i z jego pomocą latać jak ptaki*. Byłoby to wszak rozwiązanie, któremu było dane w następnym stuleciu unieść człowieka w przestworza. W drugiej połowie XVII w., w 1670 r. Francesco Lana miał wysunąć projekt statku powietrznego unoszonego przez cztery balony próżniowe. Przypomnijmy jednak, że równocześnie z powstaniem traktaciku Burattiniego, bo w 1647 r. Valeriano Magni dokonywał na dworze Władysława IV dopiero pierwszych eksperymentów próżniowych z rtęcią (które umożliwiła mu w dużej mierze waga hydrostatyczna, otrzymana właśnie od Burattiniego). Wokół nich wybuchł rychło francusko-włosko-polski spór o pierwszeństwo wykrycia próżni i ogólna dyskusja pro i contra jej istnienia w naturze. Dopiero w 1766 r. odkryto wodór i zaczęto go używać — obok podgrzanego powietrza — do wypełniania balonów.

W okresie prób Burattiniego ciała lżejszego od powietrza przeto nie znano. Po rozpatrzeniu tej niezwykle frapującej ewentualności musiał więc nasz inżynier powrócić do koncepcji urządzeń cięższych od powietrza, z uwagą skoncentrowaną ciągle na naturalnym wzorcu — locie ptaków i ruchu ich skrzydeł. Zajął się głównie zagadnieniami z zakresu mechaniki, dotyczącymi siły uderzenia. Wprowadził rozróżnienie na trzy wypadki odmiennego działania tej siły — uderzenie stałe, napotkane i umykające (*la forza della percossa ferma, incontrata, sfuggita*), rozpatrując różne ich działania w zależności od ośrodka — wody i powietrza. Dłużej zatrzymywał się nad wyłożeniem zasady pracy dźwigni i zaopatrzył ją w odpowiedni rysunek. Oparł

się tu na rozdziale *Della stadera e della lieva* z traktatu Galileusza *Le meccaniche*. Traktat ten, sięgający początkami 1593 r. i działalności pedagogicznej Galileusza w Padwie, wydany drukiem w Rawennie dopiero w 1649 r., musiał znać Burattini z krążących licznych odpisów. Na to źródło inspiracji Burattiniego wskazał później Des Noyers w liście do Roberval'a z Trok z 18 marca 1647 r. Zasada dźwigni miała być fundamentem dla poruszania i funkcjonowania skrzydeł zaprojektowanej przez niego maszyny. Burattini chciał się tu posłużyć *wielkością ruchów sobie przeciwnych, które niemało pomagają w unoszeniu, czego by nie sprawiły, gdyby były proste*. Wynalazca przyjmował, że maszyna będzie mogła pomieścić dwóch ludzi. Do utrzymania jej w ruchu wystarczającą być miała praca tylko jednego z „lotników”, podczas gdy drugi mógł odpoczywać. Ta zmiana zapewniałaby możliwość nieprzerwanego, długiego lotu dniem i nocą, przy użyciu busoli. Burattiniemu marzył się nawet kilkudniowy lot, zabezpieczony odpowiednimi zapasami jedzenia i picia. W zakończeniu traktaciku zapewniał, że w wypadku złamania któregoś ze skrzydeł maszyna nie runęłaby w dół, lecz opadła powoli, tak że ludziom wewnątrz nie groziłoby żadne większe niebezpieczeństwo. Wewnętrzny mechanizm maszyny Burattini nie przedstawił. Zaznaczył, że byłoby bardzo trudno wyjaśnić cały skomplikowany system, a poza tym dawał dość jasno do zrozumienia, że woli zachować go na razie w tajemnicy.

Z dwóch załączonych rysunków, jednego staranniejszego (il. 1), drugiego szkicowego (il. 2), widzimy, że maszyna miała przybrać zoomorficzną formę bajecznego, latającego smoka, o krótkim, krępym tułowiu, pokrytym łuską, z wysuniętą do przodu szyją i głową o rozwartej uzębionej paszczy i groźnych ślepiach, z łapani z pazurami, szerokim ogonem i aż ośmioma skrzydłami.

Podpisy do pierwszego z rysunków w następujący sposób wyjaśniają działanie poszczególnych skrzydeł:

A — głównie skrzydło, któremu odpowiada drugie po przeciwnej stronie smoka: służą oba do posuwania go naprzód, a także do podtrzymywania. Jak można się domyślać na podstawie obydwóch rysunków, musiałyby one poruszać się w płaszczyźnie skośnej do poziomu. Konstrukcją zbliżałyby się do skrzydeł nietoperza (sztywne dźwigary i wiotkie pokrycie).

B — cztery skrzydła, które poruszają się z góry na dół i służą wyłącznie do podtrzymywania. Przymocowane do grzbietu smoka, musiałyby wykonywać ruchy w płaszczyźnie pionowej, a graniczne ich położenia byłyby zapewne zbliżone do pionu i poziomu.

C — dwa małe skrzydła, które służą tylko do posuwania naprzód, podobnie jak dwa główne. Umieszczone na głowie smoka musiałyby odbywać swe ruchy w płaszczyźnie poziomej.

D — ogon, który skierowuje maszynę na hoki, w górę i w dół. Służył zatem jako ster wysokości i kierunku.

E — ruchome pokrycie, które może się rozłożyć wokoło nad maszyną i podtrzymywać ją, aby gwałtownie nie runęła w dół. Na rysunkach pokazano spadochron otwarty, o półkulistym kształcie, z widocznymi sprężynami napinającymi materiał. Burattini znał zapewne projekt spadochronu z dzieła Fausta Veranzia *Machine nuove* (Wenecja 1598). Był to jednak spadochron innego kształtu. Burattini byłby pierwszym projektodawcą spadochronu półkulistego.

