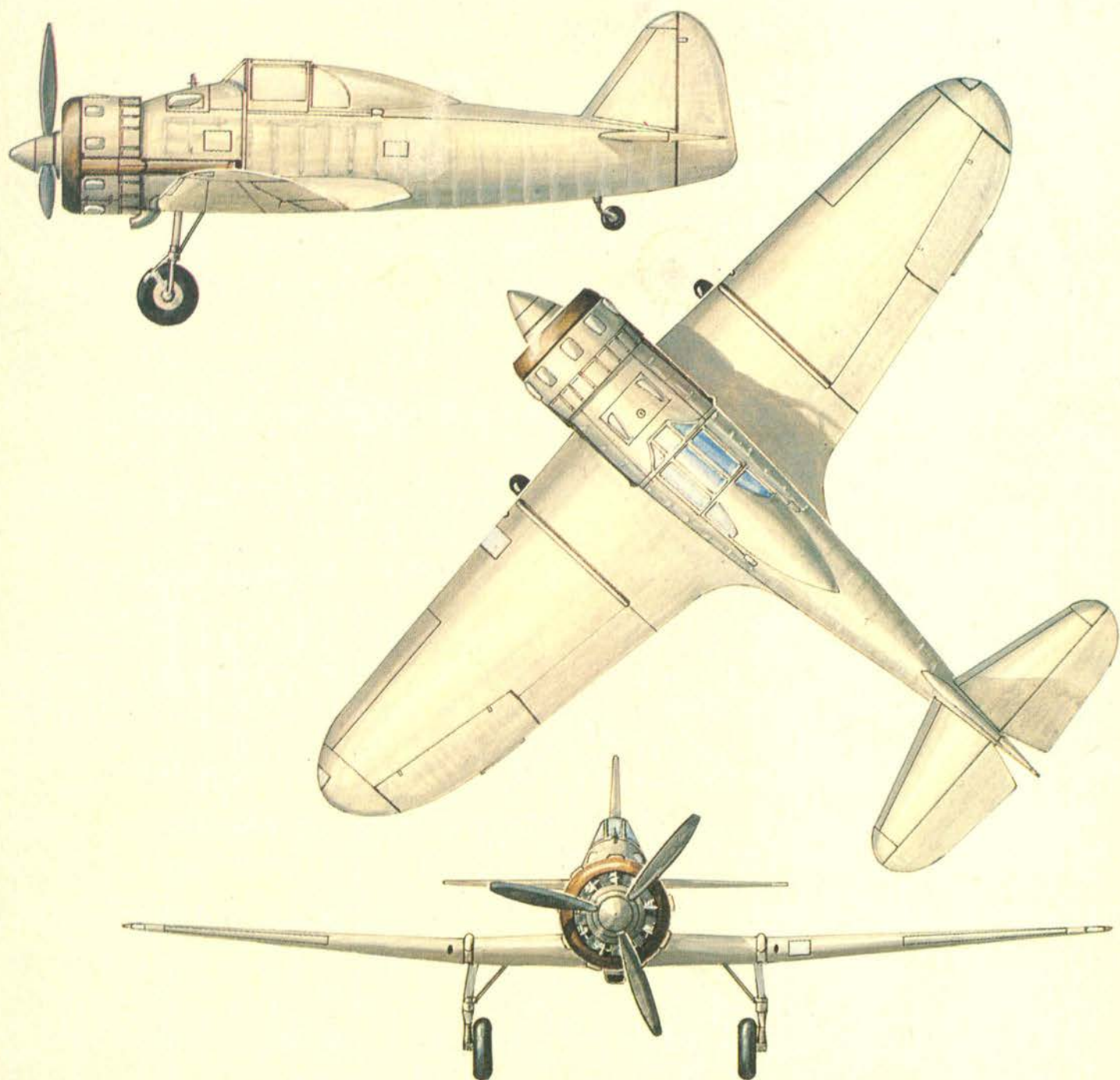


TECHNIKA

2'77

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



- Во время визита во Францию в сентябре прошлого года, Министр Машиностроительной Промышленности А. Копець провел **разговоры в фирме „Аэроспатъяль“**. Был подписан договор о техническом и научном содействии между авиационными промышленностями Польши и Франции.
- По приказу Министра Машиностроительной Промышленности — 1 июля 1976 завод Витворня Спиенцу Коммуникацийного ПЗЛ Варшава-Океңце приняла название „**Научно-производственного центра легких самолетов ПЗЛ-Варшава**“. В состав Центра вошел Институт Авиации.
- В августе м-це пр. г. между первым заместителем Министра Коммуникации Р. Петрашкевичем и послом США в Варшаве — Р.Т. Дэвисом состоялся обмен нотами о продолжении авиационного сообщения между Польшей и США. Предусматривается дальнейшее увеличение перевозок на линии Варшава—Нью-Йорк—Варшава а также расширение содействия между Польскими Авиалиниями JET и американскими авиалиниями ПАНАМ. Самолеты JET будут совершать в зимний период три рейса в неделю, а в летний 1977 г. — четыре. В последующие года число рейсов увеличится до четырех в неделю.
- В Варшаве был подписан договор между Польшей и Социалистической Республикой Вьетнама о гражданском воздушном сообщении. Договор позволяет авиалиниям обеих стран открыть регулярные сообщения между этими странами, а также пользоваться правом транзита.
- Во время встречи 3 сентября прошлого года представители коллектива завода ВСК в г. Мелец доложили Первому Секретарю тов. Эдуарду Герку о превышении плановых заданий первых восьми месяцев 1976 г. В рамках заводской программы использования резервов изготовлено дополнительно пять самолетов Ан-2 с назначением на экспорт.
- Ф.А.И. признала заводу ВСК-Мелец почетную грамоту за участие в развитии польской и мировой авиации.
- Положительные оценки получили наши самолеты PZL-104 Вильга и PZL-106 Крук на выставках в Ганновере Будапеште и Лайпциге, где Крук получил диплом. Во второй половине года Вильга и Крук были продемонстрированы на авиационной выставке в Великобритании.
- Около 200 самолетов польского производства работают для болгарской сельхозавиации. В текущей пятилетке поставки авиатехники из Польши в Болгарию увеличатся почти в три раза.
- В течение последней пятилетки наши авиационные перевозки в международном сообщении увеличились на 20%—30% в год. После открытия линии в Монреаль, общая длина наших зарубежных линий увеличилась до 75,4 тыс. км. Около 22% общих перевозок JET-а составляют перевозки по чартеру до 200 аэропортов в 70 странах мира.
- Директором бюро JET-а в Париже стал М. Хедеман, бывший торговый директор JET-а. Торговым директором стал мгр. З. Домбковски, имеющий 17-летний стаж работы в этом предприятии.
- Летом прошлого года реактивные самолеты Ту-134 впервые выполняли рейсовые полеты из Варшавы в Гданьск (2 раза в день), в Кошалин и Вроцлав и обратно.
- Политехнический Институт им. И. Лукасевича (г. Жешув) по договору с Центральным Управлением Гражданской Авиации объявляет прием студентов 1 курса. Выпускники получают диплом инженера авиационной специальности и лицензию пилота.
- During his service journey to France in September of last year, the Minister of Engineering Industry, Mr. A. Kopeć, accompanied by his staff, conducted **negotiations with the „Aérospatiale“ Corporation**. In result, an agreement was signed providing for an extension of research and technical cooperation between the aviation industries of Poland and France.
- According to the decree of the Minister of Engineering Industry, effective July 1-st 1976, the Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego „PZL-Warszawa-Okęcie“ was converted into a new form of organization, namely the „PZL-Warszawa“ **Research and Production Centre of Light Aircraft**. This new organization includes also the Institute of Aviation in Warsaw.
- An exchange of official documents providing for a prolongation of the agreement concerning **air communication between Poland and the USA** took place in August of last year between the first Vice-minister of Transportation — Mr. R. Pietraszek and the USA Ambassador to Poland — Mr. R.T. Davies. This agreement covers a further increase of transports on the Warsaw-New York route, and a development of cooperation between LOT and the American PANAM. It was established that LOT airplanes would carry out three flights a week between Warsaw and New York during the winter season, while in summer of 1977 the number of flights would be increased to four. However, a possibility is envisaged to bring the frequency of trips even to 6 or 7 a week in the following years.
- An air agreement was signed in Warsaw between Poland and the Socialist Republic of Vietnam, pertaining to civil air communication. This agreement authorizes the air carriers of both countries to open a regular air communication between Poland and Vietnam, and to permit transit flights over the territories of those countries.
- In the course of a meeting which took place on September 3 last year, the First Secretary Edward Gierek, was handed a report by the members of the WSK-Mielec crew, stating that the production plan for the eight months of 1976 has been overstepped. An additional number of five An-2 airplanes was released for export by that factory within the frame of a program which is aiming at achieving higher efficiency of workmanship.
- The F.A.I. awarded a **Diploma of Honor** to the Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego „PZL“ in Mielec in acknowledgement of its successes in the field of developing Polish and international aviation.
- PZL-104 „Wilga“ and PZL-106 „Kruk“ aircraft met with favorable appraisal at the exhibitions of aviation equipment which were organized in Hannover, Budapest and Leipzig, where the „Kruk“ was distinguished by a diploma. In the second half of last year the „Wilga“ and the „Kruk“ were also displayed at an exhibition in England.
- Close to 200 aircraft of Polish production are busy in Bulgaria, where they are performing agricultural operations. Deliveries from Poland of agricultural equipment destined for air application are to be increased threefold in the current five year period.
- During the last five years our international air transports were rising by 20—30% yearly. A new line, Warsaw-Montreal, was opened in June of last year, increasing thereby the length of our foreign air lines to 75.4 thousand kilometers. Approximately 22% of the total of PLL LOT transports are chartered flights to some 200 airports in 70 countries of the world.
- Mr. Magnus Hedemann has been appointed to the post of manager of the LOT branch in Paris. He was formerly employed with Lot as the sales manager. The duties of sales manager in PLL LOT were taken over by Mr. Z. Dąbkowski, who has been — with LOT for 17 years.
- In the summer of last year — for the first time — the Tu-134 jets serviced the scheduled domestic flights from Warsaw to Gdańsk (twice daily), to Koszalin and Wrocław.
- The 'Ignacy Łukasiewicz' Technical University at Rzeszów, in understanding with the of Civil Aviation BOARD, has started recruiting students for the first school year of engineering, covering the specialization of an aircraft pilot; the studies are to last 4.5 year and provide for awarding the diploma of a Master of Engineering.

Adres Redakcji:

01-519 Warszawa, ul. Dymińska 6 m 155

Tel. 39-01-50

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Problemy udziału w wystawach lotniczych . . . . .	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Siły lotnicze na świecie. Ameryka Północna i Południowa . . . . .	4
W. Waškowski: Francuskie śmigłowce wojsk lądowych (PRO- BLEMY ROZWOJU LOTNICTWA) . . . . .	5
R. Makarewicz: Loty naddźwiękowe w akustycznym aspekcie ochrony środowiska . . . . .	9
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	11
W. Krysiak: Problemy szczytowego ruchu w międzynarodowych portach lotniczych na podstawie studium ICAO (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK) . . . . .	12
W NASTĘPNYM NUMERZE . . . . .	14
KARTOTEKA TLiA: Pilatus PC-7 Turbo-Trainer . . . . .	15
Rockwell International B-1 . . . . .	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE 53: Tablice funkcji niezawodności	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 50: Paliwa, smary, ciecze specjalne . . . . .	21
K. Zuchowicz: Rozruszniki lotniczych silników turboodrzutowych	22
J. B. Cynk: Samolot myśliwski PZL P-50 Jastrząb (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	27

Na okładce: samolot myśliwski PZL P-50 Jastrząb — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA  
 CZASOPISM  
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa  
 Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**

mgr inż. *Andrzej Glass*

**Sekretarz Redakcji:**

mgr *Zofia Reyzz-Rubini*

**Redaktorzy działów:**

mgr inż. *K. Dąbrowski*, dr inż. *A. Gołędzi-  
nowski*, 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. Wo-  
liński*

Zakłady Graficzne „Tanka”. Zakł. nr 2. W-wa. Zam. 661/77. Nakład 3900 egz.  
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12. tel. 26-80-16.  
Konto PKO I O/M Warszawa nr 1531-5024

Papier druk. sat. kl. III, 70 g. A1. F-89.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006/37909

WAŚKOWSKI W.

**French Helicopters of the Army**

The article presents a development history of the French air force army, discusses in detail a doctrine of tactics of military helicopters elaborated by the ALAT management as well as the equipment which this weapon uses and alternative armament of particular helicopter types.

MAKAREWICZ R.

**Supersonic Flights in the Acoustic Aspect of Environmental Protection**

This article discusses harmful effect of shock waves accompanying supersonic flights. Determination of the auditory sensation area of a shock wave and conditions of it not being heard on the ground are described.

KRYSIAK W.

**Problems of Peak Air Traffic at International Airports, Based on ICAO's Study**

The article discusses the results of ICAO's poll conducted in 1975, concerning traffic peaks at international airports, including ATC/LOT. It also gives the causes, frequency per year and 24 hours, and loading of the airport supporting services during a peak traffic period.

ZUCHOWICZ K.

**Starters for Aero Turbojets**

The article gives a comparison of weights a) per power unit of different sources used in airplanes b) of energy accumulators depending on the work time c) current transmission equipment over a distance of 23 m. Principles of operation of different types of starters for turbojets and their characteristic features are described.

CYNK J. B.

**PZL P-50 Jastrząb Fighter Plane**

It is an attempt to reproduce the history of construction, design and basic technical data of the PZL P-50 Jastrząb fighter, based on entirely new documents. The article includes a graphic reproduction of the P-50/I silhouette.



## *Problemy udziału w wystawach lotniczych*

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Międzynarodowe wystawy lotnicze spełniają dla wystawców rolę reklamową i handlową. Jaki więc może być najkorzystniejszy skutek wystawiania sprzętu lotniczego na targach, salonach i wystawach?

Ze względu na zasięg wystaw, przede wszystkim warto pokazywać swe wyroby na największych wystawach międzynarodowych, takich jak Lotniczo-Kosmiczny Salon Paryski, Farnborough International czy Hannover Luftfahrtschau. Wówczas osiągnie się pierwszy pożądany skutek — dużą liczbę oglądających wystawiony sprzęt. Ponadto warto brać udział w specjalistycznych wystawach krajów, które są potencjalnymi nabywcami danej kategorii wyrobów. Oczywiście sprzęt musi być wystawiony w sposób przyciągający uwagę.

Następnym wynikiem udziału w wystawie — powinien być maksymalny efekt reklamowy, poprzez jak najdokładniejsze przedstawienie wyrobów w katalogu wystawy, rozpowszechnienie prospektów reklamowych oraz liczne publikacje zdjęć, rysunków i opisów wystawionego sprzętu w prasie fachowej.

Trzecim skutkiem wystaw — są zawarte transakcje handlowe.

Co należy przede wszystkim zrobić, by uzyskać maksymalne korzyści z wystaw?

Przede wszystkim trzeba sobie zapewnić eksponowane miejsce dla swego stoiska. Osiąga się to przez możliwie wcześnie zarezerwowanie miejsca, gdyż zgłoszenia rozpatrywane są według kolejności. Np. na Paryski Salon Lotniczy (który w 1977 r. będzie czynny od 2 do 12 czerwca) zgłoszenia przyjmowane są od 15 września do 1 listopada roku poprzedzającego salon, czyli na 9 miesięcy przed terminem wystawy.

Następnym punktem jest zamieszczenie opisów sprzętu w katalogu wystawy. Na Salon Paryski zgłoszenia do katalogu i kart opisów technicznych przyjmowane są do 1 lutego, a ostatni termin złożenia opisów technicznych upływa 15 marca. Do 10 maja (czyli na miesiąc przed wystawą) przyjmowane są zgłoszenia udziału w pokazie filmów lotniczych.

Aby w dniu otwarcia wystawy ukazały się w prasie lotniczej zdjęcia wystawionego sprzętu, należy bądź na mie-

siąc wcześniej rozpowszechnić materiały prasowe (zdjęcia i teksty w językach obcych) na przedwystawowej konferencji prasowej, bądź rozesłać je do redakcji najbardziej znanych czasopism. Również ważne jest, by podczas wystawy w biurze prasowym przegródka przydzielona wystawcy była pełna zdjęć i prospektów. Od atrakcyjności zdjęć czarno-białych i barwnych oraz tekstów — zależy ich wykorzystanie przez prasę.

Kolejnym problemem jest przygotowanie eksponatów na wystawę. Aby samolot zwracał uwagę, musi być specjalnie pomalowany. Przeważnie stosuje się kolory biały z czerwonym lub biały, czerwony i czarny, względnie biały, czerwony i błękitny, ewentualnie czerwony (pomarańczowy, żółty) z czarnym. Są to bowiem zestawienia najsilniej rzucające się w oczy. Zazwyczaj nie wystawia się samolotów w malowaniu seryjnym. Nawet samoloty bojowe pokazywane są w wielobarwnym malowaniu, choć zwykle są one srebrne. Np. na Farnborough 76 wśród odrzutowych samolotów szkolno-treningowych tylko Iskra nie była wielobarwnie malowana.

Następną sprawą jest zademonstrowanie samolotu w locie. Np. dla odrzutowego samolotu szkolno-treningowego pokaz będzie nieciekawym, jeśli obejmie tylko start, krąg nad lotniskiem (podczas którego samolot znajdzie się z dala od publiczności, niemal na horyzoncie), przelot przed publicznością, pójście świecą w górę, akrobację pod chmurami, znów przelot przed publicznością i lądowanie. Natomiast ten sam czas przeznaczony na demonstrację w locie można wykorzystać na urozmaicony program: zaraz po starcie ostry zakręt i ciasny zawrót, by nie oddalać się od widzów, rozpędzenie się i przelot na dużej prędkości, znów zawrót i szybkie heczki przed publicznością, pętla przed publicznością, zawrót i przelot przed widzami z minimalną prędkością (z wysuniętymi klapami i otwartym podwoziem) i zawrót i lądowanie z silnym hamowaniem.

Jeśli chce się uzyskać maksymalne korzyści z wystaw, to trzeba zawczasu podejmować decyzje o udziale w wystawie, definitywnie ustalać listę wystawionego sprzętu i w terminie rozpowszechnić zdjęcia i materiały prasowe, opracować projekty malowania samolotów oraz przećwiczyć program pokazów w locie.



## POLSKA

● Podczas podróży służbowej do Francji, we wrześniu ub.r., Minister Przemysłu Maszynowego. A. Kopec odbył rozmowy w Aerospatiale — największym państwowym przedsiębiorstwie lotniczym. Firma jest znana m.in. z międzynarodowej współpracy przy projektach i budowie Concorde i A-300. Opisanie porozumienie o rozszerzeniu współpracy naukowej i technicznej między przemysłami lotniczymi Polski i Francji.

● Decyzją Ministra Przemysłu Maszynowego z dniem 1 lipca 1976 r. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL — Warszawa Okęcie została przekształcona w przedsiębiorstwo: Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich PZL — Warszawa. Centrum podporządkowany został Instytut Lotnictwa w Warszawie. Adresy, numery central telefonicznych, numery telexów oraz skróty telegraficzne pozostają dotychczasowe.

● W sierpniu ub.r. między pierwszym zastępcą Ministra Komunikacji R. Pietraszkim i ambasadorem USA w Polsce R. T. Davies'em miała miejsce wymiana not prolongujących umowę o komunikacji lotniczej między Polską i USA. Umowa przewiduje dalsze zwiększenie przewozów na linii Warszawa — Nowy Jork — Warszawa oraz rozszerzenie współpracy między LOT-em a amerykańskim towarzystwem PAN AM. Ustalono, że samoloty LOT-u między Warszawą a Nowym Jorkiem będą utrzymywane w sezonie zimowym 3 połączenia tygodniowo, zaś w lecie 1977 r. — 4. Istnieje możliwość zwiększenia częstotliwości lotów w latach następnych do 6—7 tygodniowo.

● W Warszawie podpisano umowę między Polską i Socjalistyczną Republiką Wietnamu o cywilnej komunikacji lotniczej. Porozumienie upoważnia towarzystwa lotnicze obu krajów do uruchomienia regularnej komunikacji lotniczej między Polską i Wietnamem i do tranzytu przez ich terytoria oraz stwarza warunki do szybkiego rozwoju współpracy w dziedzinie lotnictwa cywilnego. W imieniu rządów umowę podpisali: M. Roman — dyrektor Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego oraz Phung Thi Tai — dyrektor generalny lotnictwa cywilnego Wietnamu.

● Podczas spotkania w dniu 3 września ub.r. przedstawiciele załogi WSK w Mielcu złożyli na ręce Edwarda Gierka meldunek o przekroczeniu planu produkcyjnego za osiem miesięcy 1976 r. Wykonując zakładany program wyzwalania rezerw, wyprodukowano na eksport 5 dodatkowych samolotów An-2. E. Gierek zaznajomił się z montażem samolotów rolniczych An-2 i M-15.

● FAI przyznała dyplom honorowy Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL w Mielcu za wkład w rozwój lotnictwa polskiego i światowego.

● Pozytywne oceny uzyskały nasze samoloty PZL-104 Wilga i PZL-106 Kruk na tegorocznych wystawach w Hannoverze, Budapeszcie oraz w Lipsku, gdzie Kruk uzyskał dyplom. W drugiej połowie ub.r. Wilga i Kruk zademonstrowane zostały na wystawach w Anglii.

● Blisko 200 polskich samolotów polskiej produkcji pracuje dla bułgarskiego rolnictwa. Prawie trzykrotnie wzrosła z PRL dostawa sprzętu agrolotniczego w bieżącym pięcioletniu.

● W ostatnim pięcioletniu nasze przewozy lotnicze w ruchu międzynarodowym wzrosły o 20—30% rocznie. W wyniku uruchomienia w czerwcu ub.r. nowego połączenia Warszawa — Montreal, długość naszych linii zagranicznych wzrosła do 75,4 tys. km. Około 22% ogółu przewozów PLL LOT stanowią przewozy czarterowe do 200 portów lotniczych w 70 krajach świata.