Legenda do rysunku kończy się ogólnymi uwagami: *Jeden ruch reguluje wszystkie urządzenia, choć poruszają się one nierównocześnie. Wszystkie skrzydła wznosząc się zwężają, a opuszczając rozszerzają. Skrzydła główne zwężałyby się zatem przed ruchem w przód w górę i rozszerzały przed ruchem do tyłu w dół. Cztery skrzydła górne pokazane są niewątpliwie w stanie złożonym. Zwężanie i rozszerzanie skrzydeł należy uznać za pomysł nowatorski, choć bez dalszej przyszłości. Maszyna była jednak ciągle „ornitopterem”. Nie przypadła niestety Burattiniemu zasługa oddzielenia elementów nośnych od elementów ciągu, ani pomysł układu skrzydeł „w tandem”.*

Projekt w tej formie skryształizował się w umyśle Burattiniego na dziesięć lat przed powstaniem traktaciku, jak w nim wyraźnie zaznacza, a więc ok. 1637 r. Nie wiadomo zatem, czy jeszcze na włoskiej ziemi, czy raczej w Egipcie (jakby sugerował anons z *Gazette*), gdzie Burattini przebywał w latach 1637–1641 i ponownie przed 1646 r. Między 1641 a 1645 r. był natomiast w Polsce — w

licznie zasiedlonym przez Włochów Krakowie, gdzie wszedł w kontakty z kręgiem Stanisława Pułłowskiego, znajomego i entuzjasty Galileusza (którego życie dopalało się właśnie wówczas w więzieniu domowym w Arcetri). W Krakowie pracować mógł nadal nad swym projektem. W każdym razie tuż po powrocie z podróży do Włoch w 1645 r. i powtórnym pobycie w Egipcie, pod koniec 1647 r., zachęcony zapewne przez współziomków Włochów, zapragnął wejść w służbę dworu polskiego. Króla Władysława IV, znanego z zamiłowań naukowych, postanowił zainteresować właśnie swym projektem maszyny do latania. Dla króla opracował traktacik i rysunek, jak o tym donosił Des Noyers Marin Mersenne'owi — czołowemu organizatorowi życia naukowego Paryża w tym czasie (list z Warszawy 29 lutego 1648 r.).

Ten sam Des Noyers przesłał już wcześniej kopie pisma i rysunku, szczęśliwie ocalałe do dziś, swemu przyjacielowi i dawnemu nauczycielowi, Robervalowi, wraz z listem z Warszawy z 4 grudnia 1647 r. Jest to chronologicznie najwcześniejszy ślad projektu na gruncie polskim. List ten, trzeba dodać, utrzymany jest w wyraźnie kpiącym tonie. Sekretarz królowej potraktował autora pomysłu maszyny latającej, świeżo przybyłego z Arabii — jak pisał — w myśl francuskiego przysłowia, że kto z daleka przybywa, sądzi, że wolno mu bezkarnie kłamać. Na wyraźne zlecenie Ludwika Marii chciał jednak zasięgnąć zdania kompetentnego w dziedzinie mechaniki Roberval'a.

Sensacyjna relacja o *cudownej propozycji latania w powietrzu, wysuniętej przez pewnego inżyniera, który przybył ofiarować swój rozum królowi polskiemu*, opatrzona datą 22 grudnia 1647 r. znalazła się z miesiąc na łamach paryskiej *Gazette*, w numerze opublikowanym 14 stycznia 1648 r. Anons miał formę listu nadesłanego z Warszawy przez *pewnego szlachcica polskiego*. Można się jednak domyśleć, że autorem jego był również Des Noyers, zawsze czynny dziennikarz u boku królowej. Z listu wynika, że na dworze polskim wyznaczono specjalnych komisarzy do zbadania projektu (być może jednym z nich był znów sekretarz Ludwika Marii), którzy mieli o nim zdać raport. Autor wyrażał się tu już pochlebnie o wynalazcy podkreślając, że na żadnym dworze nie toleruje się wystąpień niepoważnych.

Stosunek Des Noyersa oraz zapewne i innych osób z dworu rychło zatem uległ zmianie. Dobitnie świadczy o tym następny list do Roberval'a z Warszawy z 14 stycznia 1648 r. Burattini, którego Des Noyers miał początkowo raczej za szarlatana (a późniejszy jego przyjaciel i współtowarzysz prac naukowych), przedstawiał mu się już jako człowiek nieprzeciętnych walorów — obdarzony talentem wynalazczym, o głębokiej wiedzy w zakresie mechaniki, a przy tym skromny, ostrożnie i uczciwie stawiający szanse realizacji swego projektu. W liście jest już mowa o modelu wykonanym przez Burattiniego, długim na cztery stopy.

W następnym chronologicznie liście z 29 lutego 1648 r. do Marin Mersenne'a (m.in. autora francuskiej adaptacji traktatu *Le mecanique* Galileusza, która ukazała się wcześniej niż wydanie włoskie — w Paryżu w 1634 r.) Des Noyers obiecując przesłać również Mersenne'owi rysunek *latającego smoka*, opisywał pomysły próby Burattiniego dokonane na modelu. Wewnętrzny mechanizm poruszany przy pomocy sznurka powodował podobno unoszenie się modelu w powietrzu razem z pomieszczonym w nim kotem. Des Noyers powtarzał tu ogólnie, znane nam z podpisów pod rysunkiem szczegóły na temat funkcjonowania poszczególnych skrzydeł i spadochronu, z dodatkową uwagą, że maszyna, gdy wpadnie w wodę, będzie mogła pływać jak statek. Dorzucał też wiadomości, że mechanizm składał się ze sprężyn i kół, oraz że budulcem miało być częściowo drewno, częściowo kości wieloryba, z którego to miały być wykonane skrzydła (zapewne szkielec pokryty cienkim materiałem). Przyznawał, że Burattini wyklucza możliwości lotu pod wiatr. Wynalazca, jak wynika z listu, pełen był dobrych nadziei co do powodzenia swej maszyny dużych rozmiarów. Nie mając jednak środków pieniężnych, prosił króla o pokrycie kosztów budowy (500 talarów), którą planował na osiem miesięcy. Burattini był wówczas całkiem biedny, jak to kilkakrotnie podkreśla Des Noyers. Deklarował się pracować *pour rien*, a dopiero w wypadku, gdy dzieło się uda, spodziewał się otrzymać *une honnête récompense*.

Mersenne interesował się od paru lat podobnymi próbami konstruktora d'Essona z Reims i przesłał o nich te-

raz niezwykle relacje. Do Jana Heweliusza do Gdańska pisał np., że francuski inżynier zamierza zbudować samolot, który przeleci do Konstantynopola w ciągu jednego dnia, unosząc 6 osób i 4÷5 armat. Wieści te nie zbiły jednak z tropu Burattiniego, który gotów był posłać francuskim wynalazcy zdemontowany model swej maszyny, pewien, że tamten nie zdołałby nawet go poskładać, jak w odpowiedzi donosił Des Noyers Mersenne'owi z Merezca (21 maja 1648 r.).

Des Noyers przedstawił Burattinemu dwie propozycje swych francuskich przyjaciół — przesłania do Francji opisu, tak zewnętrznej, jak i wewnętrznej budowy maszyny oraz modelu w częściach. Burattini przyjął te propozycje i po zbudowaniu dwóch modeli, przystąpił do budowy trzeciego, który nadawałby się do wysyłki w częściach. Nie żądał za niego żadnej zapłaty, pragnąc jedynie poznać opinie uczonych francuskich. Tak zapewniał znów Des Noyers Roberval'a listem z Trok z 18 marca 1648 r. Jak wynika z jednego z następnych listów Des Noyersa do Roberval'a (z Warszawy z 2 grudnia 1648 r.), Burattini liczył na uwagi i ewentualne udoskonalenia, jakie mogliby wnieść Roberval i Pascal (nie wiadomo, czy jest tu mowa o świetnie się wówczas zapowiadającym młodym Blaise, czy o jego ojcu Estienne, członku akademii matematycznej François le Pailleur'a), zapewniające tym bardziej pozytywny efekt przy budowie dużej maszyny.

Roberval zajął jednak chyba stanowisko mocno sceptyczne tak wobec prób d'Essona, jak i Burattiniego. Z wyraźnym zniecierpliwieniem Des Noyers tłumaczył mu w liście z Warszawy z 21 października 1648 r., że model unosi się rzeczywiście w powietrzu nie dzięki sznurkowi, lecz mechaniczności, który ten sznurek lub kij wprawia w ruch, przy małym nakładzie siły powodując gwałtowne uderzenie skrzydeł.

Wzmianka o ukończonej maszynie (*machine achevée*) w liście Des Noyersa do Mersenne'a datowanym z Merezca w dzień po śmierci Władysława IV (21 maja 1648 r.), odnosi się musi do modelu (sekretarz królowej pisał tu skrótowo o wiadomej sprawie), jaki planowano wysłać w częściach do Francji. Tylko o modelach jest też mowa w korespondencji z Roberval'em. Zbyt pochopne byłyby przeto wnioski, że król Władysław IV kosztą pokrył, a Burattini w rekordowym tempie — bo w dwa miesiące, zamiast zapowiadanych ośmiu — wykonał swój duży samolot. Burattini zapalił się nawet wkrótce sam do projektu wyprawy do Paryża. Rzeczywiście pojechał tam w dwa lata później w 1650 r. Na temat ewentualnej konfrontacji z d'Essonem i konsultacji z uczonymi francuskimi z tego okresu nic jednak nie wiadomo.

Wystąpienie Burattiniego wywołało w każdym razie nie małe poruszenie na dworze w Warszawie i żywe zainteresowanie królewskich mecenasów — nie tylko Władysława IV, któremu uczoney Włoch przedłożył swój traktat i rysunek oraz demonstrował model, lecz także królowej Ludwika Marii, jak to wynika z pierwszego listu Des Noyersa, który zasięgał u Roberval'a opinii właśnie na osobiste życzenie królowej. Wynalazca długo wyczekiwał *czy nasi władcy będą dostatecznie ciekawi* (zainteresowani) — jak czytamy kilkakrotnie w listach sekretarza królowej (*si nos princes seront assez curieux*), aby pokryć koszty budowy dużej maszyny. Ostatecznie już pod adresem nowego króla, po elekcji Jana Kazimierza, Des Noyers pisał, że nie zdecyduje się on a wydatek dla dokonania podobnej próby (w liście do Roberval'a z Warszawy z 2 grudnia 1648 r.). Ciężki okres wojenny, rozpoczynający się po zgonie Władysława IV, tłumaczy w dużej mierze powody tej rezygnacji. Projekt budowy dużej maszyny został ostatecznie zaniechany. Tak zdaje się wynikać z ostatniej chronologicznie wzmianki Des Noyersa z listu do Roberval'a z Warszawy z 5 maja 1649 r.

Wieści o wydarzeniach i planach z polskiego dworu królewskiego odbiły się jednak szerokim echem po Europie, nie tylko we Francji, lecz i Anglii, Niderlandach i Niemczech, przynosząc sławę inżynierowi z Warszawy i *polskiej maszynie*. *Gdybym miał polską maszynę* — pisał Mersenne do Constantina Huygensa do Hagi — *pojechałbym szybko...* i z podobnym życzeniem wzracał się Theodor Haak z Londynu w liście do Mersenne'a. Nawet matka Angélique Arnauld z Port-Royal żartowała pisząc do Ludwika Marii, że dzięki maszynie, drogą powietrzną — a więc nie oglądając świata i nie łamiąc ślubów zakon-

nych — przybędzie w odwiedziny do Polski. Syn Constantina Huygensa, Christian, zainteresował się później projektami Burattiniego, sam nosząc się z podobnymi planami. Najpóźniejszy, mało już wiarogodny przekaz Niemca Johanna Joachima Bechera z 1682 r. wspomina, że Burattini zbudował duży samolot, zdołał unieść się w nim nad ziemię, machina nie była jednak udana tak, jakby sobie tego życzył.