● Latem ub.r. oddany został do eksploatacji nowy pawilon przylotowy Międzynarodowego Dworca Lotniczego na Okęciu. Pawilon powstał w sytuacji, w której ruch pasażerski dawno już przekroczył założenia przyjęte do projektu koncepcyjnego MDL-u, a wzniesienie nowego dworca lotniczego (roboczo zwanego Okęcie II) planowane jest na 1980 r. Konstrukcja pawilonu została zakupiona w Finlandii za 550 tys. dol. Prace koordynowało Biuro Studiów i Projektów Lotnictwa Cywilnego. Hala ma wymiary 30 m × 40 m, przy cał-



Smigłowiec Mi-2 polskiej produkcji w barwach czeskosłowackiego lotnictwa

kowitej kubaturze 8000 m<sup>3</sup>. Stworzenie 14 stanowisk odprawy paszportowej oraz 14 stanowisk odprawy celnej dało przeciętną przepustowość około 700 pasażerów na godzinę. W pawilonie mieści się recepcja tranzytowa, informacja bezpośrednia, dwa tasmociągły bagażowe, stanowisko d.s. zagnionych bagazy, a także Haltona, Orbis i Sanepid. W dawnej hali Dworca uruchomiono cztery dodatkowe stanowiska odlotowe.

● Utworzona została dyrekcja regionalna PLL LOT, na region frankoński z siedzibą w Paryżu. Dyrektorem tej placówki został Magnus Hedemann, były dyrektor LOT-u d.s. handlowych. Obowiązki dyrektora handlowego PLL LOT objął mgr Z. Dąbkowski, mający 17-letni staż w tej instytucji.

● Przewoźnicy z krajów socjalistycznych na linii kanadyjskiej: Aeroflot, CSA i PLL LOT — użytkujący samoloty Il-62 — zawarli umowę o wspólnej obsłudze technicznej eksploatowanego sprzętu. W Montrealu na zorganizowanie i utrzymanie stacji obsługi odpowiada towarzystwo czeskosłowackie.

● Głównym tematem posiedzenia plenarnego ZG APRL, odbytego we wrześniu ub.r., był referat szefa wydziału, mgr J. Malczewskiego, pt. „Ocena bezpieczeństwa lotów i skoków w aeroklubach regionalnych, centrach i ośrodkach szkoleniowych. Medyczne i meteorologiczne zabezpieczenie lotów”. Referent poza danymi statystycznymi — podał przykład bezpiecznego latania w poszczególnych klubach. Temat wywołał ożywioną dyskusję i zgłoszenie ważnych wniosków.

● Latem ub.r. po raz pierwszy odrzutowe samoloty Tu-134 obsługiwały połączenia krajowe z Warszawy do Gdańska (2 razy dziennie), do Koszalinu i Wrocławia oraz rejsy powrotne.

● Długoletnim redaktorem Skrzydlatej Polski — Pawłowi Elszteinowi i Januszowi Wojciechowskiemu — Rada Państwa przyznała Krzyże Kawalerskie Orderu Odrodzenia Polski. Kolegium redakcyjne TLiA serdecznie winażuje zasłużonych odznaczeń.

● Ekipa polskich skoczków spadochronowych odniosła duży sukces w XI Spadochronowych Mistrzostwach NRD, które odbyły się latem ub.r. Startowało 57 zawodników i 16 zawodniczek. W indywidualnych skokach polscy spadochroniarze zajęli 2, 3, 4, 6 i 7 miejsce, a Polki 3, 6 i 7-me. W grupowych skokach na całość pierwsze miejsce zajęła polska drużyna męska, a drugie — polska żeńska. Spadochroniarze PRL zdobyli 24 medale.

● W Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej w Dęblinie odbyło się koleżeńskie spotkanie pierwszych pilotów wyszkolonych po wojnie, w 30 rocznicę promocji. W spotkaniu wzięło udział 41 absolwentów WOSL, w Dęblinie, wyszkolonych na bojowych samolotach Jak-9 i Il-2. Z tej okazji wydano został ilustrowany album pamiątkowy.

● Z okazji jubileuszu, 30-lecia Aeroklubu Bydgoskiego zorganizowano w sierpniu ub.r. Zjazd Absolwentów, Instruktorów i Wykładowców Szkoły Podoficerów Lotnictwa dla Małolotnych z lat 1930÷1939 i konspiracyjnej szkoły z lat 1942÷1945. W Zjeździe wzięło udział 90 weteranów lotnictwa z całego kraju. Obrady Zjazdu zakończyła uroczysta akademicka.



## CZECOSŁOWACJA

● Uchwalony na XV Zjeździe partii program rozwoju lotnictwa cywilnego CSRS na lata 1976÷1980 przewiduje zwiększenie jakości oraz umocnienie bazy technicznej i kadrowej. Program nie zawiera liczbowego wskaźnika wzrostu przewozów zagranicznych. Przewozy krajowe mają zwiększyć się o 11% (gdy kolejowe tylko o 6%), a usługi agrolotnicze o 16%. W latach 1971÷1975 lotnicze przewozy krajowe CSA wzrosły o 35%, a kolejowe zmniejszyły się o 13%.

● Czechosłowacja w ramach RWPG uzyskała specjalizację w budowie lotniczego sprzętu szkoleniowego. Wykorzystując doświadczenia związane z konstrukcją i produkcją samolotu L-29 Delfin, opracowano samolot szkolno-treningowy L-39 Albatros oraz do niego zespół szkoleniowy składający się z symulatora lotu TL-39, urządzenia katapultowego NKTŁ-39 oraz półautomatycznej aparatury kontrolnej NKTL-39.

● Rozwijająca się współpraca towarzystw Interflug i CSA powoduje szybki wzrost przewozów między CSRS i NRD (w 1975 r. — 135 tys. pasażerów). Towarzystwa koordynują przewozy na liniach do krajów socjalistycznych i wymieniają pasażerów na trasach do krajów kapitalistycznych, obsługiwanych tylko przez jedno z tych towarzystw. Przewiduje się organizowanie podróży bezdwizowych oraz z opłaconymi kosztami pobytu.

● Rząd CSRS zawarł umowę ze Sri Lanką w sprawie otwarcia komunikacji lotniczej przez CSA i Air Ceylon między Pragą i Colombo.



## FRANCJA

● Międzynarodowy Lotniczo-Kosmiczny Salon paryski otwarty będzie w okresie 2÷12 czerwca 1977 r.

● W oparciu o rządowe polecenie we francuskich portach lotniczych powołane zostaną komitety bezpieczeństwa, podporządkowane prefektom. Chodzi o zmniejszenie niebezpieczeństwa aktów terrorystycznych.

● Francuskie zakłady IER proponują do sprzedaży urządzenie przeznaczone dla administracji portów lotniczych, które jest w stanie wpisać do dokumentu zawierającego 500 pozycji w czasie 3÷5 sekund. Urządzenie to drukuje i obcina dokument do określonych wymiarów.

● EOS-Wenus — to kryptonim francusko-radzieckiego przedsięwzięcia kosmicznego. Francuski balon o średnicy 10 m zostanie w celach badawczych wyniesiony za pomocą radzieckiej sondy w atmosferę planety Wenus.



**INDIE**

Przemysł lotniczy w Indiach ma podjąć studium budowy samolotu pasażerskiego na 30 osób.



**NORWEGIA**

Norwegia jako pierwszy kraj w Europie Zachodniej zastosowała wewnętrzną łączność satelitarną. Poprzez zawieszony nad równikiem Intelsat 4 uruchomione zostało połączenie telefoniczne i teleskopowe z platformami wydobywającymi ropę i gaz w południowej części Morza Północnego. W przyszłości tą drogą odległe arktyczne wyspy norweskie (Spitsbergen, Wyspa Niedźwiedzia i Jan Mayen) otrzymają łączność z krajem.



**USA**

Lockheed SR-71, zwany najnowocześniejszym samolotem wywiadowczym świata (o którym pisaliśmy już w tej rubryce) ustanowił ostatnio trzy rekordy świata: prędkości lotu w obwodzie zamkniętym — 3356 km/h, prędkości lotu po prostej (na odcinku 15÷25 km) — 3522 km/h i wysokości lotu — 26 212 m.

Przechodzi próby 15-osobowy samolot wojskowy (NASA) pionowego startu Bell XV-15. Jest to gornopłat mający na końcach skrzydeł dwa silniki po 1800 KM. Siednica wirników nosnych 7,6 m. Masa całkowita samolotu 6800 kg, jego prędkość podrotna — 535 km/h.

W 1976 r. powstała nowa odmiana samolotu rolniczego Emair MA-1 nazwana Emair 1200. Jest to dwupłatowiec z silnikiem Wright 900 KM, o udźwigu 1700 l płynnych środków chemicznych, przystosowany do lotów w rejonach górskich i w gorącym klimacie.

Istniejąca od dwóch lat wytwórnia Robinsona w Kalifornii wypuściła dwumiejscowy wiropląt R.22 z silnikiem Lycoming 115 KM, o masie własnej 326 kg i prędkości podróży 160 km/h. Ma to być sportowy śmigłowiec o atrakcyjnej cenie 20 000 dol. Koszt godziny lotu wyniesie 12÷18 dol. Wytwórca ma nadzieję, że już w 1978 r. produkcja wyniesie 500 maszyn.

Znana wytwórnia lekkich samolotów Piper sprzedała licencję na produkcję swoich maszyn brazylijskim zakładom Embraer.

Stowarzyszenie Pilotów Komunikacyjnych Stanów Zjednoczonych zaprotestowało przeciwko tendencjom ograniczania liczby członków załogi samolotu transportowego do 2 osób. Zdaniem Stowarzyszenia, w celu zapewnienia bezpieczeństwa lotu samolot taki musi mieć minimum personel 3-osobowy.

Wiosną ubr. z Przylądka Canaveral — za pomocą jednej rakiety nośnej Titan 3C — wystrzelono 4 satelity wojskowe nowego typu. Dwa z nich — wywiadowcze Lincoln, skonstruowane przez siły lotnicze USA — są zasilane energią nuklearną. Dwa pozostałe — badawcze Solrad — wykonane były w laboratoriach marynarki wojennej USA. Wszystkie satelity zostały umieszczone na orbitach geostacjonarnych.

Latem ubr. wprowadzono na orbitę okołozemską satelitę meteorologicznego NOAA-5 o masie 340 kg i średnicy 1,4 m. Od 1960 r. amerykańskie satelity meteorologiczne dostarczały na Ziemię ponad 3 mln zdjęć przeznaczonych dla służb meteo.

W Waszyngtonie w połowie ubr. w obecności prezydenta USA otwarto muzeum lotnictwa i astronautyki. Wstęga przeciął mechanizm uruchomiony sygnałem wysłanym z pokładu Viking-1. Sonda znajdująca się na orbicie marsjańskiej. Muzeum ma 28 oddziałów, w których zgromadzono dokumentację dotyczącą samolotów, balonów i statków kosmicznych. W dziale samolotów, znajduje się 275 oryginalnych konstrukcji, poczynając od samolotu Wrighta. W dziale kosmicznym wystawiona jest rakietka Obertha i 100 innych oryginalnych eksponatów. W tymże dziale

mieści się planetarium — dar społeczeństwa RFN z okazji 200-lecia USA. Łączna powierzchnia wystawowa muzeum wynosi 15 000 m<sup>2</sup>. Przypuszcza się, że muzeum zwiedzać będzie około 7 mln osób rocznie.

W wyniku sporu o pasażerów transatlantycznych między USA i Szwajcarią towarzystwo TWA będzie wykonywało 14 lotów tygodniowo na trasie Nowy Jork — Szwajcaria samolotami B-707, natomiast towarzystwo Swissair 12 lotów samolotami B-747. Również Swissair ograniczy swoje loty na trasie Boston i Chicago do 7 lotów tygodniowo samolotami DC-10.

Minister transportu zaapelował do 11 520 amerykańskich biur podróży, aby udającym się za granicę obywatelom Stanów Zjednoczonych zapewniały miejsca w samolotach linii swego kraju.

Lotnictwo lekkie jest ważnym składnikiem gospodarki narodowej Stanów Zjednoczonych. Rocznie lotnictwo takie przewozi w kraju 90 mln pasażerów, korzystając z sieci 12 700 lotnisk. Przewiduje się, że w 1978 r. liczba samolotów wyniesie 178 tys., a za 6 lat osiągnie ćwierć miliona.

Prototyp cywilnego śmigłowca Bell-222 został oblatany 13.6.1976 r. Ten 10-miejscowy śmigłowiec napędzają 2 turbiny Lycoming LTS-101 po 650 KM. Jego prędkość przelotowa wynosi 280 km/h, zasięg 650 km.

W czasie ubiegłorocznego konkursu Aircraft Electronics Association w Stanach Zjednoczonych zademonstrowano kodujący wysokościomierz HSA-101 Hamilton, pracujący bez żadnego elementu ruchomego. Masa urządzenia wynosi 1,3 kg. Wysokość określona jest z dokładnością 6 m. Przedstawiono również nowy sygnalizator HSA-201 firmy Hamilton Standard, rejestrujący bliskość Ziemi i przekazujący podwójny sygnał alarmowy (wizualny i dźwiękowy).

Przeszło 40% (ok. 1300 sztuk) odrzutowych samolotów komunikacyjnych wyprodukowanych przez zakłady Boeinga — to B-727.

W związku z coraz lepszym stanem technicznym oraz dążeniem do poprawy ekonomiki przewozu lotniczego, obserwuje się tendencję do wydłużania okresu użytkowania samolotów transportowych III generacji. Szereg towarzystw amerykańskich zdecydowało przedłużyć okres eksploatacji samolotów B-727 z 12 do 16 lat.

Na zlecenie NASA zakłady Boeinga dokonają adaptacji samolotu B-747 do przewozu pojazdu Space Shuttle Orbiter (wahadłowiec kosmiczny). Pojazd będzie umieszczony na wierzchu kadłuba. Pierwszy lot B-747 z Orbiterem przewidziany jest w marcu b.r.

General Motors — największy w świecie kapitalistycznym koncern przemysłu maszynowego — zawarł z bułgarskim zjednoczeniem Balcanair umowę o współpracy w wytwarzaniu sprzętu transportowo-podnośnikowego. Sprzęt ten stanowi jedną z tradycyjnych specjalności eksportowych bułgarskiego przemysłu.

Na pokrycie kosztów związanych z uciążeniem samolotów starszej generacji przewiduje się w Stanach Zjednoczonych wprowadzenie 2% dopłaty do biletów lotniczych. Ma ona w ciągu dziesięciu lat stworzyć fundusz ochrony przed hałasem lotniczym w kwocie 3,5 mld dol.

Dobiega końca budowa statku, na którym będzie mógł udać się w lot kosmiczny wokół Ziemi każdy zdrowy człowiek. Przed realizacją programu Space Shuttle (wahadłowiec kosmiczny) amerykańska centrala lotów kosmicznych NASA przystąpiła do werbunku kobiet-astronautek; zgłoszenia przyjmują do 30 czerwca 1977 r. W rok później rozpocznie się dwuletnie szkolenie w ośrodku Johnsona w Houston.



**W. BRYTANIA**

W samolocie Hawker Siddeley 748 poddawane jest próbom urządzenie ostrzegawcze przed zderzeniem samolotu z ziemią — GPWS (ground proximity warning system — firmy Plessey Aerospace). Zastosowany w urządzeniu miniatury komputer analizuje dane dostarczone przez radiolokator i radiowysokościomierz, podając przy tym dane dotyczące położenia podwozia i klap samolotu.

Od pół wieku znane są w światowym lotnictwie spadochrony Irvin. Ostatnio w wytwórni w Letchworth zorganizowano historyczną wystawę tego sprzętu, obejmującą — prócz sportowych i ratowniczych — również samolotowe spadochrony hamujące.



**WŁOCHY**

We Włoszech konstruuje się dwa nowe satelity badawcze z serii San Marco-D. Satelity te, które wyniesione zostaną przez rakiety amerykańskie Scout, przeznaczone są do fotografowania zachmurzenia, wykrywania cyklonów i badania zawartości ozonu w stratosferze.



**ZSRR**

Zywotność samolotu Tu-144 określa się na 30 tys. h lotów. Przeleci on w tym czasie około 75 mln km. Samolot ten został skierowany do regularnej komunikacji 26 grudnia 1975 r.

Samoloty Aeroflotu kursują na ponad 70 liniach międzynarodowych, obsługując około 1/3 części światowego pasażerskiego ruchu lotniczego. Co roku cztery porty lotnicze Moskwy przyjmują ok. 20 mln pasażerów. Latem samoloty lądują tu i startują co 2÷3 minuty.

Otwarta ostatnio przez Aeroflot linia z Moskwy do Luandy stanowi dwudzieste połączenie Związku Radzieckiego z krajami afrykańskimi. Loty do stolicy Angoli odbywają się z czterema międzylądowaniami. Trasę długości 9135 km samolot Tu-154A przebywa w 18 godzin.

W samolotach Aeroflotu istnieje możliwość zamówienia drogi radiowo taksówki na lotnisko, w celu przewiezienia do miasta pasażerów. Zamawiający otrzymuje talon z numerem wezwanej taksówki, zaś cała formalność trwa kilkanaście minut i kosztuje rubla.

Eksport samolotu Jak-40 ma być rozszerzony na Kanadę. Samolot ten jest wyposażony przez firmę Socan Aircraft w Kanadzie, w amerykańskie wyposażenie nawigacyjne.

Pierwszy na świecie pasażerski odrzutowiec Tu-104 w 20 lat po swym pierwszym regularnym locie został wycofany z linii Aeroflotu. W ciągu dwóch lat eksploatacji Tu-104 ustanowił 26 światowych rekordów. Przez dwa dziesięciolecia samoloty tego typu przewiozły ponad 90 mln pasażerów. W Czechosłowacji — po 16 latach służby i wylataniu 20 tys. h — pierwszy Tu-104 przekazany został do muzeum w Kbeli. W tym czasie samolot ten wykonał na liniach CSA 11 tys. lotów.

W porównaniu z innymi rodzajami transportu — lotnictwo w Związku Radzieckim rozwija się najintensywniej. W 1975 r. — w porównaniu z 1970 r. — 157%. Do dalszego postępu w następnych latach przyczynią się bez wątpienia samoloty: Jak-42 i Il-86.

Na Kaukazie budowany jest dla Akademii Nauk ZSRR radioteleskop-gigant o średnicy 600 m. Zastosowano na obwodzie 895 aluminiowych luster o kilku osiach obrotu. Radioteleskop przeznaczony jest do odbierania sygnałów z Kosmosu w paśmie fal krótkich o długości 8÷300 mm.

**OGÓLNE**

Sabena jest pierwszym towarzystwem, które eksploatuje samoloty Boeing-747 wyposażone w drzwi boczne do ładowania, pozwalające na załadowanie 18 ton towarów złożonych na 6 paletach. 116 foteli rozmieszczonych w 10 rzędach, zainstalowano na specjalnych paletach. Dzięki tym modyfikacjom, przy pomocy 6 ludzi, można w półtorej godziny zmienić strukturę wewnętrzną samolotu B-747 z pasażerskiego na samolot towarowy.



USA	
<b>Siły Powietrzne</b>	
B: Boeing B-52	400
Cessna A-37	250
Convair F-102	200
Convair F-106	200
Douglas A-1	?
Douglas AC-47	?
Douglas B-26	25
Douglas F-15	(749)
Fairchild AC-119	50
Fairchild A-30	(729)
General Dynamics F/FB-111	400
Lockheed AC-130	25
Lockheed F-104	?
LTV A-7	600
McDonnell F-101	100
McDonnell Douglas F-4	1000
North American F-100	400
Northrop F-5E	(70)
Republic F-105	250
Rockwell International B-1	(244)
Razem	3650 + (1792)
R: Boeing E-3	(6)
Boeing E-4	(7)
Boeing EC/WC-135	?
Douglas EC/RC-47	?
Douglas EB/WB-66	?
Lockheed EC-121	?
Lockheed EC/RC/WC-130	?
Martin EB/RB/WB-57	?
McDonnell Douglas RF-4	350
McDonnell Douglas RF-101	100
Razem	450
Sz: Boeing T-43	19
Cessna T-41	250
Cessna T-37	750
Convair T-29	50
Convair TC-131	?
Lockheed T-33	?
North American T-28	?
North American T-39	150
Northrop F-5	100
Northrop T-38	900
Razem	2219
T: Boeing KC-97	150
Boeing C/KC-135	640
Boeing VC-137	9
Convair C-131	?
DHC Buffalo	4
DHC Caribon	100
Douglas C-47	?
Douglas C-54	?
Douglas C-118	?
Douglas C-124	?
Fairchild C-119	?
Fairchild C-123	100
Lockheed C-5	79
Lockheed C-121	50
Lockheed C-130	500
Lockheed C-141	275
Lockheed C-140	14
McDonnell Douglas C-9	20
McDonnell Douglas DC-9	(3)
Razem	1941 + (3)

USA — c.d.	
H: Bell H-13	?
Bell UH-1	200
Kaman HH-43	100
Sikorsky CH-3	30
Sikorsky HH-3	50
Sikorsky HH-53	65
Razem	445
P: Aero Commander U-4	15
Beech VC-6	?
Cessna O-2	500
Cessna U-3	200
DHC Beaver	200
Helio U-10	80
Rockwell OV-10	150
Razem	1146
Łącznie	9851 + (1795)
<b>Siły Lądowe</b>	
R: Beech RU-21	?
Grumman OV-1	200
Rockwell OV-10	100
Razem	300
Sz: Beech T-42	50
Cessna T-41	250
Razem	300
T: Beech T-45	?
DHC Beaver	?
Douglas C-47	?
Lockheed C-140	?
H: Bell AH-1	750 + (300)
Bell UH-1	3900 + (51)
Bell OH/T1H-13	400
Bell OH-58	1900
Boeing-Vertol CH-47	600 (?)
Hiller OH-23	?
Hughes OH-6	1400
Hughes TH-55	700
Sikorsky UH-19	?
Sikorsky H-34	?
Sikorsky CH-37	?
Sikorsky CH-54	80
Razem	8830 + (354)
P: Beech Baron	(20)
Łącznie	9130 + (374)
<b>Lotnictwo Morskie</b>	
R: Grumman A-6	400
Grumman F-14	120 + (214)
HS Harrier	110
LTV A-7	800 + (81)
LTV F-8	100
McDonnell Douglas A-1	(10)
McDonnell Douglas F-4	1000
Razem	2530 + (335)
R: Douglas EA/RA/KA-3	100
Grumman E-1	80
Grumman E-2	100
Grumman EA/KA-6	150
Grumman S-2	150
Lockheed EC-121	30
Lockheed EC/RC/KC-130	70
Lockheed SP-2	50
Lockheed P/EP-3	100
Lockheed S-3	50
LTV RF-8	100
McDonnell Douglas RF-4	50
North American RA-5	100
Rockwell OV-10	100
Razem	1530
Sz: Beech T-34	400
Convair T-29	?
Grumman TF-9	?
Grumman TC-4	?