To, czego nie mogły ziszczyć wysiłki Burattiniego, jego poprzedników i kilku jeszcze następnych pokoleń, stawało się upragnioną rzeczywistością jedynie w fantastycznych opowieściach, w typie dzisiejszych *science-fiction*. Współcześnie Burattiniemu lotne pióro Cyrano de Bergerac nakreśliło w kilku wariantach wizje powietrznych podróży — aż na Księżyc i Słońce. Cyrano, uczeń Gassendiego, przyjaciel fizyka Jacques Rohaulta, pełnymi dłońmi czerpał z dorobku uczonych swej epoki, nie wzdragając się jednocześnie przed łączeniem najświeższych myśli i problemów ze starymi, ludowymi wierzeniami i wyobrażeniami oraz niekrepowaną niczym wybujałą własną fantazją. Ale Cyranowi też nie obce były porażki. I on próbował budowy maszyny, a nie nazbyt dokładnie wszystko wymierzwszy runął w dolinę i mocno się potłukł. Przypadek zdarzył, że ten właśnie statek został porwany przez wybuch licznych podpalonych w koło rakiet, tak że wleciał w powietrze na kształt *ognistego smoka*. O raketach pisał współcześnie Polak Kazimierz Siemienowicz, a ich siłę odrzutową dla lotnictwa zamierzał wkrótce wykorzystać wspomniany Christian Huygens. Cyrano czerpał z wczesniej być może jeszcze rzucanych podobnych myśli.

Najwspanialszy lot odbył jednak w pudle z kryształową banią, z wytwarzaną w niej przez Słońce próżnią (której wykorzystanie — jak wspomniano — planował w balonach Lana ok. 1670 r.), przy czym powietrze lub eter gwałtownie się do niej wdzierając nadawało siłę napędową urządzeniu. To właśnie latające pudło, *icosaedra*, miało drogą przez Borneo i za pośrednictwem portugalskiego kupca dojść do rąk *polskiego inżyniera*. W ten sposób w przetworzonej wersji, w kipiącej fantastyką i pomysłowością opowieści Cyranowskiej nie mogło zabraknąć *polskiego epizodu*. Cyrano zaznacza, że sam widział to pudło później w Polsce. Przypuszczano, że mógł towarzyszyć swemu pro-

tektorowi, posłującemu do Polski w 1647 r., hrabiemu d'Arpajon. Dla zetknięcia się Cyrana z pomysłami Burattiniego (który przecież, jak również słusznie podnoszono, był we Francji), wystarczyłyby jednak już tylko sam rozgłos w uczonym świecie francuskim pomysłów rodem z polskiego dworu.

LITERATURA

1. A. FAVARO: *Intorno alla vita ed ai lavori di Tito Livio Burattini fisico Agordino del secolo XVII*, Venezia 1896.
2. A. MANSUY: *Le monde slave et les classiques français aux XVI^e et XVII^e siècles*. Paris 1912 (szkic L'aviation à Varsovie at à Reims au XVII^e siècle et Cyrano de Bergerac).
3. A. HNIŁKO: *Włosi w Polsce* — Tytus Liwiusz Boratyni. Kraków 1923.
4. C. de WAARD: *Notes sur Stevin et Beeckman*. Isis XXIV (1935/36).
5. A. BIRKENMAJER: *Burattini Tytus Liwiusz*. Polski Słownik Biograficzny. T. III. Kraków 1937.
6. E. JUNGOWSKI: *O pionierach polskiej myśli lotniczej*. Warszawa 1967.
7. K. TARGOSZ: „Latający smok” Tita Livia Burattiniego. *Kwartalnik Historii Nauki i Techniki* R. XX (1975) s. 269-293.

ŹRÓDŁA

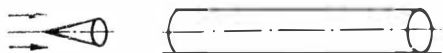
1. T. L. BURATTINI: *Il volare non è impossibile come fin hora è stato creduto*. Rkps 11195 Fonds Latins, Bibliothèque Nationale w Paryżu, k. 57r-60v oraz dwa rysunki na k. 56r i 61r z podpisami na k. 55v.
2. Listy Pierre des Noyers do Gilles Personne de Roberval z Warszawy 4.XII 1647, z Warszawy 14.I 1648, z Trok 18.III 1648, z Warszawy 21.X 1648, z Warszawy 2.XII 1648, z Warszawy 5.V 1649, rkps 7049 archiwum Horendorfa w Staatsbibliothek w Wiedniu.
3. Listy Pierre des Noyers do Marin Mersenne'a z Warszawy z 29.II 1648 i z Miecza z 21.V 1648 (publikowane przez A. Favaro: *Intorno alla vita ed ai lavori di Tito Livio Burattini* ... Venezia 1896 dok. III i IV).
4. *Gazette* nr z 14.I 1648 (odpisy w Zakładzie Dokumentacji Instytutu Historii PAN w Krakowie).
5. List Marin Mersenne'a do Jana Heweliusza z Paryża z 14.III 1648 (cytowany w M. Mersenne: *Correspondance*, publiée par C. de Waard. T. XII. Paris 1972 s. 394).
6. Listy Marin Mersenne'a do Constantina Huygensa z 17.III 1648, do Christiana Huygensa z 22.V 1649 oraz Constantin Huygens do Mersenne'a 6.IV 1648 (publikowane w Ch. Huygensa: *Oeuvres complètes*. La Haye 1888. T. I s. 85, 94; t. II s. 565).
7. List Theodora Haaka do Marin Mersenne'a z 3.VII 1648 (przyciąca H. Brown: *Scientific Organizations in Seventeenth Century France 1620-1680*, Baltimore 1934 s. 271).
8. List Matki Anieli do Ludwika Marii z 20.III 1648 (Marie Angélique Arnauld: *Lettres*. T. I. Utrecht 1742 s. 363).

Skrzydło o wysuwanej naddźwiękowej krawędzi natarcia

Opis patentu prof. G. A. Mokrzyckiego na poprawienie osiągow samolotu myśliwskiego w walce powietrznej oraz jego startu i lądowania.

Profile naddźwiękowe nie są korzystne przy prędkościach pod- i przydźwiękowych. Godząc się na większy — w pewnym stopniu — opór w zakresie naddźwiękowym (gdzie silniki o dużej sile ciągu i tak zapewniają wielkie prędkości) można poprawić wyczyny samolotu myśliwskiego w walce powietrznej, jak również jego start i lądowanie na polowych, krótkich lotniskach.

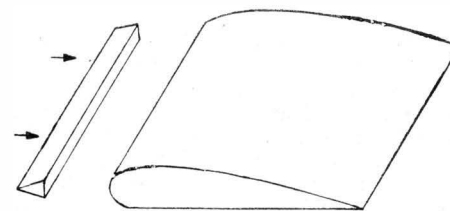
Jest sprawą znaną i doświadczalnie sprawdzoną, że — w przepływie naddźwiękowym — zmniejsza się efektywnie opór falowy walca o osi równoległej do kierunku przepływu, gdy przed podstawą czołową walca odpowiednio umieszcza się kształt ostrego stożka (rys. 1). Opór walca jest wów-



Rys. 1.

czas — w przybliżeniu — równy oporowi falowemu stożka. Zjawisko to posłużyło profesorowi G. Andrzejowi Mokrzyckiemu do opracowania wynalazku stosowanego do skrzydeł i sterzeń samolotów oraz dokonania zgłoszenia w Urzędzie Patentowym Stanów Zjednoczonych Ameryki Północnej.

Normalny profil pod- lub przydźwiękowy z okrągłą krawędzią natarcia staje się profilem naddźwiękowym, gdy przed jego krawędzią ustawia się kształt ostrego klina (rys. 2).



Rys. 2.

Taki klin może być schowany lub wysuwany ze skrzydła. Opisana metoda powoduje zmniejszenie oporu falowego — mniej więcej — do wartości oporu klina.

W ten sposób samolot ze skrzydłem o normalnym profilu może mieć dobry start i lądowanie przy prędkości poddźwiękowej, jak również korzystne osiągi np. w walce powietrznej, przy prędkościach przydźwiękowych ($Ma = \text{ok. } 0,8 \div 1,2$).

Może być wiele rozwiązań mechanizmu ruchomego klina, który kryje się w brzegu natarcia, względnie w górnej lub dolnej przestrzeni przedniej części skrzydła.

Podstawowym składnikiem zgłoszenia patentowego jest *Zastrzeżenie*. Przytaczamy poniżej jego treść dla opisanego wynalazku:

Skrzydło z okrągłą krawędzią natarcia, które może być przekształcone z pod- lub przydźwiękowego na skrzydło naddźwiękowe przez umieszczenie wzdłuż rozpiętości, przed krawędzią natarcia skrzydła, pomocniczego klina o ostrych krawędziach ten pomocniczy klin może być przez odpowiedni mechanizm wysunięty (dla prędkości naddźwiękowej) lub wciągnięty (dla prędkości pod- i przydźwiękowej) — do wewnątrz skrzydła.

Według posiadanych wiadomości zgłoszenie patentowe prof. Mokrzyckiego przeszło już tzw. etap ujawnienia wynalazku (*disclosure of the invention*), zakończono jego badanie na zdolność patentową (*search for patentability*) i poważnie zaawansowano badanie na nowość (*search as to novelty*).

Oprac. W. Zaremba na podstawie pracy i zgłoszenia patentowego prof. G. A. Mokrzyckiego

BURCZAK W.

fs-29 — ein Segelflugzeug mit dem teleskopischen Flügel

Die Konstruktionsbeschreibung und die gründlichen technischen Daten des Segelflugzeuges mit dem teleskopischen Flügel, das von Studenten des Akaflieg-Stuttgart ausgeführt wurde.

STASZEK J.

Einfluss der Kraftstoffkrise auf die Beschleunigung des technischen Fortschrittes in der Luftfahrt.

Es wurden folgende Vorhersagen dargestellt, die das Problem des Ausschöpfens der Erdöl-Weltvorräte betreffen. Die Erhöhung der Ausnutzungseffektivität von der Kraftstoff in der Luftfahrt. Die Verbesserung der Mantelstromtriebwerke der Zweiten Generation — die Untersuchungsrichtungen und die vorhergesagten Effekte.

WAŚKOWSKI W.

Die Turbinentriebwerke für die Hubschrauber

Die Übersicht der existierenden und bearbeiteten Hubschraubertriebwerke von den westeuropäischen und amerikanischen Firmen. Die Produktion von der französischen Firma Turbomeca — der Aktuellzustand und die Vorhersagen für die Zukunft.

BRODZKI Z.

Die elastomerische Lager für die Hubschrauber

Die Vorteile der elastomerischen Lager: die Schwingungsdämpfung, Einfachheit, Lebensdauer als auch die leichte Wartung und Konservierung. Die jetzige Anwendung dieser Lager und die von Bell, Sikorsky, Boeing-Vertol und Aerospatiale Herstellerwerke durchgeführten Versuche.

KONIECZNY J., NIWIŃSKI J.

Die Elektroenergie-Versorgung und die Navigationsbeleuchtung der Flugplätze

Die Analyse der elektronisch Flugplatz-Einrichtungen vom Standpunkt der Flugsicherheit. Die gegenwärtig angewandten Methoden der Zuverlässigkeits-Versicherung von der elektroenergetischen und Beleuchtungs-Systeme auf dem Flugplatz, als auch die für diese Zwecke bearbeiteten neuen Anlagearten.

WIŚNIEWSKI W.

Flugzeugaufhängung während der Resonanzversuche

Einfluss der Aufhängungssteifigkeit auf die während der Resonanzversuche bemessene Parameter und die angewandten Aufhängungsarten des Flugzeuges. Es wurde vorgeschlagene pneumatische Einrichtung mit Überdruck, als eine optimale Aufhängung beschrieben.

WITKOWSKI R.

Flugerprobungen der Agrarhubschrauber im Luftfahrt-Institut

Übersicht der Versuche von SM-1 und Mi-2 Agrarhubschrauber, die die Flugerprobungsanstalt der Luftfahrt-Institut seit 1962 durchgeführt.