USA — c.d.	
Lockheed T-1/T-33	?
North American T-2	350
North American T-28	200
North American T-39	40
Northrop T-38	5
Razem	1004
T: Convair C-131	20
Douglas C-54	?
Douglas C-117	40
Douglas C-118	30
Fairchild C-119	80
Grumman C-1	75
Grumman C-2	25
Lockheed C-130	40
McDonnell Douglas C-9	30
North American CT-39	30
Razem	370
H: Bell AH-1	100
Bell UH/T1H-1	450
Bell TH-57	40
Boeing Vertol CH-46	450
Kaman SH/UH/HH-53	100
Sikorsky CH-53	275 (?)
Sikorsky SH-3	300
Sikorsky UH-34	?
Sikorsky VH-3	(10)
Razem	1715 + (10)
P: DHC Otter	10
Grumman HU-16	?
Lockheed S-3	(137)
Piper U-11	20
Razem	30 + (137)
Łącznie	7179 + (482)
Ogółem	26460 + (2651)
<b>MEKSYK</b>	
<b>Siły Powietrzne</b>	
B: DH Vampire	14
Lockheed T-33	15
Razem	29
Sz: Beech T-41	12
Beech T-34	10
Beech Bonanza	20
Beech Musketeer	20
North American T-6	45
North American T-28	30
Razem	137
T: Beech C-15	20
B-N Islander	3
Douglas C-47	6
Douglas C-54	5
Douglas C-118	2
IAI Arava	5
Lockheed JetStar	1
Razem	42
H: Alouette	6
Bell 47	14
Bell JetRanger	3
Bell 212	1
Hiller UH-12	1
SNIAS Puma	3
Razem	30
P: Lockheed L-ASA-60	18
Łącznie	256
<b>Lotnictwo Morskie</b>	
R: Convair PBV-5A	5
H: Alouette	4
Bell 47	3
Razem	9
Łącznie	11
Ogółem	270

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



# Francuskie śmigłowce wojsk lądowych

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

W artykule przedstawiono historię rozwoju francuskiego lotnictwa wojsk lądowych i szerzej omówiono doktrynę taktyki wojskowych śmigłowców opracowaną przez kierownictwo ALAT, jak również sprzęt, którym ta broń się posługuje i alternatywne uzbrojenie poszczególnych typów śmigłowców.

Rozwój francuskiego lekkiego lotnictwa wojsk lądowych (*l'Aviation Légère de l'Armée de Terre* — ALAT) stanowi wręcz klasyczny przykład realizacji koncepcji i programu związków szybkich wojsk lądowych.

Możliwość rozszerzenia zasięgu obserwacji pola bitwy lub zaplecza nieprzyjaciela jest jednym z tych czynników, który może stanowić o korzystnym rozstrzygnięciu akcji bojowej przez stronę dysponującą lepszym punktem obserwacyjnym, z którego dowódca może śledzić rozwój manewru lub artylerzysta korygować ostrzał. Wzniesienie się zaś ponad pole bitwy było nieosiągalnym marzeniem aż do chwili, gdy wojska lądowe zostały wyposażone w balony, a więc do pierwszych lat XIX wieku.

Początkowo korzystano zatem ze statków lżejszych niż powietrze, następnie (już w 1912 r. w czasie włosko-tureckiej wojny o Libię) z pierwszych, jeszcze bardzo nieporadnych, samolotów. W miarę rozwoju tego sprzętu również i samoloty zwiadowcze były coraz bardziej udoskonalane: wzrastał ich zasięg, prędkość i uzbrojenie. Tak powstały samoloty zwiadowcze dalekiego zasięgu; ale wojska lądowe domagały się lotnictwa zwiadowczego przeznaczonego do bezpośredniej obserwacji pola walki, bliskiego wsparcia ogniowego piechoty oraz kierowania ogniem artylerii. Wówczas też nastąpiło odrodzenie lekkich zwiadowczych, obserwacyjnych i łącznikowych samolotów, takich jak (w czasie II wojny światowej): radziecki Po-2, hitlerowski Fieseler Storch czy amerykański Piper L-4.

## Lekkie lotnictwo przed utworzeniem ALAT

Po wyzwoleniu Francji do uzbrojenia lotnictwa obserwacyjnego artylerii — GAOA — weszły samoloty Morane-Saulnier (ex-niemieckie Storchy) i... dwa wiatrakowce.

W czasie kampanii wietnamskiej np. w 1949 r. lekkie samoloty obserwacyjne GAOA w rzeczywistości znajdowały się już w gestii wojsk lądowych: na 762 loty bojowe wykonane przez lekkie samoloty ekspedycyjnej armii francuskiej w tym roku, tylko w 14 przypadkach samoloty prowadziły korektę ognia artyleryjskiego, podczas gdy z pozostałych 748 lotów — 288 miało za cel zwiad, 202 — bezpośrednie wsparcie ogniowe piechoty. Naturalnie, nie obyło się bez strat, gdyż tylko w 1955 r. trafiono naziemnym ogniem wietnamskich 55 francuskich samolotów. Nie wszystkie też samoloty używane przez GAOA zdały egzamin eksploatacyjny. Tak np. z powodu trudnych warunków klimatycznych (wilgotny klimat tropikalny) drewniana konstrukcja płata Storchów wypaczała się, tak iż musiało zastąpić drewniane dźwigary i żebra skrzydeł metalowymi.

Działania lekkiego lotnictwa w Wietnamie zostały bardzo wysoko ocenione przez ówczesnych dowódców francuskich. Francuski generał dywizji lotnictwa — Chassin — powiedział: *zawód pilota lekkiego samolotu jest niebezpieczny, uciążliwy, ale nasjonujący (...) bez lekkich samolotów, które jedne „widzą”, efektywność pozostałego lotnictwa byłaby zredukowana o 80%.*

Jak widać praktyka, życie, wykazały, iż przydział tego sprzętu dowództwu artylerii jest nieuzasadniony, gdyż zakres współdziałania z wojskami lądowymi, lotnictwem szturmowym i bombardującym znacznie przekraczał zadania stawiane przed tym lotnictwem przez artylerię, stanowi one bowiem 2% (w 1949 r.) całości wykonywanych akcji bojowych.

Dlaczego zatem lekkie samoloty zwiadowcze i bliskiego wsparcia jeszcze do 1955 r. były podporządkowane artylerzystom, chociaż gros ich akcji stanowiła służebność dla wojsk lądowych?

Odpowiedź jest zaskakująca. Chodziło o spory kompetencyjne, o względy — prawdopodobnie — natury współza-

wodnictwa: lotnictwo wojskowe nie wyrażało zgody na utworzenie odrębnego lotnictwa wojsk lądowych, chociaż już wówczas czynniki odpowiedzialne za organizację armii francuskiej zdawały sobie sprawę z nielogiczności stosowanego rozwiązania.

## Śmigłowce wkraczają do akcji w ALAT

Dopiero w 1952 r. w Indochinach wylądowały dwa śmigłowce (amerykańskie, lekkie tłokowe Hiller 360) przeznaczone dla GAOA. Kolejna dostawa obejmowała kilkanaście śmigłowców lekkich dwumiejscowych Bell-47D. Piloci tych śmigłowców przeszli wstępne szkolenie w śmigłowcowej prywatnej firmie francuskiej Hélicop-air. Trening zaawansowany odbywał się na śmigłowcach Sikorsky S-55 (oznaczenie wojskowe H-19).

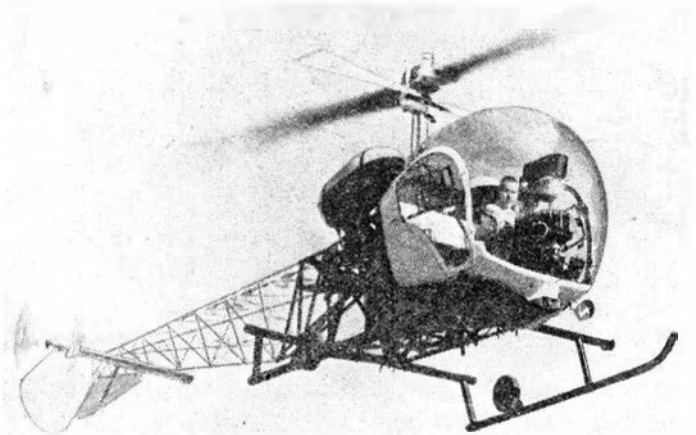
Dopiero w 1955 r. lotnictwo wojskowe wyraziło zgodę na utworzenie wydzielonych plutonów lotnictwa przy dywizjach piechoty, podległych bezpośrednio dowódcom tych jednostek. Tę datę należy zatem uważać za początek samodzielności Lekkiego Lotnictwa Wojsk Lądowych (ALAT).

W skład parku tych plutonów wchodziły początkowo nieudane francuskie NC-856 Norvigie (112 sztuk, prędko wycofanych z eksploatacji), Piper L-21 BM (moc silnika 150 KM), Cessna L-19 (213 KM), a w późniejszym okresie 150 Nord 3400 i łącznikowe MH-1521 Broussard. Te dwa ostatnie typy były zbudowane na wyraźne życzenie generała de Gaulle'a, który pragnął uniknąć konieczności zakupu sprzętu wojskowego w St. Zjednoczonych. Podobnie rzecz się miała ze śmigłowcami. Dziś, jak wiadomo, Francja jest pod względem wyposażenia swego lotnictwa wojskowego i wojsk lądowych w śmigłowce samowystarczalna, co więcej — dzięki rozbudowie bazy produkcyjnej i doskonałym konstrukcjom własnym — jest drugim pod względem wielkości i wartości eksporterem śmigłowców w krajach kapitalistycznych.

Poczynając również od 1955 r. zaczyna się rozbudowa floty śmigłowcowej ALAT. W ciągu tylko tego jednego roku ALAT otrzymał 8 śmigłowców Bell-47D i 10 Sikorsky S-55, z których 6 zakupił od belgijskiego przewoźnika lotniczego SABENA, a 4 u Westlanda. W 1956 r. napływały dalsze dostawy dla ALAT. Oddziały tej broni, biorące udział w tzw. brudnej wojnie algierskiej, zostały wyposażone w 6 sztuk *latających bananów* (ciężkich śmigłowców do transportu plutonu żołnierzy) Boeing-Vertol H-21C i 50 śmigłowców Bell-47G. Równocześnie ALAT zamówił 50 dalszych *bananów* i 60 francuskich Djinnów.

W 1959 r. większość dywizyjnych plutonów ALAT została wyposażona w samodzielne eskadry śmigłowców. W tym samym roku ALAT zorganizował dwie własne szkoły kształcące pilotów i mechaników śmigłowcowych.

Z chwilą otrzymania pierwszych śmigłowców Alouette III i uzyskania własnej bazy, odstąpienia Djinnów prywatnym



Rys. 1. Lekki śmigłowiec amerykański Bell 47-G o napędzie tłokowym



Rys. 2. Francuski śmigłowiec Alouette III uzbrojony w cztery pociski przewodowo kierowane SS-11

użytkownikiem oraz przeniesienia Belli i Hillerów do rezerwy. ALAT otrzymał dzisiejszą strukturę organizacyjną i wypracował doktrynę taktyki walki, której głównym założeniem było zwalczanie broni pancernej nieprzyjaciela.

### Koncepcja i taktyka ALAT

ALAT nie jest jakimś dodatkiem do lotnictwa wojskowego ani nowym rodzajem broni wojsk lądowych. Jest zespołem środków służących do zwiększenia potencjału bojowego wojsk lądowych w zakresie zwiadu, walki i transportu taktycznego.

W ciągu ostatnich 22 lat — to jest od chwili przejścia lekkiego lotnictwa bezpośredniego wsparcia ogniowego piechoty, akcji szturmowej, bliskiego zwiadu i transportu — ALAT zdobył w możliwie szerokim zakresie wykorzystanie techniczne i taktyczne właściwości śmigłowca jako pojazdu naziemnego piechoty.

Porównanie zadań ALAT z lekkim lotnictwem Stanów Zjednoczonych, Wielkiej Brytanii i RFN uwypukla różnice w koncepcji i taktycznym wykorzystaniu śmigłowców przez ALAT i lotnictwo wymienionych krajów.

Przede wszystkim trzeba podkreślić, iż Francja była pionierem w lotach taktycznych pomiędzy przeszkodami terenowymi i na najniższym pułapie (Francuzi używają określenia *au ras de terre*, co dosłownie można przetłumaczyć *omal nie zawadzając, tuż ponad ziemią*); we Francji powstała też specjalna szkoła w Luc, gdzie piloci ALAT trenują takie loty.

Francuska koncepcja lotów pomiędzy przeszkodami i na najniższym pułapie dopiero przed kilku laty została prze-



Rys. 3. Francuski śmigłowiec rozpoznania i szturm Gazelle uzbrojony w cztery przewodowo kierowane pociski przeciwpancerne HOT

jęta przez lotnictwo wojsk lądowych St. Zjednoczonych. W Wielkiej Brytanii, gdzie śmigłowce manewru powietrznego (Puma itp.) znajdują się w gestii Royal Air Force, stosuje się taktykę lotniczą, a nie taktykę lotnictwa wojsk lądowych. W RFN dotychczas przeważała teoria, iż śmigłowce mają służyć do zmasowanych przerzutów piechoty na kilku kolejnych falach.

W swym dalszym rozwoju koncepcja taktyki francuskiej dla ALAT polega na odrębnym użytkowaniu w lotach taktycznych czterech rodzajów śmigłowców: lekkich zwiadowczych, szturmowych i bliskiego wsparcia powietrznego, śmigłowców manewru powietrznego wraz z desantowaniem drużyn żołnierzy bezpośrednio na polu walki (średnie śmigłowce Puma) wreszcie do transportu drugiej fali nacierającej piechoty śmigłowcami ciężkimi (Super Frélon). Dowództwo ALAT stwierdza, iż wyłącznie zmasowane użycie tych czterech rodzajów śmigłowców może zapewnić istotny efekt ich działań na poziomie manewru wielkich jednostek.

Priorytet jednak dowództwo ALAT przyznaje śmigłowcom szturmowym, przeznaczonym do walki z bronią pancerną przeciwnika. Zwalczanie czołgów i manewr powietrzny jest dla strategów francuskich częścią składową manewru naziemnego wojsk lądowych, któremu zapewnia znacznie większą elastyczność i skuteczność (opinia generała dywizji lotnictwa, dowódcy ALAT — O'Mahony).

### Podstawowe operacje manewru powietrznego ALAT

ALAT wyspecjalizował się w trzech typach operacji, którymi są:

- rozpoznanie i zwiad — przeprowadzane przez lekkie śmigłowce;
- szturmowanie i manewr powietrzny, do których używane są uzbrojone lekkie i średnie śmigłowce;
- manewr (transport) powietrzny i desantowanie z użyciem średnich śmigłowców.

#### Rozpoznanie i zwiad

Tę operację w zasadzie przeprowadzają wyłącznie formacje lekkich śmigłowców. Operacji mogą towarzyszyć oddziały piechoty po desantowaniu ich przez śmigłowce manewru powietrznego. Również mogą im towarzyszyć śmigłowce szturmowe, jeżeli rozpoznanie ma być zakończone szturmowaniem gniazd oporu nieprzyjaciela. Eskadra lekkich śmigłowców rozpoznania może przeprowadzać operację zakrojoną na większą skalę. Wówczas eskadra, po osiągnięciu rubieży, gdzie jej zagraża efektywne niebezpieczeństwo rażenia, dzieli się na dwójkowe lub trójkowe patrole, które kontynuują operację w locie taktycznym.

#### Akcja szturmowania

Francuskie śmigłowce szturmowe uzbrojone są w przewodowo kierowane pociski (starsze SS-11 lub najnowsze HOT) i akcję przeprowadzają bądź samodzielnie, bądź też wraz z naziemnymi grupami niszcycieli czołgów, wyposażonych w pociski do zwalczania broni pancernej (pociski Milan lub inne o poziomym torze batalistycznym pocisku). W zależności od konfiguracji terenu śmigłowce szturmowe mogą działać albo jako wielkie formacje, lub w rozbiciu na dwójkowe patrole. W przypadku operacji grupowej śmigłowce szturmowe powinny zaskoczyć przeciwnika, wykorzystując przeszkody terenowe do ukrycia się w zasadzce; patrole zaś prowadzą akcję nekającą, jeżeli nie uda się im wykorzystać momentu zaskoczenia. Każdy rodzaj obu tych akcji może następować jeden po drugim.

Najbardziej może skomplikowana jest operacja naprowadzania śmigłowców szturmowych nad wyznaczone cele, nad którymi powinny one przebywać możliwie krótko ze względu na niebezpieczeństwo rażenia przez przeciwnika. Akcję naprowadzania wykonują lekkie śmigłowce zwiadowcze, dysponujące dzięki swej gładkiej konfiguracji (brak podwieszanego uzbrojenia) większą prędkością, zwrotnością, sterownością i mniejszym ciężarem w locie.

Obecność śmigłowców manewru powietrznego wyłącza użycie naziemnych pojazdów piechoty, gdyż niszcyciele czołgów korzystają z transportu średnich śmigłowców, które je przetransportowały na miejsce, gdzie pozostają w czasie akcji, zapewniając desantom możliwość ewakuacji lub pościgu.

## Akcja desantowa pierwszej fali piechoty

Srednie śmigłowce manewru powietrznego używane są, gdy:

- zachodzi konieczność przetransportowania oddziałów desantowych na miejsce akcji w najkrótszym czasie, niezbędnym dla rozpoczęcia manewru lub jego rozwinięcia;
- przeszkody terenowe lub przeciwdziałanie nieprzyjaciela uniemożliwiają transport naziemny.

Transportowych śmigłowców manewru powietrznego nie można zatem uważać za zwykły środek przewozu, gdyż zadanie tego typu śmigłowców polega nie tylko na przewozie żołnierzy wraz z uzbrojeniem na miejsce operacji, lecz również na zapewnieniu desantowanym żołnierzom możliwości przenoszenia się z jednego stanowiska bojowego na drugie w miarę potrzeby. Z tego względu średnie transportowe śmigłowce manewru powietrznego powinny znajdować się w stałej dyspozycji desantowanych jednostek.

Generalizując: omawiany typ śmigłowców ma zapewnić dowództwu natychmiastowość przeprowadzania operacji oraz stwarzać moment zaskoczenia dla przeciwnika — wskutek przerzutu oddziałów na taki odcinek pola bitwy, gdzie nie spodziewa się on zaangażowania w walce nowych oddziałów piechoty.

Pozostaje jeszcze do omówienia logistyczna (kwaterymistrzowska) działalność śmigłowców. Na obecnym poziomie rozwoju ALAT ten rodzaj użytkowania śmigłowców jest w zasadzie ograniczony wyłącznie do nagłych, sporadycznych wypadków, z uwagi na zbyt jeszcze szczupłą flotę, którą dysponuje ALAT. W miarę jednak uzupełniania stanu liczbowego sprzętu należy się spodziewać poważnego wzrostu operacji logistycznych, przeprowadzanych przede wszystkim przez ciężkie śmigłowce w rodzaju Super Frélon, których — mając na względzie ich bardzo wysoki koszt — Francja zbudowała tylko 104 sztuki, z czego zaledwie połowa znajduje się w wyposażeniu wojska, a reszta została wyeksportowana.

### Sprzęt ALAT

W miarę rozwoju parku śmigłowcowego ALAT w coraz większym stopniu kurczy się liczba samolotów, które obecnie służą wyłącznie jako maszyny łącznikowe i do wstępnego szkolenia pilotów ALAT.

Do wykonania wyżej omówionych trzech rodzajów operacji ALAT dysponuje trzema podstawowymi typami śmigłowców: SE-3160 Alouette III, SA-341 Gazelle i SA-330 Puma. Oba ostatnie typy produkowane są w kooperacji z Wielką Brytanią, przy czym w przypadku Pumy — strona brytyjska po rozpoczęciu przez Anglików produkcji śmigłowców WG-13 Lynx ogranicza się jedynie do dostaw podzespołów dla francuskiego producenta. Przedsiębiorstwem prowadzącym jest francuska Aérospatiale jako konstruktor obu tych typów śmigłowców.



Rys. 4. Śmigłowiec Gazelle uzbrojony w pociski SS-11

SA-341/342 Gazelle. Jest lekkim wielozadaniowym śmigłowcem, którego konstrukcja została opracowana zgodnie z wymogami francuskiego ALAT i angielskiej Royal Air Force. W 1971 r. Gazelle pobiła trzy rekordy świata prędkości lotu dla tej kategorii śmigłowców. Początkowo była ona przeznaczona do potrzeb zwiadu i łączności, ale już pierwsze próby wykazały jej przydatność (po uzbrojeniu w przewodowo kierowane pociski przeciwpancerne) jako maszyny do zwalczania czołgów. Gazelle jest obecnie uzbrajana w 4 pociski HOT (przypominam, iż nowe amerykańskie AAH będą nosicielami 16 pocisków przeciwczołgowych TOW, a współczesne śmigłowce przeciwczołgowe USA AH-1, jak np. AH-1S, zabierają po 8 takich pocisków).

SA-330 Puma. Był pierwszym francuskim śmigłowcem do transportu taktycznego i manewru powietrznego, przeznaczonym wyłącznie do potrzeb ALAT. Dzięki licznym modyfikacjom Puma może wykonywać wiele specjalnych zadań, poczynając od transportu 12 uzbrojonych żołnierzy, a kończąc na przewozach logistycznych.

Oprócz tych dwu śmigłowców o przeznaczeniu ściśle wojskowym, park ALAT ma następujące rodzaje śmigłowców adaptowanych do potrzeb tej broni:

SE-3130 Alouette II (najstarszy z francuskich śmigłowców napędzanych silnikami turbinowymi, który rozpoczął służbę jeszcze w 1957 r. w Algierii). Obecnie używane są one do szkolenia i treningu pilotów ALAT.

TABLICA. Francuskie śmigłowce używane przez ALAT

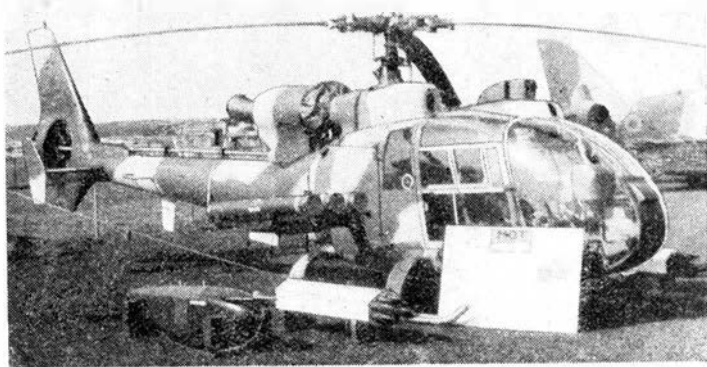
Typ śmigłowca	SA-319 SA-316 Alouette III	SA-330 Puma	SA-341* Gazelle	SA-342* Gazelle	SA-360 Dauphin	SA-321 Super Frélon	
Data oblotu	27.6.68	15.4.65	12.4.68	6.8.72	2.6.72	28.5.63	
Silnik (wszystkie Turbomera)	Astazou XIV Artouste III	2 - Turmo IVC	Astazou III	Astazou XIV	Astazou XVIII	3 × Turmo III-C6	
Moc	600	2 1580	600	600	1050	3 × 1570	
Średnica wirnika	11,02	15,00	10,50	10,50	11,50	18,90	
Długość całkowita	12,84	18,15	11,97	11,97	13,42	23,03	
Wysokość	3,00	5,14	3,20	3,20	3,48	6,66	
Masa własna	1140	3536	932	955	1545	6890	
Masa użyteczna	1 + 6 osób	2 + 21	1 + 4	1 + 4	1 + 13	3 + 30	
	[kg]**)	1025	3300	700	700	1250	5000
Masa startowa	[kg]	2250	7000	1800	1900	2800	13000
Maks. prędkość przelotowa	[km/h]	220	260	265	270	272	250
Czas lotu	[h]	3 h 50	2 h 50	5 h 10	4 h 50	3 h 15	4 h 20
Planowana produkcja	[szt.]	1399	620		821*)	125	104
Zbudowano do 30.VI.1976 r.		1290	383		447**)	5	79
Produkcja miesięczna (1976 r.)		6	9		16 ± 20***)	1,5	1,3

\*) koprodukcja z Westland Helicopters

\*\*\*) masa podwieszana pod kadłubem

\*\*\*\*) plan i produkcja Aérospatiale - Westland Helicopters

Śmigłowce Alouette II nie produkowane. Łącznie zbudowano 1453 śmigłowce Alouette i Lama. Śmigłowiec — latający dźwig — Lama nadal w produkcji.



Rys. 5. Alternatywne uzbrojenie śmigłowca Gazelle  
Fot. A. Glass

SA-318C Alouette II z silnikami Astazou są uzbrojone w 2 pociski przeciwpancerne SS-11 i znajdują się w wyposażeniu 2 eskadr śmigłowców do zwalczania broni pancernej. W 1977 r. obie te eskadry mają otrzymać śmigłowce Gazelle z pociskami HOT.

SE-3160 Alouette III. Flota tych śmigłowców stanowi ma jeszcze do połowy 1977 r. podstawową broń przeciwczołgową. Alouette III uzbrojone są w 4 przewodowo kierowane pociski przeciwpancerne SS-11 o zasięgu do 3000 m. Użycie tego typu śmigłowców stanowi kompromis pomiędzy rzeczywistymi potrzebami zgłaszanymi przez ALAT, a brakiem wystarczających funduszy na przebrojenie floty śmigłowców do zwalczania czołgów.

Flota samolotowa ALAT składa się z:

— Cessna L-19 Bird Dog — dwumiejscowy samolot obserwacyjny, w który było wyposażone wiele oddziałów ALAT jeszcze w Algierii; używany jest obecnie do wstępnego szkolenia kandydatów na pilotów;

— Max Holste MH-1521 Broussard — sześciomiejscowy samolot łącznikowy, używany do przelotów personelu pomiędzy bazami ALAT.

Skład floty ALAT na 1.01.1976 r.:

— samoloty: 38 Broussard i 92 Cessna L-19, razem 130 samolotów;

— śmigłowce: 190 Alouette II; 70 Alouette III; 90 Gazelle; 130 Puma (do 1.01.1977 r. ALAT ma jeszcze otrzymać 10 Puma, a do 1.01.1978 r. pozostałe 80 Gazelle z zamówionej serii 170 sztuk); razem flota śmigłowcowa ALAT liczy 480 śmigłowców.

Należy jeszcze zaznaczyć, iż ALAT spodziewa się dalszej rozbudowy swej floty śmigłowcowej. Między innymi ma ono otrzymać w późniejszym okresie śmigłowce Dauphin, uzbrojone nie tylko w pociski przeciwpancerne HOT, ale również i w broń lufową, a ponadto po dopracowaniu nowego silnika Turbomeca Makila o mocy 1800 KM — nową odmianę śmigłowców transportu taktycznego, tj. Super Puma.

### Uzbrojenie śmigłowców ALAT

Przewodowo kierowane pociski przeciwczołgowe HOT

Jest to pocisk przeciwpancerny przewodowo kierowany i samonaprowadzający się na promieniowanie podczerwone.

Parametry i charakterystyka: masa całkowita — 20 kg; masa głowicy z materiałem wybuchowym — 6 kg; długość całkowita — 1,27 m; średnica — 0,14 m.

Próby z HOT-em rozpoczęto w 1969 r., ale złe wyniki pierwszych strzelań zmusiły producenta (Aérospatiale) do udoskonalenia konstrukcji. W latach 1970—1971 prowadzono dalsze próby. W tym też czasie zachodniemiecka Bundeswehra zainteresowała się nowym pociskiem. Od 1971 do 1973 r. z wyrzutni zainstalowanych na śmigłowcu Alouette III przeprowadzono 27 strzelań, z których tylko 22 było udanych. W lipcu 1973 r. układ został zamontowany na śmigłowcu Gazelle. Na dwadzieścia strzelań 15 pocisków trafiło w cel. Niepowodzenie było spowodowane zrywaniem się przewodów.

W 1974 r. ALAT przejął HOT-y do swojego uzbrojenia. W tym samym czasie RFN przeprowadziła cykl prób z HOT-ami zainstalowanymi na śmigłowcu Bo-105. W 1974 r. Francuzi i zachodni Niemcy wykonali 80 odpaleń tych pocisków. Trafiono cel 53 razy (69% trafień).

W czasie prób stwierdzono, iż:

— maksymalna odległość zapewniająca efektywność strzelania wynosi 3950 m, a nie jak zakładano — 4000 m;

— w przypadku ostrzału z odległości 400 m cel musi znajdować się na wprost podłużnej osi śmigłowca;

— przy celu odległym o 3950 m i odchyleniu podłużnej osi śmigłowca o 7° w stosunku do celu — procent trafień jest bardzo mały;

— przy ruchomym celu i odpaleniu z wirażu uzyskuje się 50% trafień;

— przy odpaleniu z odległości 1650 m i zakręcie 3 do 6°/s uzyskuje się 90% trafień.

### Alternatywne uzbrojenie śmigłowców ALAT

— Alouette II lub Lama: 6 rakiet kal. 68 mm lub 4 pociski przewodowo kierowane SS-11, 1 karabin maszynowy kal. 7,62 mm;

— Alouette III: 6 rakiet kal. 68 mm lub 4 pociski SS-11, lub 2 pociski AS-12, 1 KM kal. 7,62 mm lub 1 działko MG 151;

— Gazelle SA-341: 6 rakiet kal. 68 mm lub rakiety Minitat, lub 2 pociski AS-12, lub 4 pociski HOT, lub 4 KM kal. 7,62 mm;

— Gazelle SA-342: 6 rakiet kal. 62 mm lub rakiety Minitat, lub 4 pociski SS-11, lub 6 pocisków HOT, lub 4 KM kal. 7,62 mm;

— Dauphin: 6 rakiet kal. 62 mm lub 2 pociski AS-12, lub 4 pociski HOT, lub 4 KM kal. 7,62 mm i 1 działko MG 151;

— Puma: 2 KM kal. 7,62 mm lub działko MG 151, lub niewyspecyfikowana liczba rakiet i pocisków.

Charakterystyka pocisków SS-11 i SS-12:

— **SS-11** — masa całkowita — 29,90 kg, masa głowicy z materiałem wybuchowym — 7 kg, zasięg — 350 do 3000 m, prędkość lotu po trajektorii — 150 m/s;

— **SS-12** — masa całkowita — 75 kg, masa głowicy z materiałem wybuchowym — 30 kg, zasięg — 6000 m, prędkość lotu po trajektorii — 260 m/s.

## ZAPISY NA STUDIA LOTNICZE

**Politechnika Rzeszowska** im. Ignacego Łukasiewicza, w porozumieniu z Centralnym Zarządem Lotnictwa Cywilnego, ogłosiła rekrutację na pierwszy rok 4,5-letnich studiów dziennych magisterskich na kierunku mechanika, specjalności — lotnictwa, specjalizacji — pilotażowej.

Kandydaci na studia powinni — prócz świadectwa dojrzałości — posiadać orzeczenie lotniczo-lekarskie oraz kwalifikacje pilota szybowcowego II klasy lub pilota samolotowego sportowego III klasy. Dokumenty składać należy w se-

kretariacie Instytutu Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej, ul. W. Pola 2, 35-959 Rzeszów, tel. 432-81, wewn. 42.

Absolwenci uzyskują dyplom magistra inżyniera mechanika w specjalności lotnictwo oraz licencję pilota zawodowego II klasy. Polskie Linie Lotnicze LOT gwarantują zatrudnienie wszystkich absolwentów jako pilotów komunikacyjnych oraz oferują stypendia fundowane w trakcie studiów.

# Loty naddźwiękowe w akustycznym aspekcie ochrony środowiska

Dr RUFIN MAKAREWICZ

Katedra Akustyki Uniwersytetu im. A. Mickiewicza — Poznań

**Szkodliwość fali uderzeniowej towarzyszącej przelotom naddźwiękowym. Określenie obszaru słyszalności fali uderzeniowej oraz warunki jej niesłyszalności na powierzchni ziemi.**

Samolot lub jakikolwiek inny obiekt, np. rakieta lub pojazd kosmiczny [3], lecący z prędkością większą niż prędkość dźwięku, wytwarza w sposób ciągły zaburzenia, które w pewnej odległości od źródła stają się słabymi falami uderzeniowymi. Zbiór tych zaburzeń w każdej chwili tworzy tzw. stożek Macha (linia przerywana na rys. 1). W ośrodku jednorodnym powierzchnia ta byłaby idealnym stożkiem geometrycznym. Zaburzenie propagujące się w atmosferze doznaje zniekształceń nieinliniowych. Przy powierzchni ziemi kształt zaburzenia przypomina literę N (stąd często używane określenie — fala N), którą można opisać trzema parametrami: wielkością skoku ciśnienia  $\Delta p$ , czasem narastania  $\Delta t$  oraz czasem trwania  $T$ .

Podczas lotu na stałej wysokości wielkość skoku ciśnienia wynosi  $\Delta p = 50 - 150 \text{ N/m}^2$ . Wielkość ta zależy od czynników związanych z konstrukcją samolotu, od parametrów charakteryzujących lot, od otoczenia (podłoża) miejsca, w którym dokonuje się pomiar. Toteż w niektórych przypadkach wartość tej wielkości może być nawet dziesięciokrotnie wyższa od średniej [13].

Okazuje się, że fala uderzeniowa wytwarzana podczas lotu naddźwiękowego jest niekiedy niebezpieczna, szkodliwa lub co najmniej nieprzyjemna dla człowieka [2, 6, 8]. Badania ankietowe wykazały np., że wprowadzenie do eksploatacji pasażerskich samolotów naddźwiękowych spotka się ze zdecydowanym sprzeciwem społeczeństwa [2, 7], jeśli efekty akustyczne towarzyszące przelotom będą tak duże. Fala uderzeniowa może również działać destrukcyjnie na budowle [1].

Z powodu wymienionych przyczyn prowadzi się szeroko zakrojone badania, mające na celu znalezienie takiej konstrukcji samolotu naddźwiękowego, który byłby jak najmniej szkodliwy dla środowiska [12]. W tych poszukiwaniach trzeba sobie zdawać sprawę z istnienia pewnej nieprzekraczalnej granicy, gdyż — jak wynika z pracy Jones'a [5] — fala uderzeniowa zawsze będzie towarzyszyła przelotom naddźwiękowym.

Jedną z dróg minimalizacji szkodliwego działania lotów z prędkościami naddźwiękowymi na środowisko jest odpowiedni plan lotu, prowadzący do niesłyszalności fali uderzeniowej np. w obszarach zurbanizowanych (gęsto zaludnionych).

## Obszar słyszalności fali uderzeniowej

Ponieważ fala N (rys. 1) jest słabą falą uderzeniową, dlatego przy badaniu zjawiska propagacji można korzystać z metod akustyki geometrycznej, zakładając że zaburzenia wytwarzane przez lecący obiekt propagują się wzdłuż promieni w tym przypadku można również oprzeć się na przybliżeniu falowym [11].

Atmosfera ziemska jest ośrodkiem niejednorodnym i anizotropowym, gdyż prędkość propagacji  $a$ , podobnie jak składowe prędkości wiatru  $W_i$ , są funkcjami zależnymi od wysokości  $z$ . W dalszym ciągu będziemy zakładali, że prędkość dźwięku jest liniową funkcją wysokości:

$$a(z) = a_0(1 - \beta z) \quad (1)$$

gdzie:  $a_0$  — prędkość propagacji dźwięku przy powierzchni ziemi.

Bez obawy dużego błędu można następnie przyjąć, że pionowa składowa prędkości wiatru jest równa zero:  $W_z = 0$ . Korzystając z uogólnionego prawa refrakcji [9, 14] otrzymujemy następujące równania różniczkowe promieni akustycznych:

$$\frac{d_x}{d_z} = -\cos \vartheta \frac{C_a^2 + W_x[1 - C(W_x + W_y \cdot \operatorname{tg} \vartheta)]}{a \sqrt{\cos^2 \vartheta [1 - C(W_x + W_y \operatorname{tg} \vartheta)]^2 - C^2 a^2}} \quad (2)$$

$$\frac{d_y}{d_z} = -\cos \vartheta \frac{C_a^2 \operatorname{tg} \vartheta + W_y[1 - C(W_x + W_y \operatorname{tg} \vartheta)]}{a \sqrt{\cos^2 \vartheta [1 - C(W_x + W_y \operatorname{tg} \vartheta)]^2 - C^2 a^2}}$$

gdzie:

$$C = \frac{\cos \Theta}{a + \cos \Theta (W_x + W_y \cdot \operatorname{tg} \vartheta)} \quad (3)$$

$W_x, W_y$  — składowe prędkości wiatru,  $\Theta, \vartheta$  — kąty określające wektor jednostkowy  $\vec{n}$  (rys. 3).

Tak jak przedstawiono na rys. 1, stożek Macha można potraktować jako zbiór punktów, do których (w określonym momencie) docierają zaburzenia wytworzone w chwilach wcześniejszych (... $t_i, t_{i+1}$ ...). Zaburzenia te propagują się wzdłuż promieni (linie przerywane — rys. 4). Łatwo zauważyć, że promienie te w pobliżu samolotu są prostopadłe do tworzących stożka Macha (rys. 1) i stanowią również stożek, który dalej będziemy nazywali stożkiem sprzężonym. Orientacja osi tego stożka zależy od kierunku lotu, który może być określony kątami  $\gamma, \delta$ , tak jak zaznaczono to na rys. 2 (układ  $x', y', z'$  powstaje z układu  $x, y, z$  związanego z Ziemią, poprzez równoległe przesunięcie do punktu, w którym znajduje się samolot). Na rysunku tym zaznaczono również wektor  $\vec{n}$ , który określa kierunek promienia w chwili emisji zaburzenia (na skutek refrakcji kierunek promienia ulega później zmianie). Z drugiej strony wektor  $\vec{n}$  może być określony kątami  $\Theta$  i  $\vartheta$ , które występują w równaniach różniczkowych (2).

Chodzi nam o to, by kąty te, a więc kierunek promienia w chwili  $t=0$  (rys. 1) związać z parametrami charakteryzującymi lot.

Jeżeli samolot lecący z prędkością rzeczywistą  $V$  znajduje się na wysokości  $h$ , tak że kąt rozwarcia stożka Macha wynosi:

$$a = \arcsin \frac{a(h)}{V} \quad (4)$$

to wtedy mamy następujące zależności między kątami  $\vartheta, \Theta$  i parametrami charakteryzującymi lot  $V, h, \gamma, \delta$  [10]:

$$\vartheta = \gamma + \arctg \frac{\sin \varphi \cdot \operatorname{ctg} a}{\cos \delta} \quad (5)$$

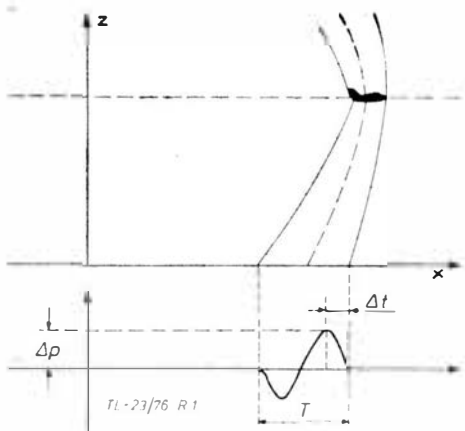
$\cos \Theta = \cos \gamma (\cos \delta \sin a - \sin \delta \cos a \cos \varphi) - \sin \gamma \cos a \sin \varphi$  gdzie  $\varphi$  jest kątem wyznaczającym położenie dowolnego promienia w stożku sprzężonym do stożka Macha (rys. 2). W ten sposób uzyskujemy związek pomiędzy równaniami różniczkowymi promieni, wzdłuż których propaguje się fala N, a wielkościami określającymi sposób eksploatacji (prędkość, wysokość i kierunek lotu). W dalszym ciągu wielkości te będziemy nazywali parametrami lotu. W celu określenia obszaru, do którego dociera fala uderzeniowa, zauważmy, że dzięki refrakcji tylko część promieni (w każdej chwili lotu) przebiega powierzchnią ziemi. Punkty przebiecia (punkty, w których będzie rejestrowana fala uderzeniowa) tworzą krzywą, którą ograniczają punkty styczności A i B dwóch promieni  $\varphi_A$  i  $\varphi_B$ . Dla punktów tych równania różniczkowe (2) spełniają warunek:

$$\frac{d_z}{d_x} = 0, \quad \frac{d_z}{d_y} = 0 \quad \text{przy } z = 0$$

skąd otrzymujemy przy uwzględnieniu równości (3):

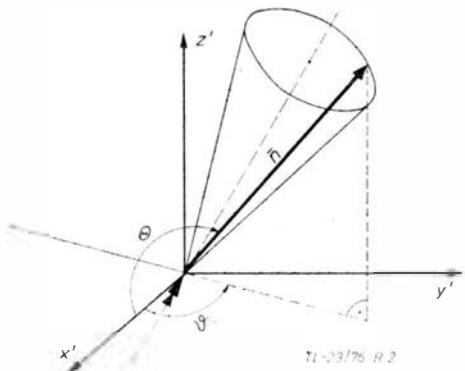
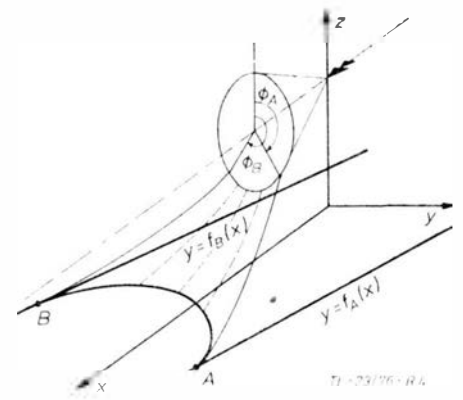
$$\begin{aligned} \cos \vartheta = & \frac{a_0}{a(h)} [\cos \gamma (\cos \delta \sin a - \sin \delta \cos a \cos \varphi) - \sin \gamma \cos a \cdot \sin \varphi] \cdot \\ & \cdot \left[ \pm 1 - \sin \vartheta \frac{W_x(h) - W_x(0)}{a_0} - \cos \vartheta \frac{W_y(h) - W_y(0)}{a_0} \right] \quad (6) \end{aligned}$$

gdzie:  $a(h)$  — prędkość propagacji dźwięku na wysokości  $h$ ,

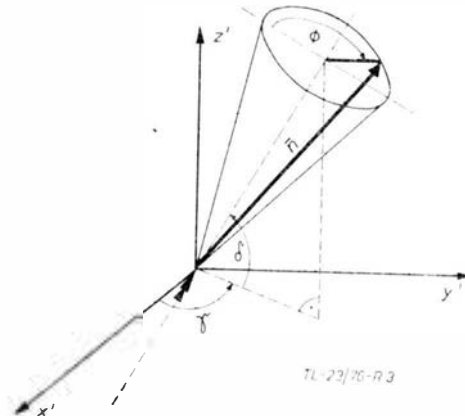


Rys. 1. Deformacja profilu fali uderzeniowej wytwarzanej podczas lotu naddźwiękowego; linia przerywana — przekrój stożka Macha

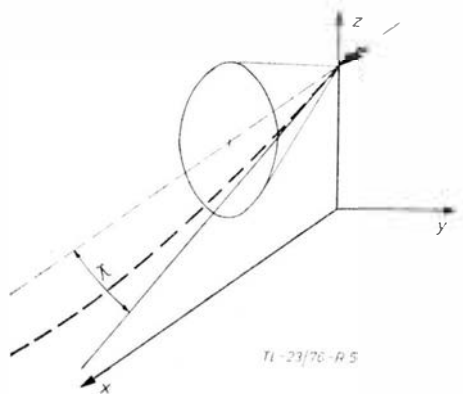
Rys. 4. Zbiory punktów styczności promieni (określonych kątami  $\varphi_A$  i  $\varphi_B$ ), stanowiące granicę słyszalności przelotu naddźwiękowego:  $y = f_A(x)$ ,  $y = f_B(x)$



Rys. 2. Kąty  $\theta$ ,  $\varphi$  określające kierunek promienia (wektor jednostronny  $n$ ) w pobliżu samolotu (układ  $x'$ ,  $y'$ ,  $z'$  jest przesunięciem równoległym układu,  $x$ ,  $y$ ,  $z$ )



Rys. 3. Kąty  $\gamma$ ,  $\delta$  określające kierunek lotu w układzie  $x$ ,  $y$ ,  $z$  związany z Ziemią; układ  $x'$ ,  $y'$ ,  $z'$  jest przesunięciem równoległym układu  $x$ ,  $y$ ,  $z$



Rys. 5. Promień najniższy położony w stożku sprzężonym ( $x = \text{maks}$ )

$W_x(0)$ ,  $W_x(h)$  — składowe prędkości wiatru przy powierzchni ziemi i na wysokości  $h$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$  — wielkości określane równościami (4) i (5).