BABIASZ E.

Die Bordinstrumente für die Segelflugzeuge

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

SZCZEPANIK R., ANIANOWICZ W.

Einflussbeschätzung des Schutzgasslichtbogen-Schweissens auf die mechanische Eigenschaften des hitzebeständigen Blechs EI435 vom Typ nimonic

Die empirische Einflussbeschätzung des Argonschutz-Lichtbogen-schweissens auf die mechanische Eigenschaften der EI435 warmfesten Legierung (vom Typ nimonic). Verteilung der Höchsttemperaturen, die bei Schweißenprozessringsum der Schweißnaht eintreten und ihre Wirkung auf die Ergebnisse der Festigkeitsversuche.

TARGOSZ K.

Wie sah „der fliegende Drachen“ von Tito Livio Burattini aus?

Auf Grund der zugänglich schriftlichen Quellen und 2 Zeichnungen wurde die Geschichte des Entwurfes des „fliegenden Drachens“ von Tito Livio Burattini (vom XV Jh), der Aufbau der Maschine und des Wirkungsprinzip dargestellt.

Der Flügel mit der ausfahrenden Überschall-Eintrittskante

Die Beschreibung des Patents von Prof. G. A. Mokrzycki für die Erhöhung der Leistungen des Jägers im Luftkampf und während des Startes und der Landung.

BURCZAK W.

fS-29 — планер с телескопическим крылом

Описание конструкции и основные данные планера с телескопическим крылом построенного студентами из Акафлиг Штутгарт.

STASZEK J.

Влияние топливного кризиса на ускорение технического прогресса в авиации

Обзор очередных прогнозов по теме изчерпывания мировых ресурсов нефти. Увеличение эффективности использования топлива в авиации. Совершенствование вентиляторных двигателей второй генерации — направления исследований и предусматриваемые эффекты.

WAŚKOWSKI W.

Газотурбинные двигатели для вертолетов

Обзор существующих и находящихся в стадии разработки вертолетных двигателей западноевропейских и американских фирм. Продукция французской фирмы. Турбомека — современное состояние и прогноз на будущее.

BRODZKI Z.

Вертолетные эластические подшипники из пластика

Достоинства эластических подшипников — демпфирование колебаний, простота, долговечность, легкое обслуживание и уход. Подшипники этого типа применяются компаниями Белл, Сикорски, Бэинг-Вертоль и Аэроспатиаль.

WIŚNIEWSKI W.

Подвеска самолета при резонансных испытаниях

Влияние жесткости подвески на параметры измеряемые во время резонансных испытаний а также применяемые виды подвески самолета. Предложение пневматической аппаратуры с повышенным давлением как оптимального решения.

KONIECZNY J., NIWIŃSKI J.

Питание электроэнергией и аэронавигационное освещение аэродромов

Анализ аэродромного электрического оборудования с точки зрения безопасности полетов. Применяемые в настоящее время методы достижения надежности электросистемы обеспечивающей энергию и освещение; новые модели защитного оборудования.

WITKOWSKI R.

Испытания сельскохозяйственных вертолетов в Институте Авиации

Обзор испытаний вертолетов SM-1 и Mi-2, проведенных с 1962 г. Лётно-Испытательной Станцией Института Авиации.

BABIASZ E.

Планерные приборы

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

SZCZEPANIK R., ANIANOWICZ W.

Оценка влияния дугово-аргонной сварки на механические свойства листовая жаропрочной стали ЭМ 435 типа нимоник

Эмпирическая оценка влияния дугово-аргонной сварки на механические свойства жаростойкого сплава ЭМ 435 (типа нимоник). Распределение максимальных температур выступающих вокруг сварного шва в процессе сварки и их влияние на результаты испытаний прочности.

TARGOSZ K.

Как выглядел „летающий змей” Тита Ливия Буратиного

История проекта „летающего змея” Тита Ливия Буратино (из XVII века) устройство сооружения и принцип его работы — предусловлены в статье, основанной на допустимых в наше время информациях и двух рисунках.

Крыло с выдвинутой сверхзвуковой передней кромкой

Описание патента проф. Г. А. Мокшицкого на тод улучшения летных данных самолета-истребителя в воздушном бое а также во время взлёта и посадки

XX-lecie lotnictwa sanitarnego

Zarząd Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP i Centralny Zespół Lotnictwa Sanitarnego zorganizowały w dniu 10 listopada ub.r., w lokalu NOT w Warszawie naradę poświęconą XX-leciu lotnictwa sanitarnego w Polsce.

W naradzie — która odbyła się w obecności Ministra i Wiceministra Zdrowia i Opieki Społecznej oraz przedstawiciela Ministra Komunikacji — wzięli udział kierownicy zespołów, piloci i przedstawiciele „białego personelu” lotnictwa sanitarnego oraz pracownicy Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego i CZLS. Naradę prowadził doc. mgr inż. T. Kostia.

Referat wprowadzający wygłosił dyrektor Centralnego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego, mgr inż. Zdzisław Olszański, podając rys historyczny instytucji oraz omawiając sprawy związane ze sprzętem, kadrami i organizacją lotnictwa sanitarnego. Lotnictwo to przeprowadza rocznie około 11000 akcji, zatrudnia doświadczonych pilotów z nalotem kilku tys. godzin. W b.r. CZLS uzyskał stan nasycenia sprzętem latającym, przy czym ważne jest, że śmigłowce pozwoliły przejąć ratownictwo w górach przy współpracy z GOPR-em oraz rozszerzyć działalność na wybrzeże morskie. W ubiegłej pięcioletce nastąpił wzrost usług o 45%, załogi przebywały w powietrzu 70 000 h i przeleciały 10 mln km. Napawając troską kończąc się za kilka lat rezerwy samolotów L-200 Morava, brak bazy technicznej oraz zapowiadzana eksmisja z lotniska Gocław.

Jak stwierdził naczelnik Górskiego Ochotniczego Pogotowia Ratunkowego — działalność śmigłowcowa zmniejszyła o połowę wypadkowość w rejonach górskich.

Mgr inż. A. Misiorek, wicedyrektor Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego, omówił aspekty techniczne lotnictwa sanitarnego. Problem nowych samolotów dwusilnikowych jest w centrum uwagi CZLC i dla analizy oraz powzięcia wniosków w tej sprawie powołany został zespół specjalistów. Śmigłowiec świdnicki Mi-2 został tylko przystosowany do służby sanitarnej. Zyskał on na uniwersalności dzięki zastosowaniu dźwigu. Ponadto myśli się o zaprojektowaniu specjalnego śmigłowca sanitarnego. Naprawy główne Morav — w myśl zalecenia RWPG i zawartej umowy — przejmie Czechosłowacja.

Dokonana została analiza zapotrzebowania średnich kadr technicznych do 1990 r. i w oparciu o nią w Warszawie, Rzeszowie, Gdańsku i Wrocławiu zostaną powołane do życia 3-letnie technika, wydające licencje techników-mechaników lotniczych i techników-automatyków. Programy nauki zostały już zatwierdzone przez Ministerstwo Oświaty i Wychowania, zaś działalność dydaktyczną rozpocznie wkrótce ośrodek warszawski.

CZLC podejmuje ważne decyzje w sprawie koordynacji działania, przykładem jest lotnisko rzeszowskie, gdzie czynnikiem dyspozycyjnym jest lotnictwo sanitarne. Dyr. Misiorek apeluje o przeprowadzanie analizy każdej niesprawności sprzętu latającego; jest to elementarny wymóg bezpieczeństwa lotów.

Doc. dr Bogdan Kalestynski udowodnił, że kraj nasz stać na utrzymywanie pogotowia lotniczego. 73% kosztów eksploatacyjnych lotnictwa sanitarnego stanowi wielkość stała, zaś koszty nalotu maleją w miarę zwiększania dystansu lotu przy zasięgu 550 km zbliżają się do kosztów transportu kołowego. Koszt jednej usługi wynosi od 1700 do 5000 zł (co zależy między innymi od rodzaju sprzętu), zaś średnia krajowa — około 3000 zł. Przy statystycznym koszcie 18,36÷17,25 zł/km działalność CZLS jest prawidłowa.

Zagadnienia medyczne w lotnictwie sanitarnym rozważył dr Zaremba. Jest ogromny postęp dzięki wprowadzeniu zespołów reanimacyjnych na śmigłowcach. Musi być jednak stosowana ciągłość zabiegów: śmigłowiec — karetka — klinika, czyli należy stworzyć warunki umożliwiające korzystanie z zespołu reanimacji czy malej chirurgii w locie. „Biały personel” musi być latający, po obozach kondycyjnych, gotów do lotu w górach czy nad morzem. Obecnie chodzi o możliwość uratowania tego życia ludzkiego, które dawniej byłoby stracone.

Dyskusja — wszczęta po wygłoszeniu referatów — doprowadziła do wniosku, że szkodliwe z punktu widzenia lekarskiego oraz nieekonomiczne byłoby dostosowanie sieci zespołów lotnictwa sanitarnego do nowego podziału administracyjnego. W przypadkach uzasadnionych, np. dla południowych rejonów czy wybrzeża, celowe jest założenie filii CZLS. W polskich warunkach, gdy nie ma zatłoczonych autostrad, zaś duże jest zagęszczenie placówek służby zdrowia, brak jest uzasadnienia dla wprowadzania patrolujących drogi śmigłowców pogotowia. Zgłoszono też słuszne dezyderaty dotyczące szkolenia personelu w trudnych warunkach i w nocy, śmigłowcowych lądowisk przyszpitalnych oraz wymienności noszy lotniczych i transportu kołowego.

Wyżej zrelacjonowana narada — z uwagi na swój jubileuszowy charakter — odbyła się w uroczystej atmosferze. Dał temu wyraz Minister prof. dr M. Sliwiński, wymieniając bohaterskich pilotów w Służbie Zdrowia — Jaworskiego i Augustyniaka, nagrodzonych Medalami za Osiągnięcie i Odwagę oraz dekorując 17 pracowników lotnictwa sanitarnego odznaczeniami państwowymi, a 24 — resortowymi. Trzeba wspomnieć, że siedem osób otrzymało Brązowe Medale Za Zasługi dla Obronności Kraju, zaś 49 zasłużonych — dyplomy Ministerstwa Zdrowia. W dniu następnym — w czasie służbowej odprawy Zespołów Lotnictwa Sanitarnego — wręczone zostały nagrody pieniężne.

Konferencja w ITWL

W dniu 11.XI 1975 r. odbyła się w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych konferencja naukowo-techniczna pt.: Problemy gotowości systemów, zorganizowana przez ITWL wspólnie z Sekcją Podstaw Eksploatacji PAN i Kolem Zakładowym Sekcji Lotniczej SIMP przy ITWL. Udział w obradach wzięło ponad 170 osób reprezentujących instytuty naukowe, szkoły wyższe i zakłady przemysłowe z ca-

łego kraju. Celem konferencji było przedstawienie i przedyskutowanie problemów i prac prowadzonych z zakresu gotowości systemów eksploatacyjnych. Problemy te nabierają coraz większego znaczenia, zwłaszcza ze względu na skomplikowane urządzenia współczesnej techniki. Na konferencji omówiono zagadnienia:

- odpowiedzialności w projektowaniu systemów do stawianych wymagań,
- oceny istniejących systemów,
- modernizacji i przebudowy systemów,
- odtwarzania gotowości systemów (odbudowa systemów).

Przeprowadzone w tym zakresie wstępne rozpoznania naukowe wykazały konieczność wprowadzenia nowych pojęć, definicji i metod (gotowość potencjalna systemu, strukturalna teoria działania, symulacyjne metody badania gotowości systemu itp.). Wygłoszono 7 referatów, po których odbyła się dyskusja. Referat wprowadzający wygłosił prof. dr hab. inż. Stefan Ziemia, a obradom przewodniczył gen. bryg. dr Bobecki.