Rozwiązując równanie (6) względem  $\varphi$  otrzymujemy wartości kątów  $\varphi_A$  i  $\varphi_B$  określające promienie styczne do powierzchni ziemi. Podstawiając następnie wielkości  $\theta$  do wzorów (5) otrzymujemy pary  $(\theta_A, C_A)$  i  $(\theta_B, C_B)$ , które po uwzględnieniu w scałkowanych równaniach (2) dają nam współrzędne punktów styczności:  $(x_A, y_A)$ ,  $(x_B, y_B)$ . Współrzędne te są oczywiście funkcjami parametrów lotu, które z kolei mogą zależeć od czasu (podczas lotu może zmieniać się prędkość jak i kierunek oraz wysokość). Stąd mamy:

$$X_A = h_1(t), \quad Y_A = h_2(t), \quad X_B = h_3(t), \quad Y_B = h_4(t).$$

Eliminując czas  $t$  otrzymujemy następnie równania krzywych stanowiących granicę obszaru słyszalności (rys. 4):

$$y = f_A(x), \quad y = f_B(x)$$

Zagadnienie określenia obszaru słyszalności jest szerzej omówione w pracy [10].

### Warunki niesłyszalności przelotu naddźwiękowego

Aby lot odbywający się z prędkością naddźwiękową był całkowicie niesłyszalny trzeba, by dla dowolnej chwili żaden promień nie dochodził do powierzchni ziemi, co oznacza, że dla wszystkich promieni, a więc dla dowolnej wartości kąta  $\varphi$  (rys. 4), muszą być spełnione warunki:

$$\frac{dz}{dx} = 0, \quad \frac{dz}{dy} = 0 \quad \text{dla } z > 0 \quad (7)$$

Wtedy to, na skutek całkowitego ugięcia, żaden promień nie przebije powierzchni ziemi, co oznacza, że fala uderzeniowa nie będzie słyszalna. Z równań (2) i (3) otrzymujemy:

$$\cos \vartheta [1 - C(W_x(z) + W_y(z) \operatorname{tg} \vartheta)] = \pm C_a(z) \quad (8)$$

Składowe prędkości wiatru  $W_x$  i  $W_y$ , które zależą od wysokości, można przedstawić w postaci wielomianów:

$$W_x(z) = \sum_{k=0}^n a_k^x z^k \quad W_y(z) = \sum_{k=0}^n a_k^y z^k \quad (9)$$

Wyrażenie (9) możemy potraktować jako równanie algebraiczne względem  $z$ . Rozwiązując je otrzymamy przy zachowaniu znaku „+” po prawej stronie (8):

$$z = f_1(\vartheta, C, \{a_i^{(x)}\}, \{a_i^{(y)}\}, a_0, \beta)$$

oraz przy znaku „-” po prawej stronie (8):

$$z = f_2(\vartheta, C, \{a_i^{(x)}\}, \{a_i^{(y)}\}, a_0, \beta)$$

W równościach tych  $\{a_i^{(x)}\}$ ,  $\{a_i^{(y)}\}$  oznaczają zbiory współczynników wielomianów  $(\vartheta)$ , które uzyskuje się z pomiarów meteorologicznych podobnie jak parametry  $a_0$ ,  $\beta$ , które występują w równości (1).

Ponieważ warunek niesłyszalności przelotu naddźwiękowego (7) zawiera nierówność  $z > 0$ , stąd otrzymujemy:

$$f_1(\vartheta, C, \{a_i^{(x)}\}, \{a_i^{(y)}\}, a_0, \beta) > 0 \quad (10)$$

$$f_2(\vartheta, C, \{a_i^{(x)}\}, \{a_i^{(y)}\}, a_0, \beta) > 0$$

gdzie  $C$ ,  $\vartheta$  dane są wzorami (3) i (5), przyjmując wartości dla dowolnego  $\varphi \in (0, 2\pi)$ , gdyż żaden promień nie może dojść do powierzchni ziemi.

Widać, że nierówności (10) stanowiłyby warunek niesłyszalności fali uderzeniowej dla parametrów lotu: wysokości  $h$ , kierunku —  $\gamma$ ,  $\delta$  i prędkości  $V$  (poprzez zależność

$a = \arcsin \frac{a(h)}{V}$ ) przy danych warunkach atmosferycznych

określonych parametrami  $\{a_i^{(x)}\}$ ,  $\{a_i^{(y)}\}$ ,  $a_0$ ,  $\beta$ , gdyby nie obecność parametru  $\varphi$ , który pojawia się w tych nierównościach poprzez stałe  $C$  i  $\vartheta$ . Chodzi nam o to, by warunki niesłyszalności przelotu naddźwiękowego przyjęły postać:

$$g_1(h, \gamma, \delta, V, \{a_i^{(x)}\}, \{a_i^{(y)}\}, a_0, \beta) > 0 \quad (11)$$

$$g_2(h, \gamma, \delta, V, \{a_i^{(x)}\}, \{a_i^{(y)}\}, a_0, \beta) > 0$$

Zauważmy, że jeżeli do powierzchni ziemi nie dojdzie promień najniższy położony w stożku sprzężonym (zaznaczono go na rys. 5), to wtedy nie dotrze do powierzchni ziemi żaden z promieni wyemitowanych w danej chwili (gdy ośrodek jest nieruchomy tzn.  $W=0$ , to promieniowi temu odpowiada kąt  $\tilde{q} = \pi$ ; w ogólnym przypadku  $\tilde{q} \neq \pi$ ).

„Najniższy położony” w stożku oznacza promień o maksymalnym kącie  $\alpha$  zawartym między tym promieniem a płaszczyzną  $x, y$  (rys. 5). Zachodzi zależność:

$$\cos^2 \alpha = \frac{\left(\frac{d_x}{d_z}\right)^2 + \left(\frac{d_y}{d_z}\right)^2}{\left(\frac{d_x}{d_z}\right)^2 + \left(\frac{d_y}{d_z}\right)^2 + 1} \quad (12)$$

Znalezienie najniższego położonego promienia w danej chwili oznacza określenie takiego  $\alpha$ , dla którego  $\alpha$  przyjmuje wartość maksymalną. Przerównując do zera pierwszą pochodną względem  $\alpha$  z wyrażenia (12) mamy:

$$\frac{d_x}{d_z} \frac{\partial}{\partial \alpha} \left(\frac{d_x}{d_z}\right) + \frac{d_y}{d_z} \frac{\partial}{\partial \alpha} \left(\frac{d_y}{d_z}\right) = 0 \quad (13)$$

Podstawiając do tego równania wyrażenia (2), (3) i (5), a następnie rozwiązując je względem  $\alpha$ , otrzymujemy  $\alpha(h, \gamma, \delta, V)$ , kąt określający najniższy położony promień w stożku sprzężonym (rys. 5). Z zależności (3) i (5) (przy  $z=h$ ) otrzymujemy odpowiadające temu promieniowi stałe  $\tilde{C}$  i  $\tilde{\vartheta}$ . Uwzględniając je następnie w nierównościach (10), otrzymujemy żadaną przez nas postać warunków (11), jakie muszą spełniać parametry lotu ( $h, \gamma, \delta, V$ ), aby przelot naddźwiękowy był niesłyszalny na powierzchni ziemi.

Gdy nie można wyznaczyć  $\tilde{q}$  explicite, wówczas granice zmienności parametrów lotu nie mogą być przedstawione w postaci nierówności (11). W takim przypadku granice te mogą być wyrażone poprzez zbiór wartości liczbowych poszczególnych parametrów, dla kolejnych chwil lotu. Zbiory takie uzyskuje się przeprowadzając odpowiednie obliczenia numeryczne.

#### Przykład

Aby nie komplikować obliczeń założmy, że lot odbywa się w nieruchomej atmosferze, tzn.  $W_x=0, W_y=0$ . Równość (8) przyjmuje wtedy znacznie prostszą postać:

$$\cos \vartheta = \pm C \alpha(z)$$

Ponieważ prędkość propagacji dźwięku  $a(z) = a_0(1 - \beta z)$  jest jedyną w tym wypadku wielkością zależną od  $z$ , stąd łatwo uzyskać odpowiednik układu nierówności (10):

$$1 + \frac{\cos \vartheta}{C a_0} > 0, \quad 1 - \frac{\cos \vartheta}{C a_0} > 0 \quad (14)$$

Przy bezwietrznej pogodzie najniższemu położonemu promieniowi (rys. 5) odpowiada  $\tilde{q} = \pi$ . W ten sposób unikamy rozwiązywania (13). Ze wzorów (3) i (5) przy  $z=h$  otrzymujemy:

$$\tilde{C} = \frac{\cos \gamma}{a(h)} \sin(\alpha + \delta) \quad \tilde{\vartheta} = \gamma$$

Podstawiając wielkości te do podanego układu nierówności uzyskujemy:

$$\sin(\alpha + \delta) > (1 - \beta h) \quad \text{gdzie} \quad \alpha = \arcsin \frac{a(h)}{V} \quad (15)$$

Jedną z nierówności (14) odrzucamy, gdyż przy  $\gamma \in \left(-\frac{\pi}{2}, \frac{\pi}{2}\right)$  jest ona zawsze spełniona. Nierówność (15) jest szczególnie

ważnym przypadkiem nierówności (11), słusznej dla lotu w każdych warunkach atmosferycznych. Otrzymane wyrażenie określa granice zmienności parametrów lotu, których przekroczenie prowadzi do słyszalności, bądź też niesłyszalności przelotu naddźwiękowego.

Po przekształceniu algebraicznym nierówność (15) można przedstawić następująco:

$$h > \frac{1}{\beta} \left[ 1 - \frac{V \sin \delta}{\sqrt{V^2 + a_0^2 - 2a_0 V \sin \delta}} \right]$$

Tak sformułowany warunek oznacza, że jeżeli w dowolnej chwili lotu prędkość  $V$ , kąt wznoszenia  $\delta$  i wysokość  $h$ , przy danych (z pomiarów meteorologicznych) wartościach parametrów  $a_0$  i  $\beta$ , spełniają powyższą nierówność, wówczas fala uderzeniowa nie dociera do powierzchni ziemi.

Jeżeli lot naddźwiękowy odbywa się po linii prostej równoległej do powierzchni ziemi, wtedy  $\delta=0$  i z (15) widać, że dla niesłyszalności przelotu naddźwiękowego prędkość  $V$  musi być mniejsza od prędkości propagacji dźwięku przy powierzchni ziemi tzn.  $V < a_0$ . Wniosek ten potwierdzają badania eksperymentalne [4].

W tym miejscu warto zwrócić uwagę na zależność (1), z której wynika, że prędkość propagacji dźwięku jest malejącą funkcją wysokości. I tak np. jeżeli przy powierzchni ziemi  $a_0 = 340$  m/s, to dla  $\beta = 0,015$  i wysokości  $h = 10$  km  $a = 289$  m/s. Z drugiej strony wiadomo, że fala uderzeniowa powstaje wtedy, gdy prędkość lotu jest większa od „lokalnej” prędkości propagacji dźwięku, tzn. gdy  $V > a(h)$ .

Oznacza to, że jeżeli spełniane są nierówności:

$$a(h) < V < a_0$$

wtedy powstanie fala uderzeniowa, lecz nie dotrze ona do powierzchni ziemi.

#### LITERATURA

1. B. CLARKSON, W. HAYES: Sonic boom induced buildings structure responses including damage. *JASA* 51/1972.
2. H. GIERKE, C. NIXON: Human response to sonic boom in the laboratory and the community. *JASA* 51/1972.
3. D. HILTON, H. HENDERSON: Measurements of sonic-boom overpressures from Apollo space vehicles. *JASA* 56/1974.
4. D. HILTON, D. MAGLIERI: Measurements of sonic boom signatures from flights at cutoff Mach number. Third Conference on Sonic Boom Research, Washington 1970.
5. L. JONES: Lower bounds for the pressure jump of the shock of S.S.T. *Aeron. Q* 21/1970.
6. K. KRYTER: Laboratory tests of physiological-psychological reactions to sonic booms. *JASA* 39/1967.
7. K. KRYTER: Sonic booms from supersonic transport. *Science* 163/1969.
8. J. LUKAS, M. DOBBS: Disturbance of human sleep by subsonic jet aircraft noise and simulated sonic booms. *NASA, Cr-1780, 1971*.
9. R. MAKAREWICZ: Równanie promienia akustycznego w ośrodku niejednorodnym, poruszającym się. Materiały XX Otwartego Seminarium z Akustyki, Poznań 1973.
10. R. MAKAREWICZ: Metoda wyznaczania obszarów słyszalności przelotów naddźwiękowych. *Archiwum Akustyki* 11/1976 (praca w druku).
11. R. ONYCOWN: Diffraction of sonic boom past the nominal edge of the corridor. *JASA* 58/1975.
12. R. SEEBASS, A. GEORGE: Sonic-boom minimization. *JASA* 51/1972.
13. J. WANNER: Theoretical and experimental studies of the focus of sonic booms. *JASA* 52/1972.
14. C. WARREN: A note on the refraction of sound in a moving gas. *J. Sound a Vibr.* 1/1964.

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku (twórca: S. Markisz) otrzymał patent tymczasowy na Przegrodę przeciwoгниową pomiędzy napędowymi silnikami, zwłaszcza śmigłowca. Wynalazek zgłoszony dnia 14.4.1973 r. (zarejestrowany jako P.161897) został opa-

tentowany w klasie B64c 1/16 pod nr 85651. Informację ogłoszono w *Wiadomościach Urzędu Patentowego* nr 4 z dnia 30.4.1976 r.

● VEB Bekleidungswerke z Seiffenhensdorfu w Niemieckiej Republice Demokratycznej otrzymał patent na wynalazek p.n. Spadochron przystosowany do wykonywa-

nia ślizgów. Wynalazek zgłoszony w NRD z datą pierwszeństwa 3.5.1972 r., zaś w Urzędzie Patentowym PRL dnia 28.4.1973 r. i zarejestrowany jako P.162205 — został opatentowany w klasie B64d 17/18 pod nr 85789. Informację opublikowano w periodyku jak wyżej.

# Problemy szczytowego ruchu w międzynarodowych portach lotniczych na podstawie studium ICAO

Wyniki przeprowadzonej w 1975 roku ankiety ICAO, dotyczącej szczytów ruchu w międzynarodowych portach lotniczych (w tym ZRLiLK/LOT). Najważniejsze przyczyny, częstotliwość (w roku i w ciągu doby) i obciążenie służb lotniskowych w okresie szczytowego ruchu.

Ciągły wzrost zdolności przewozowej samolotów komunikacyjnych i powiększanie liczby miejsc pasażerskich do kilkuset foteli (w ostatnich latach do 350 w samolotach typu aerobus) stwarza poważny problem obsługi w portach lotniczych, nie zawsze jeszcze przygotowanych do przyjęcia i pomieszczenia tak poważnej liczby pasażerów w jednym rejsie. Jeśli dodać bagaż towarzyszący podróżnym, a również towar i pocztę, na które również przeznaczona jest znaczna część oferowanego ciężaru handlowego, to problem obsługi współczesnego samolotu typu aerobus w porcie lotniczym urasta do wymiaru dużego zadania organizacyjnego dla służb odprawy lotniskowej.

Jednoczesna obecność w porcie kilku takich samolotów wymaga wielu poprzedzających uzgodnień rozkładowych, a często zasadniczej zmiany rozkładu lotów poszczególnych przedsiębiorstw lotniczych.

Komitet Transportu i Żeglugi Powietrznej ICAO od lat prowadzi systematyczne prace nad problemem szczytowego ruchu w międzynarodowych portach lotniczych. Wyniki tych prac w formie postulatów kierowanych do władz państwowych przekazywane są według kompetencji zarządom ruchu lotniczego i administracji portów lotniczych danego regionu eksploatacyjnego w celu przeanalizowania i dokonania odpowiednich ulepszeń organizacyjnych w służbach kontroli ruchu lotniczego i programowania rozkładów lotów. Dostosowanie istniejących środków, technicznych urządzeń radiokomunikacyjnych i rozkładów lotów do potrzeb eksploatacyjnych wielu przedsiębiorstw lotniczych jednocześnie — wymaga niejednokrotnie powoływania specjalnych organów koordynacyjnych, jak to ma miejsce od

pewnego czasu w Europie Zachodniej, np. na obszarze krajów objętych systemem EUROCONTROL.

O ile organy takie stanowią dość wygodny środek działania z punktu widzenia potrzeb władz państwowych, o tyle użytkownicy portów — przedsiębiorstwa lotnicze — skłaniają się raczej do korzystania z mechanizmu koordynacji i uzgadniania rozkładów lotów, jakim dysponuje ich zrzeszenie międzynarodowe — IATA (*International Air Transport Association*).

Dwie w ciągu roku konferencje rozkładowe IATA, poprzedzające każdy z sezonów eksploatacyjnych (letni i zimowy) są otwarte dla wszystkich przedsiębiorstw regularnej komunikacji, również i tych spoza organizacji IATA. Dodać należy, że uzgodnienia podejmowane na konferencjach rozkładowych uwzględniają wszystkie aspekty eksploatacyjne, techniczne i handlowe przewoźnika lotniczego. Dlatego też IATA przeciwstawia się tworzeniu pomocniczych organów koordynacji rozkładów lotów i prac służby kontroli ruchu lotniczego, sugerując raczej konieczność rozbudowy infrastruktury transportu lotniczego i zastąpienie ograniczeń w ruchu systemem określonych ułatwień i lepszą organizacją.

Niezależnie od różnicy zdań ICAO i IATA na ten temat, problem szczytowego ruchu istnieje i jest przedmiotem ciągłych badań. W roku 1975 ICAO rozesała specjalny kwestionariusz do państw członkowskich z prośbą o przedstawienie problemu szczytowego ruchu w ich portach lotniczych. Uzyskano w odpowiedzi ciekawy materiał informacyjny, który pozwala na wyciągnięcie wielu wniosków natury organizacyjnej. Podajemy go w streszczeniu.

## Wyniki badań ICAO

Na kwestionariusz ICAO — rozesyłany do wszystkich państw członkowskich — odpowiedziało 61 państw, dostarczając w ten sposób danych o 118 międzynarodowych portach lotniczych, wymienionych z nazwy. Cztery państwa stwierdziły, że na ich obszarze nie wystąpił problem szczytowego ruchu lotniczego, nie podając nazw portów.

Łącznie na 642 porty lotnicze z ogólnej liczby zakwalifikowanych przez ICAO do obsługi międzynarodowego ruchu lotniczego, odpowiedzią objętych zostało 122 (usytuowanych w określonych strefach geograficznych, wg podziału na Obszary Nawigacji Lotniczej):

— na obszarze Afryki i w strefie Oceanu Indyjskiego	22	137
— na obszarze Karaibów i w strefie Płd.-Wsch. Azji	17	119
— na obszarze Europy	42	198
— na obszarze Środkowego Wschodu i w strefie Płd.-Wsch. Azji	22	119
— na obszarze Atlantyku Płn., w strefie Ameryki Płn. i w rejonie Pacyfiku	19	69
— razem	122	642

Porty objęte badaniem sklasyfikowano w trzech grupach, pod względem wielkości przepływu pasażerów, tj. (1) wielkości ponad 5 mln pas. rocznie, (2) 1÷5 mln pas. rocznie i (3) poniżej 1 mln pas. rocznie (ZRLiLK/LOT znajduje się w grupie (2) z ok. 1 200 000 pas. rocznie). Klasyfikację przyjęto w celu pokazania zależności zachodzącej pomiędzy szczytem odprawowym w porcie a skalą jego operacji eksploatacyjnych.

Analiza miała również na celu określenie (w przybliżeniu) liczby portów lotniczych, w których szczyt odprawowy ma charakter permanentny: w okresie minionym, obecnie i w najbliższej przyszłości. I tak problem ten występuje:

TABLICA 1

Kategorie portu lotniczego	Ponad 5 mln	1 ÷ 5 mln pas.	Poniżej 1 mln pas.	Liczba portów razem
Liczba portów, które nadesłały dane	22	41	59	122
Czynniki powstawania szczytu	liczba portów, które nadesłały dane			
1. Loty międzynarodowe	19	27	31	77
2. Loty rozkładowe	18	24	19	61
3. Loty czarterowe	15	18	23	56
4. Loty dalekiego zasięgu	17	20	14	51
5. Loty krótkiego zasięgu	11	18	20	49
6. Loty krajowe	7	11	10	28
7. Lotnictwo dyspozycyjne i kluby sportowe	1	4	8	13
8. Inne rodzaje lotnictwa	1	3	6	10
1. Przyloty	19	30	32	81
2. Odloty	17	29	31	77
3. Liczba odprawionych pasażerów	18	26	31	75
4. Liczba operacji samolotów	16	23	23	62
1. Złe warunki meteorologiczne	6	6	3	15
2. Zakaz lotów z powodu wprowadzonych ograniczeń hałasu	6	3	0	9



	obecnie	przeszłość	przyszłość
liczba portów	69	66	69
% portów objętych ankietą	54%	57%	57%

### Występowanie problemu szczytu ruchowego

Ze 122 portów wymienionych w odpowiedzi na kwestionariusz ICAO aż 54% stwierdza istnienie poważnych problemów operacyjnych. 4/5 z nich, albo 43% portów, od których nadeszły odpowiedzi, informuje o ciągłości występowania tych problemów — 14% z nich sygnalizuje powstawanie tego problemu, powiększając w ten sposób do 57% odsetek portów, które będą odczuwały coraz większe trudności eksploatacyjne w najbliższych latach: 39% portów informuje o permanencji szczytu operacyjnego w okresie poprzedzającym, obecnie i w perspektywie bezpośredniej przyszłości.

Z analizy wynika również, że szczególnie duże trudności odprawowe występują w grupie 22 portów obsługujących ponad 5 mln pasażerów rocznie i że zjawisko to ma charakter ciągły.

Jednak również i mniejsze porty lotnicze odczuwają coraz silniej narastający szczyt ruchowy. W portach sklasyfikowanych w grupie 1÷5 mln pasażerów rocznie 61% odczuwa skutki szczytu, a 51% z tej grupy przewiduje ich zaostrzenie w najbliższych latach (w tym LOT-ZRLiLK), podczas gdy dla kategorii portów o obrocie rocznym poniżej 1 mln pasażerów rocznie — proporcje te wynoszą odpowiednio 39 i 51%.

### Istotne czynniki powstawania szczytu

Analiza wykazuje duże zróżnicowanie czynników wpływających na powstawanie szczytu, bez szczególnej przewagi np. lotów rozkładowych lub czarterowych, czy też międzynarodowych i krajowych o długim lub krótkim zasięgu. Dlatego też ograniczono się do przedstawienia tego problemu w postaci tablicy, z której każdy z zainteresowanych odbiorców informacji będzie mógł wyciągnąć interesujące go dane porównawcze (wg kategorii podziału portów pod względem wielkości odpraw pasażerskich w milionach pasażerów — tabl. 1).

Spośród różnych rodzajów operacji lotniskowych przyczyniających się do powstawania szczytu odprawowego wymienia się jako wspólne dla wszystkich trzech kategorii portów: loty międzynarodowe, loty rozkładowe i loty czarterowe. Podobne znaczenie mają loty dalekiego zasięgu w odniesieniu do dwóch kategorii portów: o wielkości ponad 5 mln pasażerów odprawionych oraz 1÷5 mln pas. (dotyczy LOT/ZRLiLK). Dla wszystkich trzech kategorii portów loty krajowe nie wydają się być poważnym czynnikiem komplikującym obsługę; jeszcze mniej istotne są operacje lotnictwa dyspozycyjnego i sportowego oraz lotnictwa do innych — aniżeli wymienione — zadań.

Na ogół problem szczytu wiąże się z operacjami przy-  
lotów i odlotów w równej mierze, przy czym wielkość i pojemność samolotów oraz separacje pomiędzy operacjami mają decydujący wpływ na natężenie szczytu. W mniejszym stopniu dotyczy to portów o przepływie poniżej 1 mln pasażerów, w których liczebność pasażerów jest pierwszym czynnikiem krytycznym w procesie odprawy handlowo-eksploatacyjnej. Względnie dużą rolę w powsta-

TABLICA 2

Liczba dni szczytowych w ciągu roku	Liczba portów o ruchu pasażerskim:			Liczba portów razem
	ponad 5 mln	1 ÷ 5 mln	poniżej 1 mln	
0 ÷ 50	8	6	7	21
51 ÷ 100	1	9	11	21
101 ÷ 150	2	5	8	15
151 ÷ 200	1	3	4	8
201 ÷ 250	6	3	0	9
251 ÷ 300	0	1	0	1
301 ÷ 365	2	3	2	7
Przeciętna	170 dni	145 dni	115 dni	—

waniu szczytów odgrywają zakazy startów i lądowań, spowodowane ograniczeniem czasowym tych operacji w godzinach nocnych (normy dopuszczalnego hałasu), ale tylko dla portów w kategorii ponad 5 mln odprawianych pasażerów. Dla dwóch pozostałych kategorii czynnik ten nie ma znaczenia.

Jako inne przyczyny powstawania szczytu wymienia się:

— położenie geograficzne portu, warunkujące częste wykonywanie lądowań technicznych na trasie przelotów, przeważnie długodystansowych, i to dużych samolotów (*body aircraft*);

— niedostateczne wyposażenie eksploatacyjno-obsługowe portu, powodujące zahamowanie czynności obsługowych przy samolotach;

— niedostateczne wyposażenie w urządzenia radio-nawigacyjne (ATC), zmniejszające zdolność techniczno-eksploatacyjną portu w przyjmowaniu (odprawie) samolotów.

### Okresowość szczytów

Stosunek liczby portów, w których przypadki szczytu zachodzą w określonych miesiącach, do liczby portów, w których szczyt jest zjawiskiem permanentnym, kształtuje się jak 1:1 dla kategorii portów obsługujących ponad 5 mln rocznie, natomiast jak 2:1 dla każdej z dwu pozostałych kategorii. Wynika to stąd, że porty o mniejszej przepustowości bardziej odczuwają sezonowe nasilenia ruchu pasażerskiego, aniżeli porty duże.

W podziale na miesiące, tygodnie i dni szczytowy ruch przypada z reguły na okres lata danej strefy geograficznej i okres typowych dla określonego regionu lotniczych podróży wypoczynkowych. Początkowy i końcowy dzień weekendu jest typowy dla wszystkich kategorii portów pod względem wzmózonego nasilenia ruchu.

Liczba dni w ciągu roku, w których notuje się szczyty, jest różna w odniesieniu do każdej z trzech wymienionych kategorii portów (tabl. 2). Przeciętna dni szczytowych rośnie odpowiednio do wielkości portu: w liczbach bezwzględnych: 115 dni dla kategorii portów poniżej 1 mln pasażerów, 145 dni dla portów odprawiających 1÷5 mln pasażerów i ponad 170 dni dla portów o największym ruchu, ponad 5 mln.

Badanie statystyczne nasilenia ruchu w poszczególnych godzinach doby wykazuje, że szczyty prawie zupełnie nie występują pomiędzy północą a godziną 6 rano; największe nasilenie ruchu przypada przeważnie na godziny od 6 rano do południa oraz od godziny 14 do 19.

TABLICA 3

Kategoria portu	Ponad 5 mln pas.	1 ÷ 5 mln pas.	Poniżej 1 mln pas.	Razem portów
Liczba portów, które odpowiedziały na kwestionariusz ICAO	22	11	59	122
Zgłoszone przeciężenia służb,*) (strefa)	Liczba portów			
1. Płyta (bramy lub stanowiska postojowe)	15 (1)	21 (1)	31 (1)	70
2. Obsługa bagażowa	13 (3)	23 (2)	28 (3)	64
3. Odloty — sale tranzytowe	11 (5)	19 (4)	31 (4)	61
4. Strefy publiczne, ogólnie dostępne i pomocnicze	8 (8)	17 (6)	28 (3)	53
5. Organ kontroli państwowej	13 (3)	18 (5)	21 (5)	52
6. Stanowiska biletowe i przyjęcie do odlotu	10 (6)	20 (3)	17 (6)	47
7. Personel kontroli państwowej	14 (2)	13 (8)	17 (6)	44
8. Parking	7 (9)	15 (7)	8 (8)	30
9. Transport pomiędzy portem lotniczym i miastem	9 (7)	8 (9)	6 (9)	23

\*) rodzaje służb uszeregowane są wg wielkości występowania problemów szczytu w poszczególnych służbach lotniskowych — kolejność występowania w każdej grupie portów (w nawiasie)

## Miejsce występowania (rodzaje służb) problemów związanych ze szczytem ruchu

Jak można zaobserwować (tabl. 3) płyta postojowa, urządzenia obsługi bagażowej oraz sale odlotowe i tranzytowe — wymienione przez około połowę portów — są służbami o największym przeciążeniu. Większe zróżnicowanie charakteryzuje poszczególne rodzaje służb w osobnych grupach portów (pod względem wielkości).

W kolejności występowania problemów: płyta postojowa, personel kontroli państwowej i służby odprawy bagażowej — w grupie największych portów; płyta postojowa, odprawa bagażowa, stanowiska biletowe i przyjęcie do odlotu — w średniej grupie portów (w tym LOT/ZRLiLK); odprawa bagażowa i strefy publiczne ogólnie dostępne z usługami pomocniczymi — w ostatniej, najniższej kategorii portów.

Z innych przyczyn powstawania problemów szczytu, nie wymienionych w tablicy 3, a uwzględnionych w odpowiedziach nadesłanych przez porty lotnicze objęte ankietą, należy wymienić:

— problem zagęszczenia urządzeń portowych przez nadmierną liczbę osób towarzyszących (odprowadzających) podróżnych na lotnisko,

— problemy związane ze stosowaniem kontroli pasażerów i ładunku ze względów bezpieczeństwa (przepisy o zapobieganiu aktom przemocy i terroryzmu).

— niedostateczna sieć dróg startowych i dróg kołowania oraz ich przepustowość,

— zagęszczenie ruchu w porcie, wynikające ze względów operacyjnych, takich jak: nadmierny ruch lotniczy w korytarzu powietrznym, opóźnienia w kolejności udzielania zezwoleń operacyjnych (start, lądowanie, przelot tranzytowy) przez rejonową służbę kontroli ruchu,

— większe granice separacji stosowane w obsłudze eksploatacyjnej samolotów o dużej pojemności (*body aircraft*).

## Zdolność obsługowa portów lotniczych (pasażerska) i szczyt odprawowy

Dane dostarczone na ten temat przez porty lotnicze odnoszą się do liczby pasażerów, którą (maksymalnie) poszczególne porty są w stanie obsłużyć bez większych trudności, wychodząc poważnie poza granicę nominalnej przepustowości, przyjętej we wstępnych założeniach.

Stosunek ten dla portów w kategorii wielkości ponad 5 mln pasażerów wynosi 148%, w kategorii 1÷5 mln (LOT/ZRLiLK) — 154%, w kategorii poniżej 1 mln — stosunek ten wynosi 218% — dość wysoki ze względu na to, że w tej grupie portów sygnalizowano szczyty rzędu 400÷500%, stąd wysoka średnia.

## Środki zaradcze

Omówione poprzednio problemy szczytu nie mogą być rozwiązane w całości, w krótkim czasie, uwzględniając 12% średni wzrost roczny pracy przewozowej (w tkm)

w światowym transporcie lotniczym i nierównomierny przydział środków na rozbudowę i udoskonalanie urządzeń portowych w poszczególnych krajach.

W odpowiedziach na ankietę ICAO 30% zarządów portów w kategorii największych wypowiedziało się na temat możliwości rozwiązania powyższych problemów w ramach lokalnych akcji (wewnątrzpaństwowych), 60% w grupie portów średnich, a 75% w grupie portów najmniejszych. Ogółem — 60% wszystkich ankietowanych.

Na temat rozwiązania tych problemów na drodze kooperacji w skali międzynarodowej, z wykorzystaniem Komisji (FAL) ICAO jako organu wnioskodawczego i koordynującego, wypowiedziało się w grupie I — 10%, w grupie II — 80% i w grupie III — 40% portów. Ogółem — 70%.

Poruszone problemy będą jednym z punktów porządku dziennego przewidywanej na kwiecień 1977 r. specjalnej konferencji ICAO w Montrealu na temat *najważniejszych aktualnych problemów transportu lotniczego*.

Jeśli chodzi o komentarze dotyczące poprawy sytuacji ruchowej (eksploatacji w locie) w dziedzinie kontroli ruchu lotniczego, to należy zwrócić uwagę na prace zespołu powołanego przez kilka krajów Europy Zachodniej (*Informal Flow Control Meeting*), który spotyka się dwa razy w roku. Dyskutowane są zagadnienia szczytu w określonym sezonie eksploatacyjnym i uzgadniana — w możliwych granicach — dopuszczalna częstotliwość operacji eksploatacyjnych (starty, lądowania instrumentalne) w wyznaczonych portach. Podjęwane są również postanowienia dotyczące dopuszczalnego nasycenia korytarzy i stref kontroli powietrznej przylotniskowej w najbliższych okresach czasu, które zmierzają do:

— wyznaczenia maksymalnych częstotliwości operacji kontrolnych dla samolotów w locie na wskazanej trasie (normy separacji, dobór korytarza — routingu alternatywnego);

— ustalenia wszystkich koniecznych elementów kontroli ruchu (ATC *en-route*) w przelotach przez obszar kontrolowany przez centrum w.w. krajów (głównie chodzi o EUROCONTROL).

Mechanizm ten okazuje się, jak dotąd, skuteczny w koordynowaniu ruchu lotniczego w Europie Zachodniej.

Jako aktualne źródła informacji o portach lotniczych i ich problemach (przepustowość, konfiguracja dróg startowych i dróg kołowania, charakterystyki terenów otaczających lotniska, ograniczenia wymagane przez władze — problem hałasu — i inne praktyczne wskazówki, zawarte częściowo w treści okolicznościowych NOTAM-ów) służą następujące dokumenty ICAO:

— Manual on Airport Master Planning (Dec. 8796-AN/891);

— Aerodrome Manual, Part 8: Land Use in the Vicinity of Aerodromes (Dec. 7920-AN/365).

WCT10/K77

## W NASTĘPNYM NUMERZE

Artykuł wstępny A. Glassa rozpoczyna w naszym czasopiśmie tematykę jakości produkcji i związanych z nią zadań polskiej kadry techniczno-inżynierskiej.

W dziale PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA W. Waśkowski kontynuuje problematykę śmigłowcową artykułem przedstawiającym organizację i zasady szkolenia francuskiego lotnictwa śmigłowcowego ALAT.

Artykuł pt. *Automatyczne sterowanie anteny do łączności radiowej ze sztucznymi satelitami Ziemi* jest opisem monimpulsowego układu sterowania anteny, opracowanego przez autora — A. Honka — w Instytucie Telekomunikacji i Akustyki Politechniki Wrocławskiej. Przedstawione zostaną m.in. charakterystyki zastosowanego w układzie silnika skokowego, komparatora, przetwornika analogowo-cyfrowego i elektronicznego komutatora.

W kolejnym artykule przedstawiono wyniki prac nad azotowaniem stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo, prowadzonych przez radzieckie i amerykańskie ośrodki naukowo-badawcze.

W numerze znajdziemy też dane liczbowe dotyczące francuskiego sprzętu szybowcowego i holowniczego oraz ich pilotów (stan z 1975 r.).

Dział Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI I LOTNISK przedstawia pomoce wizualne do lądowań w warunkach meteorologicznych II kategorii. Opis nowego systemu dotyczący przede wszystkim rodzajów, intensywności i rozmieszczenia świateł podejścia i pasa.

W PROBLEMACH LOT J. Borgoń przedstawia niektóre ograniczenia zakresów pracy silników turbodrzutowych, podjętą wytrzymałością elementów silnika, zapasem statecznej pracy sprężarki, kanału

wlotowego i komór spalania oraz wydajnością pomp paliwowych.

Artykuł H. Dąbrowskiego omawia wibroakustyczną metodę oceny stanu technicznego turbinowych silników lotniczych.

Dział Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI I LOTNICZEJ przypomni kilka polskich samolotów okresu pionierskiego zbudowanych na Śląsku, w Wielkopolsce i w Berlinie.

STATYSTYKA I LOTNICTWA podaje dane liczbowe sił lotniczych w Ameryce Północnej i Południowej.

KARTOTEKA TLiA przedstawia włoski lekki wielozadaniowy wojskowy samolot odrzutowy Aeromacchi MB-339 oraz amerykański samolot dyspozycyjny Piper Seneca II.

FOMOCE KONSTRUKCYJNE dotyczą określenia rozkładu obciążeń aerodynamicznych na płacie o wychyłanej powierzchni sterowej.

### ● Szwajcaria ●

Samolot szkolno-treningowy przeznaczony do szkolenia podstawowego, zaawansowanego i akrobacyjnego oraz w lotach IFR i treningu bojowo-taktycznego, a także do rozpoznania i lotnictwa bojowego

**KONSTRUKCJA.** Jedno-dwumiejscowy, jednosilnikowy, wolnonośny dolnopłat o konstrukcji metalowej. Spełnia wymagania przepisów FAR-23 w kategorii akrobacyjnej.

**Plat.** Wolnonośny, prostokątno-trapezowy, trójdzielny, o zmiennym profilu wzdłuż rozpiętości. W części środkowej skrzydła 15-procentowy profil serii NACA 64A, ku końcówkom skrzydła przechodzi w profil 12% serii 64A. Wznios części zewnętrznych 3°. Skos w 25% cięciwy wynosi 1°. Cięciwa w części środkowej 1,9 m, w końcówkach 1,14 m. Średnia cięciwa aerodynamiczna 1,63 m; średnia cięciwa geometryczna 1,59 m.

Konstrukcja metalowa, jednoźwigarowa, z pomocniczymi dźwigarkami i żebrami. Dźwigar umieszczony w 34% cięciwy. Pokrycie usztywnione podłużnicami, wykonane ze stopu lekkiego 2022 lub 2024. Owiewki z laminatu szklanego. Kłapy krokodylowe, wychyłane elektrycznie, przewodzące pod kadłubem. Lotki wyważone masowo, nieskompensowane. Na lewej lotce — kłapka wyważająca (trymer). Na lewym skrzydle u nasady tzw. choźnik do wchodzenia na skrzydło przy wsiadaniu i wysiadaniu. Rurka Pitota umieszczona na wysięgniku pod lewym skrzydłem.

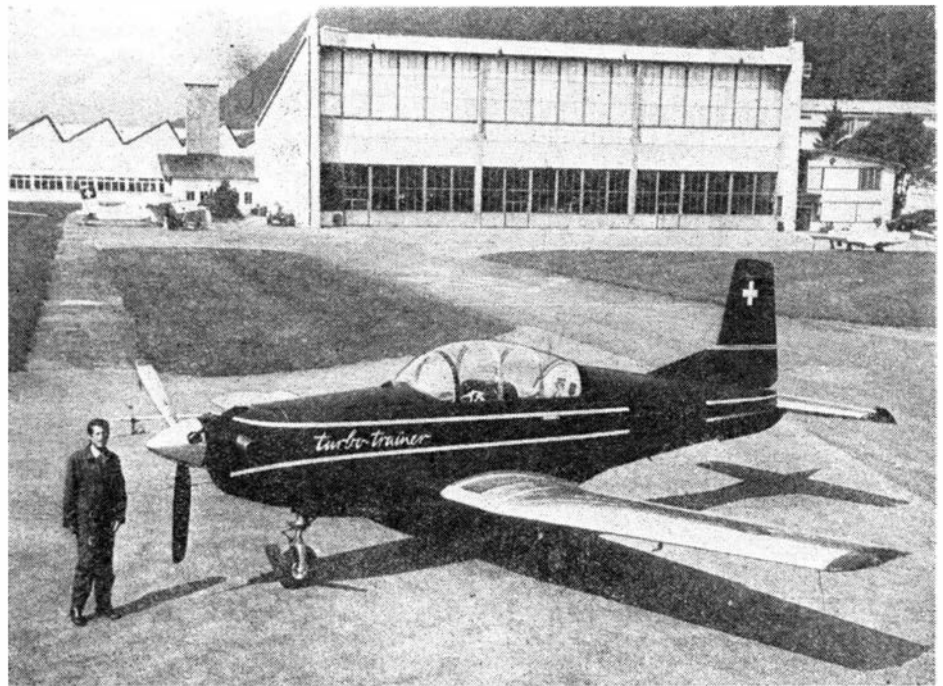
**Usterzenie.** Klasyczne o kształcie trapezowym; wolnonośne o konstrukcji metalowej, zbliżonej do konstrukcji skrzydła. Stery wyważone masowo. Kłapka wyważająca (trymer) na lewym sterze wysokości.

**Kadłub.** Metalowy, półskorupowy, kryty blachą ze stopu aluminium. Owiewki wykonane z laminatu szklanego. W części przedniej, u dołu — wlot powietrza do silnika. Kabina dwuosobowa w układzie tandem, wentylowana. Ogrzewanie kabiny powietrzem pobieranym ze sprężarki silnika. Fotele zdejmowane. Kropłowa osłona kabiny odsuwana do tyłu. Przednia szyba nieruchomego wiatrochronu odladzana gorącym powietrzem pobieranym z silnika. W sytuacji awaryjnej istnieje możliwość zrzutu osłony. Za fotelami — bagażnik o ładowność 25 kg. W tyle kadłuba, u góry, znajduje się niewielka prętowa antena nadawczo-odbiorcza.

**Podwozie.** Chowane elektrycznie, 3-kołowe, z kołem przednim sterowanym. Podwozie główne chowane do wewnątrz w środkową część płata. Podwozie przednie chowane do tyłu w kadłub. Wykorzystano mechaniczno-olejowe (sprężyny spiralne) amortyzatory Pilatus. Koło przednie wyposażone w tłumik drgań shimmy. W podwoziu głównym opony i obręcze firm Goodyear o rozmiarze 7.00-8. Ciśnienie w kołach podwozia głównego wynosi 0.206 MPa (2,1 kg/cm<sup>2</sup>). Koła główne hamowane hydraulicznie (hamulce Goodyear). Hamulce postojowe. Awaryjne wypuszczenie podwozia — ręcznie.

#### DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	10,75 m	Maks. masa do lądowania	1990 kg
Długość	9,50 m	Obciążenie powierzchni nośnej:	
Wysokość	3,05 m	— wersja standard	113 kg/m <sup>2</sup>
Cięciwa nasady skrzydła	1,90 m	— wersja przeciążona	134 kg/m <sup>2</sup>
Cięciwa końcówki skrzydła	1,14 m	Obciążenie mocy:	
Wydłużenie płata	6,9	— wersja standard	4,69 kg/kW (3,45 kg/KM)
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,25 m	— wersja przeciążona	5,56 kg/kW (4,09 kg/KM)
Baza podwozia	2,37 m	Współczynniki obciążeń dopuszczalnych:	
Rozstaw podwozia	2,62 m	— wersja standard	+6,0; -3,0
Średnica śmigła	2,31 m	— wersja przeciążona	+5,0; -2,5
<b>Powierzchnie:</b>		Maks. dopuszczalna prędkość lotu (V <sub>NE</sub> )	500 km/h EAS
— nośna	16,80 m <sup>2</sup>	Maks. dopuszczalna prędkość przelotowa (V <sub>C</sub> )	425 km/h EAS
— lotek	1,66 m <sup>2</sup>	Maks. prędkość przelotowa (h = 4000 m; wersja standard):	
— kłap	2,03 m <sup>2</sup>	— przy 100% mocy	460 km/h TAS
— statecznika pionowego	0,72 m <sup>2</sup>	— przy 75% mocy	430 km/h TAS
— steru kierunku	0,73 m <sup>2</sup>	Maks. prędkość przelotowa (h = 0 m)	
— statecznika poziomego	2,00 m <sup>2</sup>	— wersja standard	420 km/h TAS
— steru wysokości	1,25 m <sup>2</sup>	Prędkość ewolucyjna (V <sub>A</sub> )	285 km/h EAS
Masa własna samolotu wyposażonego	1300 kg	Maks. prędkość lotu z wypuszczonymi kłapami i podwoziem	220 km/h EAS
Masa całkowita, startowa (wersja standard)	1900 kg		
Maks. masa startowa (wersja przeciążona z zewnętrznymi podwieszeniami)	2250 kg		



**Napęd.** Jeden silnik turbinowy typu PT6A-25 firmy Pratt Whitney Aircraft of Canada Ltd. o mocy startowej 406 kW (550 KM). Reduktor planetarny o przelotowaniu 1:15. Metalowe, 3-łopatowe śmigło Hartzell JIC-B3TN-3 o stałych obrotach i zmiennym skoku, z możliwością odwracania ciągu. Mechanizm regulacji skoku śmigła osłonięty opływowym kołpakiem. Resurs międzyremontowy silnika wynosi 8500 h.

**Instalacje.** Instalacja hydrauliczna służy do hamowania kół podwozia. Brak instalacji pneumatycznej. Instalacja elektryczna służy do wypuszczania oraz chowania podwozia i kłap, zasilania wyposażenia radio-elektronicznego i przyrządów pokładowych, rozruchu silnika, oświetlenia wewnętrznego i zewnętrznego. Zasilana jest z prądo-rozrusznika firmy Lear Siegler 33V/230A lub kadmowo-niklowych akumulatorów 24V o pojemności 34Ah lub 40 Ah. Na ziemi zasilanie lotniskowe podłączone do specjalnego gniazda umieszczonego na kadłubie samolotu. Zapasowy akumulator żelazo-niklowy 24V o pojemności 1,4Ah służy do oświetlenia kabiny. Instalacja paliwowa z dwoma integralnymi zbiornikami umieszczonymi w części środkowej skrzydła. Zapas paliwa 470 l. 2 wlewy na górnej powierzchni centralnej części płata po obu stronach kadłuba. Tankowanie ciśnieniowe. Na życzenie dodatkowe zbiorniki podwie-

szane o pojemności 100 l. Maksymalny czas lotu odwróconego — 30 s.

**Wypuszczenie.** Podwójny komplet przyrządów pokładowych. Na osłonie kabiny nad tylnym fotelem zamontowana zasłona do lotów treningowych IFR. Wypoczążenie radiowe, instalacja tlenowa, wyposażenie do lotów treningu taktycznego zależnie od wymagań użytkownika. W wersji taktyczno-treningowej pod skrzydłami znajdują się 4 węzły mocujące do podwieszania dodatkowego wyposażenia.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot Pilatus PC-7 Turbo Trainer powstał w szwajcarskiej firmie lotniczej Pilatus Flugzeugwerke AG jako rozwinięcie koncepcji samolotów szkolno-treningowych produkowanych w latach pięćdziesiątych i początku lat sześćdziesiątych. Pierwszy prototyp, będący turbinową wersją samolotu P-3/05 napędzanego tłokowym silnikiem Lycoming, powstał jako przeróbka egzemplarza seryjnego. Do napędu zastosowano amerykański silnik turbinowy PT6A-20 firmy Pratt & Whitney. Oblot pierwszego prototypu desygnowanego P-3B lub P-3/06 odbył się 12.04.1966 r. W późniejszym czasie zmieniono jego oznaczenie na PC-7. Drugi, zmodyfikowany prototyp, wyposażony w silnik typu PT6A-25 firmy Pratt & Whitney Aircraft of Canada zaprezentowano na Salonie Paryskim w 1975 r.

Prędkość przeciągnięcia bez gazu, bez klap:

— wersja standard

— wersja przeciążona

131 km/h EAS

143 km/h EAS

Prędkość przeciągnięcia bez gazu, klapy  
wypuszczone:

— wersja standard

— wersja przeciążona

112 km/h EAS

123 km/h EAS

Prędkość wznieszenia (wersja standard):

— na wysokości  $h = 0$  m

— na wysokości  $h = 3000$  m

— na wysokości  $h = 6000$  m

12,6 m/s

13,3 m/s

8,1 m/s

Czas wznoszenia na wysokość 4000 m

Start i lądowanie ( $h = 0$ ; bez wiatru;  
wersja standard):

Robieg

Start na  $h = 15$  m

Lądowanie z  $h = 15$  m

Dobieg

Dla wersji standard:

Prętarz praktyczny

Maks. zasięg (75% mocy;  $h = 4000$  m; bez rezerwy  
paliwa; bez zbiorników podwieszanych)

Maks. czas lotu

5 min

193 m

265 m

259 m

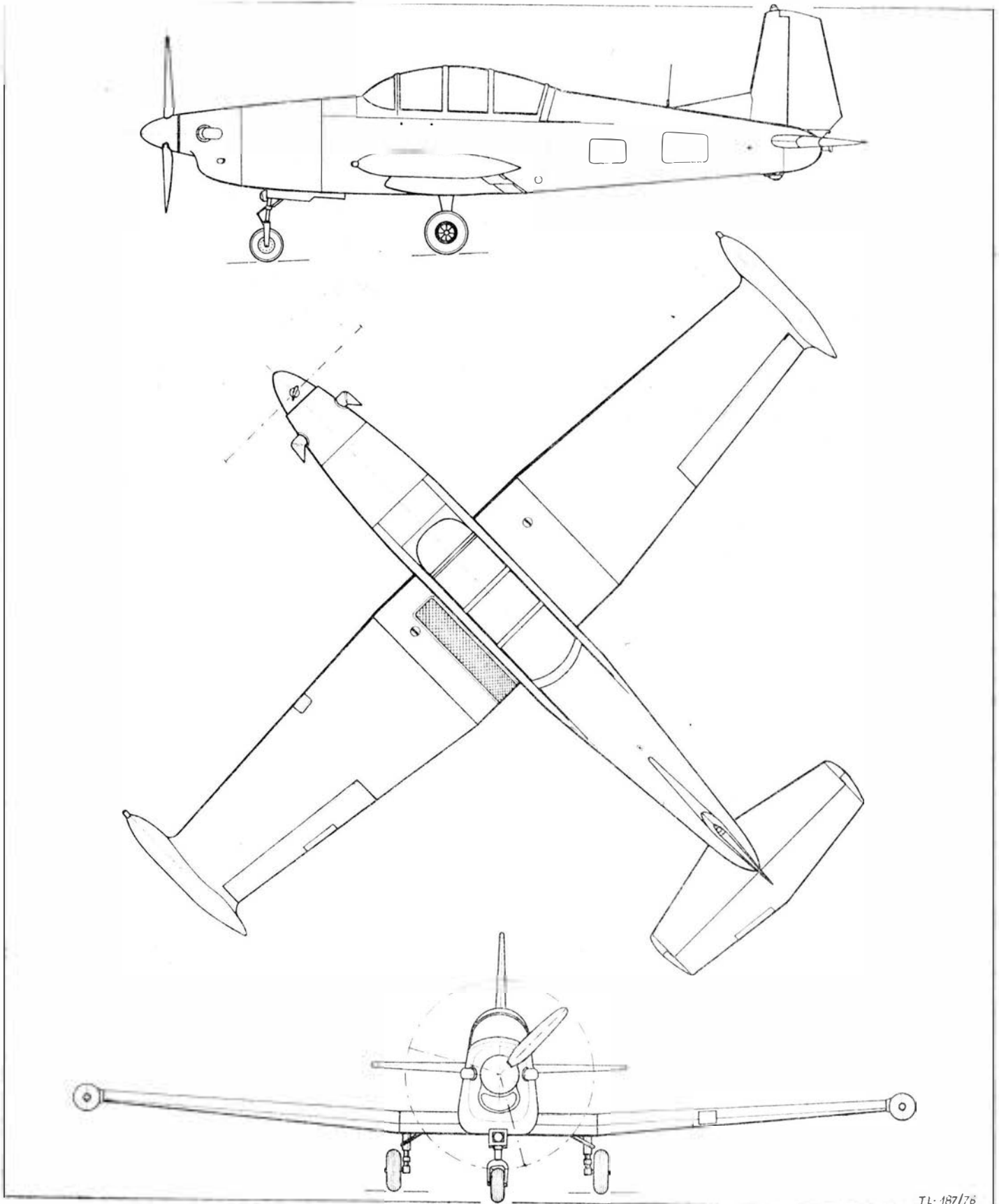
181 m

10 060 m

1350 km

3 h 30 min

M. Ł.



TL-187/76

Ciężki naddźwiękowy bombowiec strategiczny

**KONSTRUKCJA.** Czterosilnikowy dolnopłat ze zmienną geometrią płata.

Płat. Wolnonośny, z trapezowymi częściami zewnętrznymi o zmiennej geometrii, skonstruowany wg zasady *fail safe* (bezpieczny w razie uszkodzenia). Element nośny środkowej części płata z tytanu, uszczelniony jako integralny zbiornik paliwa. Mechanizm obrotowy skrzydła również z tytanu, z kutym czopem osadzonym w stalowych łożyskach, poniżej i powyżej których umieszczono tytanowe integralne płyty usztywniające. Skos skrzydła zmieniany przez dźwigniki śrubowe, napędzane czterema silnikami hydraulicznymi. Może on być również regulowany ciwoma dowolnymi (z czterech) układami hydraulicznymi samolotu. Symetrię ruchu skrzydeł zapewnia wałek skrętny między dwoma dźwignikami śrubowymi. W tyle za czopem skrzydłowym, po każdej stronie, i stale oprofilowane przyslaniające krawędzie spływu skrzydła oraz gondole silników. Każda z zewnętrznych części skrzydła o zmiennym skosie w granicach od 15° do 67° 30' (krawędzi natarcia). Konstrukcja dwudźwigarowa, kesonowa, ze stopów aluminium, z obrabianymi dźwigarami, żebrami i integralnie usztywnionym górnym i dolnym pokryciem. Końcówki skrzydeł, oprofilowanie przejścia skrzydło-kadłub i części pokrycia zewnętrznego skrzydła z laminatów szklanych. Na krawędzi natarcia, całej rozpiętości zewnętrznego skrzydła 7-częściowe sloty, odchylane o 20° do startu i lądowania. Na krawędzi spływu 6-częściowe kłapy szczelinowe, o maksymalnym wychyleniu 40°. Lotek brak, natomiast na sterowność boczną zapewniają 4-częściowe spoilerzy na każdym z zewnętrznych skrzydeł, odchylane do 70°. Ich części zewnętrzne są blokowane przy prędkości ponad  $M=1$ . Wszystkie powierzchnie sterujące napędzane elektro-hydraulicznie. Wyjątkiem są dwa zewnętrzne spoilerzy uruchamiane elektrycznie.

Kadłub. Zaprojektowany zgodnie z regułą pół i z zasadą *fail safe*, o pracującym pokryciu i z ciasno rozstawionymi węzłami i podłużnicami, głównie ze stopów lekkich. Przegrody silników, elementy siłowe usterzenia, pokrycie tyłu kadłuba i inne wysoko obciążone lub pracujące w podwyższonych temperaturach elementy — z tytanu. Górne pokrycie kadłuba konstrukcji przekładkowej tytan — bor/stal. Dielektryczne powierzchnie dziobu z laminatów szklanych. Z przodu kadłuba po każdej stronie małe skrzydełka ze skosem i ujemnym wzniosem 30°, sterowane przez przyspieszoniomierz automatycznego systemu stabilizacyjnego (SMCS). Przyspieszoniomierze te, umieszczone w kadłubie, działające w kierunku góra-dół i lewo-prawo, wyczuwają przyspieszenia w warunkach turbulencji atmosfery, i przesyłają sygnały elektryczne do skrzydełek przednich i dolnego segmentu steru kierunku, które tłumią powstałe oscylacje. W dziobie kadłuba umieszczono przednie podwozie, zbiorniki paliwa, radar, awionikę. Część pośrodkowa przednia zawiera dwie przegrody na uzbrojenie, zbiorniki paliwa, i radar. W części tylnej pośrodkowej trzecia przegroda z uzbrojeniem i zespoły podwozia głównego, stanowi ona strukturę nośną silników. W części tylnej zbiorniki paliwa, natomiast w ogniu wyposażenie elektroniczne. Dostęp do kabiny załogi przez otwierane w podłodze drzwi i składaną drabinkę. Przycisk rozruchowy silnika na goleni przedniej. Umożliwia to rozpoczęcie rozruchu przez pierwszego członka załogi, który znajduje się przy kadłubie, a gdy cała załoga zdąży usiąść w fotelach, silniki są już gotowe do startu. Załoga 4 osobowa: pilot, II pilot, operator systemów ataku i operator systemów obrony. Dwa pozostałe miejsca składane, ewentualnie dla instruktorów. Na podłodze łózka składane, do odpoczynku podczas długotrwałych lotów. W pierwszych trzech samolotach załoga znajdowała się w niezależnym przedziale, który mógł pełnić funkcję kapsuły ratowniczej. W przedziale tym, klimatyzowanym i szczelnym, załoga mogła pracować bez osobistych spadochronów. W przypadku konieczności opu-



czenia samolotu przez załogę następuje oddzielenie kapsuły. Jeżeli w momencie oddzielenia samolot znajduje się w położeniu odwróconym, kapsuła zostaje wówczas odwrócona i stabilizowana przez raketowy układ sterujący. Na odpowiedniej wysokości rozwijają się trzy spadochrony typu Apollo. Specjalne worki powietrzne zmniejszają uderzenie o ziemię. Inny układ włączany jest po wodowaniu, umożliwia on unoszenie się na powierzchni wody. Kabina podczas opadania można sterować aerodynamicznie — bocznymi podwójnymi płetwaniami z tyłu, spoilerami bocznymi i przednim. Wiatrochron jest odporny na uderzenia ptaków, okna boczne kabiny służą jako wyjścia awaryjne. Wszystkie okna kabiny pokryte materiałem przewodzącym prąd, aby zmniejszyć sygnały radarowe wysyłane z wnętrza samolotu. W październiku 1974 r. podano do wiadomości, że ze względu finansowych kapsuła nie będzie wchodziła w skład następnego samolotów B-1. Zamiast niej załoga będzie wyposażona w konwencjonalne fotele wyrzeliwane.

Usterzenie. Wolnonośne, ze skosem na wszystkich powierzchniach, skonstruowane wg zasady *fail-safe*. Płetwa statecznika pionowego z tytanu i stopów Al. Ster kierunku 3-częściowy, wychylany w zakresie  $\pm 25^\circ$ . Usterzenie poziome o zmiennym kącie zaklinowania. Ster wysokości wychylany różnicowo w zakresie  $\pm 20^\circ$  przy sterowaniu przychyleniem i symetrycznie (w granicach 10° do góry i 25° w dół) podczas sterowania pochylaniem. Dwie półki usterzenia mogą się wychylać niezależnie. Usterzenie poziome ze stopów Al. Jego krawędzie natarcia, spływy i końcówki z laminatów szklanych. Ster kierunku i usterzenie wysokości uruchamiane hydraulicznie, z rezerwowym napędem elektrycznym.

Podwozie. Trójkołowe z przednim punktem podparcia, chowane hydraulicznie, a sterowane elektrycznie. W każdym zespole jednostopniowe amortyzatory olejowo-powietrzne. Koła przednie chowane do tyłu, zespoły główne ku środkowi i do tyłu. Sterowany zespół przedni firmy Menasco, z podwójnymi kołami wtywni Goodyear. Na goleni przedniej podwójne światła do lądowania.

Napęd. Cztery silniki turbowentylatorowe General Electric F 101-GE-100, o ciągu 7700 kG bez dopalania i 13 600 kG z dopalaniem, zamontowane parami poniżej stałej części skrzydła, blisko środka ciężkości w celu zapewnienia optymalnej stateczności podczas lotów w turbulencji. Wloty powietrza z pionowymi klinami do wytwarzania skośnych fal uderzeniowych, sterowane przez komputer. Ośmiem integralnych zbiorników paliwa. Układ zasilania paliwem sterowany przez komputer, z rezerwowym sterowa-

niem mechanicznym, utrzymujący środek ciężkości we właściwym miejscu w miarę zużywania paliwa. Samolot może być tankowany w powietrzu. Do rozruchu silników głównych służą 2 dodatkowe silniki turbinowe, które z kolei mają rozruszniki hydrauliczne zasilane ciśnieniem z zasobników pokładowych. Dzięki temu układ rozruchu w pełni autonomiczny.

Wyposażenie. Wszystkie układy lub instalacje odporne na uszkodzenia, co zapewnia wykonanie zasadniczego zadania w przypadku pierwszego uszkodzenia pewnego układu i bezpieczny powrót do bazy w przypadku drugiego uszkodzenia tego układu. Instalacja klimatyczna i ciśnieniowa. Cztery niezależne układy hydrauliczne. Brak instalacji pneumatycznej. Trzy prądnice 115 kVA dostarczają trójfazowy prąd zmienny 230/400 V. Automatyczny układ sterowania lotem, układ pilotażowo-nawigacyjny, centralny komputer danych lotu, żyroskopowy układ stabilizacyjny, automatyczna radiobusola UKF, radiostacja łączności UKF, awaryjno-ratownicza radiolatornia UKF, radar wtórny, system nawigacji TACAN, system nawigacyjno-cełowniczy, radar przedniego sektora, radar ostrzegający o przeszkodach naziemnych, Dopplera, platforma bezwładnościowa, wysokościomierz radiolokacyjny.

Uzbrojenie. Do uzbrojenia samolotu przewidziano cały szereg nowoczesnych rodzajów broni ofensywnych, np. 24 pociski krótkiego zasięgu SRAM, i defensywnych (jak pocisk obrony bombowca BDM), urządzenia zakłócające radary naziemne i inne. Wszystkie pociski mieszczą się wewnątrz samolotu.