Z działalności SITK

W dniach 19 ÷ 21.X 1975 r. obradował XXI Zwyczajny Walny Zjazd Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji w nowym Domu Technika NOT w Gdańsku. Zostały wybrane nowe władze SITK: prezes — kol. Skoniecki, pierwszy zastępca — kol. Jacukowicz, członkowie — kol. kol. Orłowski, Rajkowski i Mikułski. Sekretarzem Generalnym został kol. Hyla, zaś jego zastępcą — kol. Hipp. Przewodniczącym Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej jest kol. Eligiusz Kołodziński.

Narada techniczna SITK

20 listopada ub.r., w Domu Technika NOT w Warszawie — staraniem Oddziału Warszawskiego Sekcji Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji — odbyła się narada techniczna na temat lotnisk aglomeracji warszawskiej.

Specjaliści w dziedzinie ruchu i komunikacji lotniczej wygłosili referaty o treści związanej z zespołem miejskim stolicy kraju:

— dr Andrzej Ruciński — na temat znaczenia komunikacji lotniczej dla rozwoju Warszawy jako stolicy PRL;

— ob. Zbigniew Średniawa — pt. Lotnictwo ogólne aglomeracji warszawskiej;

— mgr inż. Roman Baranowicz — pt. Lotniska komunikacyjne na tle rozwoju aglomeracji stolicy.

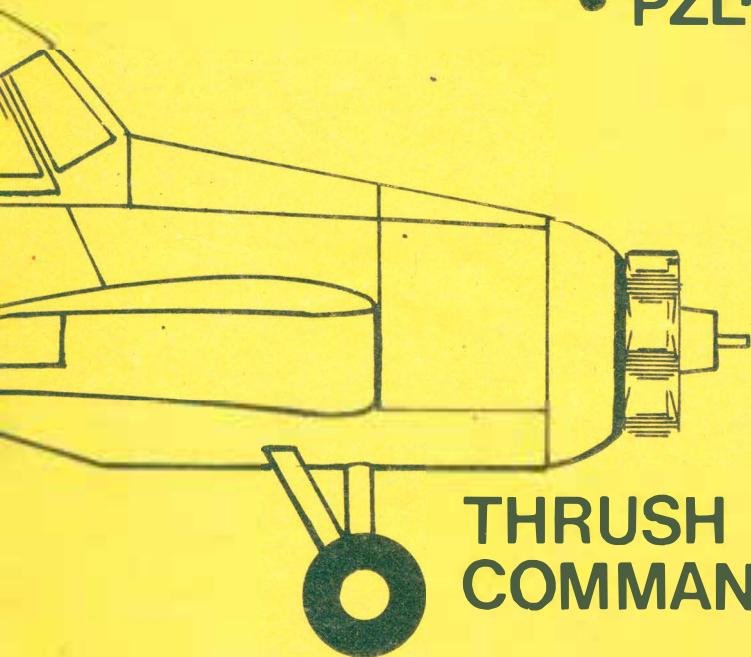
Po wygłoszeniu referatów odbyła się dyskusja, po czym wyświetlono filmy o-kolicznościowe.

Narada zakończyła się uchwaleniem wniosków ważnych dla perspektywicznego planowania komunikacji lotniczej zespołu miejskiego Warszawy. Uchwalone wnioski i dezyderaty omówimy w następnym zeszycie naszego miesięcznika.

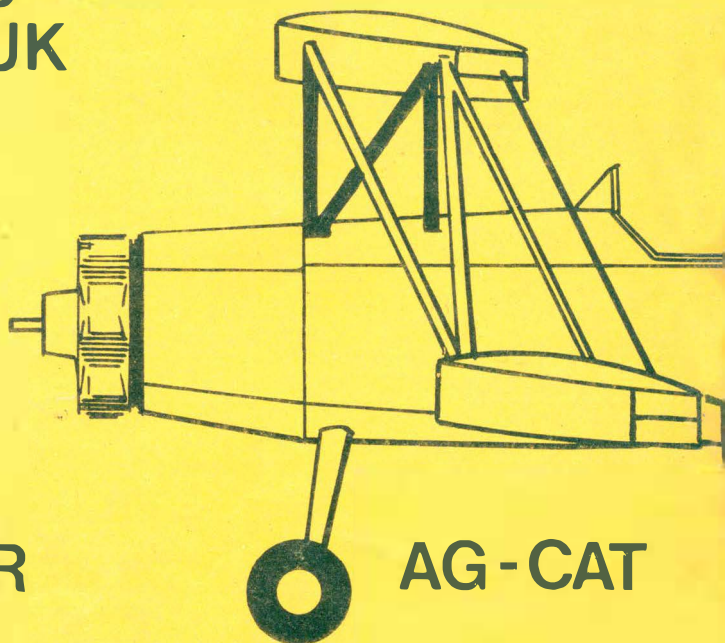
PZL-3S 600 HP



PZL-106
KRUK



THRUSH
COMMANDER



AG-CAT

THE ONLY IN PRODUCTION TO-DAY 600 HP ENGINE FOR AG—PLANES

- Propeller version of LIT-3 engine built for Mi-1 helicopter
- To date the flying hours of LIT-3s have totalled 8.5. million
- Seven-cylinder air-cooled supercharged radial
- Electric starter
- 91/96 grade gasoline
- 1500 D.C. generator
- Propeller drive: direct
- Direction of revolution: counter-clockwise

TECHNICAL DATA

Diameter	1267 mm
Frontal area	1.27 sqm
Capacity	20600 cc
Dry weight	400 kg
T-O rating	600 hp
— at	2200 rpm
Max. continous rating	550 hp
Cruise rating	415 hp
Specific fuel consumption at cruise rating	
Max. oil consumption	

Manufacturer:
Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
PZL Rzeszów ul. Obrońców Stalingradu
120
35-078 Rzeszów POLAND P.O. Box 340
Phone: 423 71; Telex: 83411



Exporterte:
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