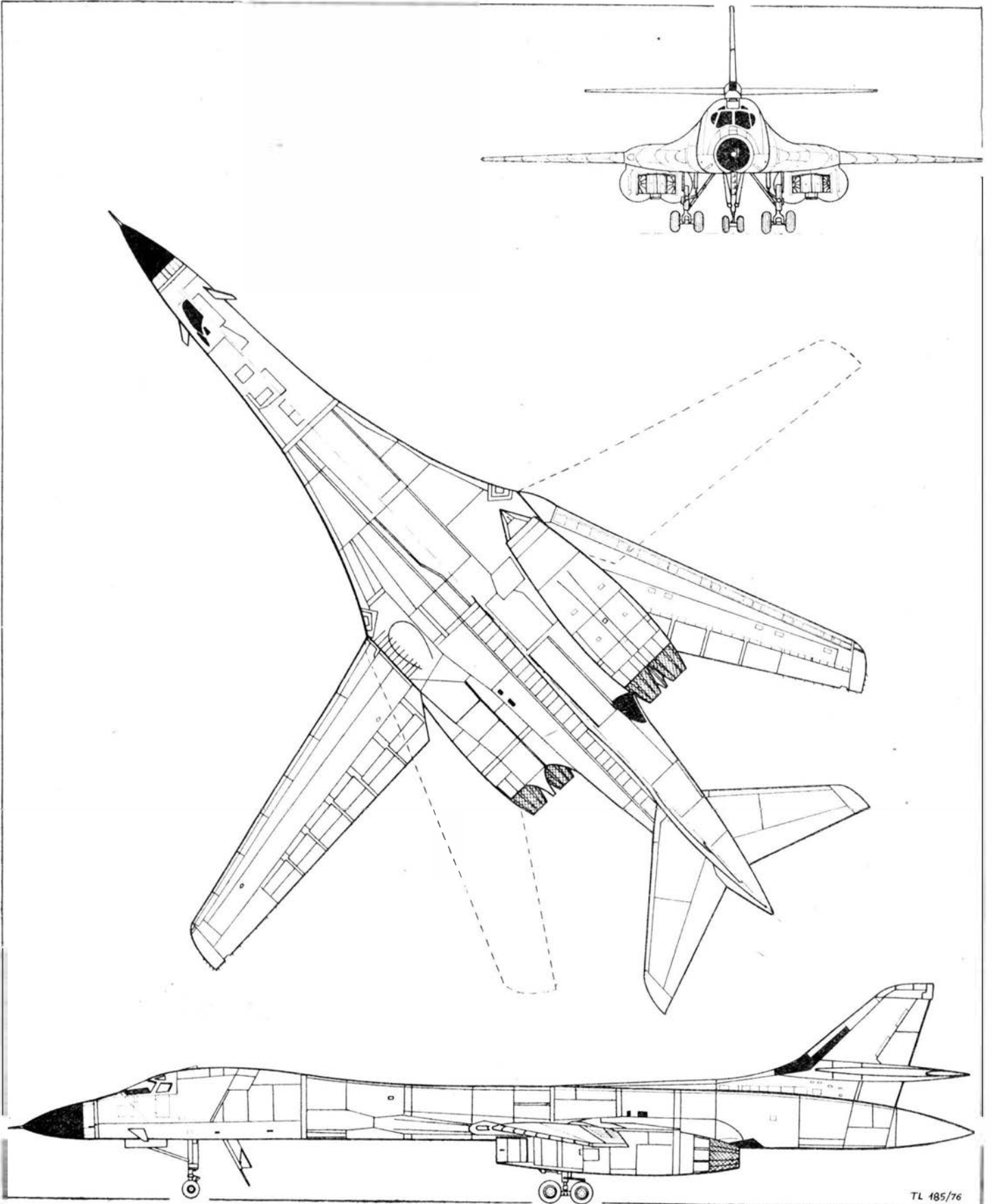
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. B-1 jest wynikiem studiów rozpoczętych w 1962 r., mających na celu zastąpienie bombowca B-52. W 1970 r. Departament Obrony zawarł kontrakt z firmą North American Rockwell na płatowiec, a z wytwórnią General Electric na silnik F 101. Makietę B-1 wykonano w 1971 r. Montaż prototypu rozpoczęto w zakładach USAF w Palmdale (Kalifornia), pod koniec 1972 r. Tamże samolot ten wykonał pierwszy lot 23 grudnia 1974 r. Był to także pierwszy lot silnika YF 101. Drugi prototyp był używany do naziemnych badań obciążenia dopuszczalnych, a w marcu 1976 r. rozpoczął badania w locie. Pierwszy lot trzeciego prototypu odbył się w 4 miesiące po wlocie drugiego prototypu. Wydanie decyzji o produkcji seryjnej miało nastąpić na przełomie 1976 i 1977 r., co umożliwiłoby ukończenie pierwszych samolotów seryjnych w początkach 1978 r. Czwartą prototyp, którego oblot jest przewidziany w 1979 r. ma mieć konstrukcję lżejszą o 4500 kg. USAF chce zamówić 244 egzemplarze B-1.

**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość maksymalna  
 Rozpiętość minimalna  
 Długość  
 Wysokość  
 Rozpiętość usterzenia  
 Rozstaw podwozia  
 Rozstaw osi  
 Powierzchnia nośna  
 Maks. masa startowa  
 Maks. masa przed wykolowaniem

41,67 m	Maks. masa do lądowania	158 757 kg
23,81 m	Maks. ładunek bojowy	52 160 kg
45,78 m	Maks. obciążenie powierzchni nośnej	976 kg/m <sup>2</sup>
10,21 m	Osiągi (obliczeniowe):	
13,67 m	Prędkość maks. na $H = 15240$ m	$2M = 2125$ km/h
4,42 m	Prędkość maks. na $H = 0$ m	1040 km/h
17,53 m	Prędkość przelotowa na $H = 15240$ m	$0,85 M = 1040$ km/h
181,2 m <sup>2</sup>	Zasięg maks. bez tankowania	9800 km
176 810 kg	Zasięg normalny	5800 km
179 168 kg		

T.W.



TL 485/76

Zagadnienia niezawodności i programowania obsługi technicznej współczesnych samolotów wymagają użycia współczesnych metod statystycznych. Metody te wymagają użycia wielkości, które nie zawsze mogą być szybko obliczone, toteż praktycznym jest posłużenie się tablicami.  
Poniżej podajemy tablice funkcji stosowane w literaturze i-  
dzieckiej z zakresu niezawodności.

TABLICA 1. Funkcja  $\Phi(z) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^z e^{-\frac{1}{2}t^2} dt$  standardowego rozkładu normalnego

z	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
0,0	0,5000	0,5040	0,5080	0,5120	0,5160	0,5199	0,5239	0,5279	0,5319	0,5359
0,1	5398	5438	5478	5517	5557	5596	5636	5675	5714	5753
0,2	5793	5832	5871	5910	5948	5987	6026	6064	6103	6141
0,3	6179	6217	6255	6293	6331	6368	6406	6443	6480	6517
0,4	6554	6591	6628	6664	6700	6736	6772	6808	6844	6879
0,5	6915	6950	6985	7019	7054	7088	7123	7157	7190	7224
0,6	7257	7291	7324	7357	7389	7422	7454	7486	7517	7549
0,7	7580	7611	7642	7673	7703	7734	7764	7794	7823	7852
0,8	7881	7910	7939	7967	7995	8023	8051	8078	8106	8133
0,9	8159	8186	8212	8238	8264	8289	8315	8340	8365	8389
1,0	8413	8438	8461	8485	8508	8531	8554	8577	8599	8621
1,1	8643	8665	8686	8708	8729	8749	8770	8790	8810	8830
1,2	8849	8869	8888	8907	8925	8944	8962	8980	8997	9015
1,3	9032	9049	9066	9082	9099	9115	9131	9147	9162	9177
1,4	9192	9207	9222	9236	9251	9265	9279	9292	9306	9319
1,5	9332	9345	9357	9370	9382	9394	9406	9418	9429	9441
1,6	9452	9463	9474	9484	9495	9505	9515	9525	9535	9545
1,7	9554	9564	9573	9582	9591	9599	9608	9616	9625	9633
1,8	9641	9649	9656	9664	9671	9678	9686	9693	9699	9706
1,9	9713	9719	9726	9732	9738	9744	9750	9756	9761	9767
2,0	9772	9778	9783	9788	9793	9798	9803	9808	9812	9817
2,1	9821	9826	9830	9834	9838	9842	9846	9850	9854	9857
2,2	9861	9864	9868	9871	9875	9878	9881	9884	9887	9890
2,3	9893	9896	9898	9901	9904	9906	9909	9911	9913	9916
2,4	9918	9920	9922	9925	9927	9929	9931	9932	9934	9936
2,5	9938	9940	9941	9943	9945	9946	9948	9949	9951	9952
2,6	9953	9955	9956	9957	9959	9960	9961	9962	9963	9964
2,7	9965	9966	9967	9968	9969	9970	9971	9972	9973	9974
2,8	9974	9975	9976	9977	9978	9979	9979	9980	9981	9981
2,9	9981	9982	9982	9983	9984	9984	9985	9985	9986	9986
3,0	9990	9990	9993	9995	9997	9998	9998	9999	9999	1,0000
z=3,0	3,1	3,2	3,3	3,4	3,5	3,6	3,7	3,8	3,9	1,0000
$\Phi(z) - 0,9981$										

TABLICA 2. Funkcja gęstości rozkładu normalnego  $\phi(z) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} e^{-\frac{1}{2}z^2}$

z	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9
0,0	0,3989	3989	3989	3988	3986	3984	3982	3980	3977	3973
0,1	3970	3965	3961	3956	3951	3945	3939	3932	3925	3918
0,2	3910	3902	3894	3885	3876	3867	3857	3847	3836	3825
0,3	3814	3802	3790	3778	3765	3752	3739	3726	3712	3697
0,4	3683	3668	3653	3637	3621	3605	3589	3572	3555	3538
0,5	3521	3503	3485	3467	3448	3429	3410	3391	3372	3352
0,6	3332	3312	3292	3271	3251	3230	3209	3187	3166	3144
0,7	3123	3101	3079	3056	3034	3011	2989	2965	2943	2920
0,8	2897	2874	2850	2827	2803	2780	2756	2732	2709	2685
0,9	2661	2637	2613	2589	2565	2541	2516	2492	2468	2444
1,0	0,2420	2396	2371	2347	2323	2299	2275	2251	2227	2203
1,1	2179	2155	2131	2107	2083	2059	2036	2012	1989	1965
1,2	1942	1919	1895	1872	1849	1826	1804	1781	1758	1736
1,3	1714	1691	1669	1647	1626	1604	1582	1561	1539	1518
1,4	1497	1476	1456	1435	1415	1394	1374	1354	1334	1315
1,5	1295	1276	1257	1238	1219	1200	1182	1163	1145	1127
1,6	1109	1092	1074	1057	1040	1023	1006	9899	9733	9567
1,7	0940	0925	0909	0893	0878	0863	0848	0833	0818	0804
1,8	0790	0775	0761	0748	0734	0721	0707	0694	0681	0669
1,9	0656	0644	0632	0620	0608	0596	0584	0573	0562	0551
2,0	0,5340	0529	0519	0508	0498	0488	0478	0468	0459	0449
2,1	0440	0431	0422	0413	0404	0396	0388	0379	0371	0363
2,2	0355	0347	0339	0332	0325	0317	0310	0303	0297	0290
2,3	0283	0277	0270	0264	0258	0252	0246	0241	0235	0229
2,4	0224	0219	0213	0208	0203	0198	0194	0189	0184	0180
2,5	0175	0171	0167	0163	0158	0154	0151	0147	0143	0139
2,6	0136	0132	0129	0126	0122	0119	0116	0113	0110	0107
2,7	0104	0101	0099	0096	0093	0091	0088	0086	0084	0081
2,8	0079	0077	0075	0073	0071	0069	0067	0065	0063	0061
2,9	0060	0058	0056	0055	0053	0051	0050	0048	0047	0046
3,0	0,0044	0043	0042	0040	0039	0038	0037	0036	0035	0034
3,1	0033	0032	0031	0030	0029	0028	0027	0026	0025	0025
3,2	0024	0023	0022	0022	0021	0020	0020	0019	0018	0018
3,3	0017	0017	0016	0016	0015	0015	0014	0014	0013	0013
3,4	0012	0012	0012	0011	0011	0010	0010	0009	0009	0009
3,5	0009	0008	0008	0008	0008	0007	0007	0007	0006	0006
3,6	0006	0006	0006	0006	0005	0005	0005	0005	0005	0004
3,7	0004	0004	0004	0004	0004	0004	0003	0003	0003	0003
3,8	0003	0003	0003	0003	0003	0002	0002	0002	0002	0002
3,9	0002	0002	0002	0002	0002	0002	0002	0002	0001	0001



TABLICA 3. Wielkość funkcji  $e^{-\lambda}$

$\lambda$	0,00	0,01	0,02	0,03	0,04	0,05	0,06	0,07	0,08	0,09	0,10
0,00	1,00000	0,99000	0,98000	0,97000	0,96000	0,95000	0,94000	0,93000	0,92000	0,91000	0,90000
0,01	99000	98002	97043	96084	95125	94166	93207	92248	91289	90330	89371
0,02	98022	97063	96104	95145	94186	93227	92268	91309	90350	89391	88432
0,03	97044	96085	95126	94167	93208	92249	91290	90331	89372	88413	87454
0,04	96066	95107	94148	93189	92230	91271	90312	89353	88394	87435	86476
0,05	95125	94166	93207	92248	91289	90330	89371	88412	87453	86494	85535
0,06	94186	93227	92268	91309	90350	89391	88432	87473	86514	85555	84596
0,07	93244	92285	91326	90367	89408	88449	87490	86531	85572	84613	83654
0,08	92302	91343	90384	89425	88466	87507	86548	85589	84630	83671	82712
0,09	91359	90400	89441	88482	87523	86564	85605	84646	83687	82728	81769
0,10	90418	89459	88500	87541	86582	85623	84664	83705	82746	81787	80828
0,11	89476	88517	87558	86599	85640	84681	83722	82763	81804	80845	79886
0,12	88535	87576	86617	85658	84699	83740	82781	81822	80863	79904	78945
0,13	87593	86634	85675	84716	83757	82798	81839	80880	79921	78962	78003
0,14	86652	85693	84734	83775	82816	81857	80898	79939	78980	78021	77062
0,15	85710	84751	83792	82833	81874	80915	79956	78997	78038	77079	76120
0,16	84769	83810	82851	81892	80933	79974	79015	78056	77097	76138	75179
0,17	83827	82868	81909	80950	79991	79032	78073	77114	76155	75196	74237
0,18	82886	81927	80968	80009	79050	78091	77132	76173	75214	74255	73296
0,19	81944	80985	80026	79067	78108	77149	76190	75231	74272	73313	72354
0,20	81003	80044	79085	78126	77167	76208	75249	74290	73331	72372	71413
0,21	80061	79102	78143	77184	76225	75266	74307	73348	72389	71430	70471
0,22	79120	78161	77202	76243	75284	74325	73366	72407	71448	70489	69530
0,23	78178	77219	76260	75301	74342	73383	72424	71465	70506	69547	68588
0,24	77237	76278	75319	74360	73401	72442	71483	70524	69565	68606	67647
0,25	76295	75336	74377	73418	72459	71500	70541	69582	68623	67664	66705
0,26	75354	74395	73438	72479	71520	70561	69602	68643	67684	66725	65766
0,27	74412	73453	72499	71539	70580	69621	68662	67703	66744	65785	64826
0,28	73471	72512	71558	70600	69641	68682	67723	66764	65805	64846	63887
0,29	72529	71570	70611	69652	68693	67734	66775	65816	64857	63898	62939
0,30	71588	70629	69670	68711	67752	66793	65834	64875	63916	62957	61998
0,31	70646	69687	68728	67769	66810	65851	64892	63933	62974	62015	61056
0,32	69705	68746	67787	66828	65869	64910	63951	62992	62033	61074	60115
0,33	68763	67804	66845	65886	64927	63968	63009	62050	61091	60132	59173
0,34	67822	66863	65904	64945	63986	63027	62068	61109	60150	59191	58232
0,35	66880	65921	64962	64003	63044	62085	61126	60167	59208	58249	57290
0,36	65939	64980	64021	63062	62103	61144	60185	59226	58267	57308	56349
0,37	64997	64038	63079	62120	61161	60202	59243	58284	57325	56366	55407
0,38	64056	63097	62138	61179	60220	59261	58302	57343	56384	55425	54466
0,39	63114	62155	61196	60239	59280	58321	57362	56403	55444	54485	53526
0,40	62173	61214	60255	59296	58337	57378	56419	55460	54501	53542	52583

TABLICA 4. Funkcja  $\frac{\lambda^x}{x!} e^{-\lambda}$

$x$	$\lambda=0,1$	$\lambda=0,2$	$\lambda=0,3$	$\lambda=0,4$	$\lambda=0,5$	$\lambda=0,6$	$\lambda=0,7$	$\lambda=0,8$	$\lambda=0,9$
0	0,9048	0,8187	0,7408	0,6703	0,6065	0,5488	0,4966	0,4483	0,4066
1	0,0905	0,1638	0,2222	0,2981	0,3803	0,4693	0,5646	0,6655	0,7719
2	0,0045	0,0164	0,0333	0,0536	0,0758	0,0988	0,1217	0,1438	0,1647
3	0,0002	0,0019	0,0033	0,0052	0,0076	0,0108	0,0148	0,0194	0,0244
4	0,0000	0,0001	0,0002	0,0004	0,0006	0,0009	0,0012	0,0016	0,0020
5				0,0001	0,0002	0,0004	0,0007	0,0010	0,0014
6						0,0001	0,0001	0,0002	0,0003

$x$	$\lambda=1$	$\lambda=2$	$\lambda=3$	$\lambda=4$	$\lambda=5$	$\lambda=6$	$\lambda=7$	$\lambda=8$	$\lambda=9$	$\lambda=10$
0	0,3679	0,1353	0,0498	0,0183	0,0067	0,0025	0,0009	0,0003	0,0001	0,0000
1	0,3679	0,2707	0,1494	0,0733	0,0337	0,0149	0,0064	0,0027	0,0011	0,0005
2	0,1839	0,2707	0,2240	0,1465	0,0842	0,0446	0,0223	0,0107	0,0050	0,0023
3	0,0613	0,1804	0,2240	0,1954	0,1404	0,0892	0,0521	0,0286	0,0150	0,0076
4	0,0133	0,0602	0,1680	0,1954	0,1755	0,1339	0,0912	0,0572	0,0337	0,0189
5	0,0031	0,0361	0,1008	0,1563	0,1755	0,1606	0,1277	0,0916	0,0607	0,0378
6	0,0005	0,0120	0,0504	0,1042	0,1462	0,1606	0,1490	0,1221	0,0911	0,0631
7	0,0001	0,0037	0,0216	0,0565	0,1044	0,1377	0,1490	0,1396	0,1171	0,0901
8		0,0009	0,0081	0,0298	0,0653	0,1033	0,1304	0,1396	0,1318	0,1126
9		0,0002	0,0027	0,0132	0,0363	0,0688	0,1014	0,1241	0,1318	0,1251
10			0,0008	0,0053	0,0181	0,0413	0,0710	0,0993	0,1186	0,1251
11			0,0002	0,0019	0,0062	0,0225	0,0452	0,0722	0,0970	0,1137
12			0,0001	0,0006	0,0034	0,0126	0,0263	0,0481	0,0728	0,0948
13				0,0002	0,0013	0,0052	0,0142	0,0296	0,0504	0,0729
14				0,0001	0,0005	0,0022	0,0071	0,0169	0,0324	0,0521
15					0,0002	0,0009	0,0033	0,0090	0,0194	0,0347
16						0,0003	0,0014	0,0045	0,0109	0,0217
17						0,0001	0,0006	0,0021	0,0058	0,0128
18							0,0002	0,0009	0,0029	0,0071
19								0,0004	0,0014	0,0037
20									0,0006	0,0019
21										0,0009
22										0,0004
23										0,0003
24										0,0001

Opisac, A. K. na podst.: N. N. Smirnov: Ekspluatacyjnaja nadiżnosť i reżimij techevieskojro obščużewania samolobow Moskwa 1974, wyd. Transport.



**PALIWA, SMARY,  
CIECZE SPECJALNE**

- 1 — ropa naftowa
- 2 — produkty naftowe
- 3 — destylacja ropy naftowej
- 4 — krakowanie
- 5 — k. katalityczne
- 6 — k. termiczne
- 7 — reformowanie
- 8 — węglowodory aromatyczne
- 9 — w. parafinowe
- 10 — w. naftenowe
- 11 — destylaty
- 12 — benzyna (lotnicza)
- 13 — nafta, paliwo turbinowe
- 14 — benzol
- 15 — olej gazowy
- 16 — ligroina
- 17 — olej rafinowany
- 18 — o. pozostałościowy, o. resztkowy
- 19 — mazut
- 20 — skład frakcyjny
- 21 — ciepło spalania, wartość opałowa
- 22 — temperatura zapłonu
- 23 — t. samozapłonu
- 24 — t. zmętnienia
- 25 — t. krystalizacji
- 26 — t. krzepnięcia, t. tężenia
- 27 — trwałość termiczna, stabilność t.
- 28 — (od)parowalność
- 29 — higroskopijność
- 30 — lepkość
- 31 — zawartość popiołu, popielistość
- 32 — kopcenie
- 33 — kwasowość
- 34 — liczba jodowa
- 35 — l. bromowa
- 36 — odporność na detonację
- 37 — liczba oktanowa
- 38 — antydetonator
- 39 — czteroetyłek ołowiu
- 40 — gatunek paliwa
- 41 — benzyna etylizowana, etylina
- 42 — smar
- 43 — tarcie spoczynkowe, t. bezruchu, t. statyczne
- 44 — t. ślizgowe, t. suwne, t. posuwiste
- 45 — t. toczenia, t. toczone, t. potoczyste
- 46 — t. suche
- 47 — t. półsuche, t. półpłynne
- 48 — t. płynne
- 49 — smarowność, smarność
- 50 — utleniałość
- 51 — smar gęsty, s. stały
- 52 — s. potasowy
- 53 — s. sodowy
- 54 — s. litowy
- 55 — s. grafitowy
- 56 — olej wrzeczonowy
- 57 — o. turbinowy
- 58 — o. zegarkowy
- 59 — o. transformatorowy
- 60 — o. silnikowy
- 61 — o. przekładniowy
- 62 — o. rycynowy
- 63 — o. kostny
- 64 — o. wazelinowy
- 65 — o. mineralny
- 66 — o. syntetyczny
- 67 — o. silikonowy
- 68 — ciecz hydrauliczna, płyn hydrauliczny
- 69 — gliceryna
- 70 — ciecz przeciwbłędzeniowa
- 71 — ciecz do mycia
- 72 — napięcie powierzchniowe
- 73 — ciecz tłumiąca

(K. D.)

**FUELS, LUBRICANTS,  
FLUIDS**

- 1 — petroleum, crude oil
- 2 — petrochemicals
- 3 — petroleum distillation
- 4 — cracking
- 5 — catalytic c.
- 6 — thermal c.
- 7 — reforming (process)
- 8 — aromatic hydrocarbons
- 9 — paraffin h., alkanes
- 10 — naphthenes
- 11 — distillates
- 12 — (aviation) gasoline, (a.) petrol, avgas
- 13 — kerosene, kerosine, turbine fuel
- 14 — benzol
- 15 — gas oil
- 16 — ligroin
- 17 — refined oil
- 18 — residual o., asphaltum o.
- 19 — mazout
- 20 — fractional composition
- 21 — calorific value
- 22 — flash-point, ignition temperature
- 23 — spontaneous ignition t.
- 24 — cloud point
- 25 — cristallization point
- 26 — freezing p.
- 27 — thermal stability
- 28 — evaporative power
- 29 — hygroscopicity
- 30 — viscosity
- 31 — ashes content
- 32 — smoking
- 33 — acidity
- 34 — iodine number, i. value
- 35 — bromine number
- 36 — knock resistance
- 37 — octane number
- 38 — antidetonator, antiknock (agent)
- 39 — tetraethyl lead
- 40 — fuel grade
- 41 — leaded petrol, ethyl gasoline
- 42 — lubricant, grease
- 43 — static friction, stiction, friction of rest
- 44 — sliding f.
- 45 — rolling f., r. resistance
- 46 — solid f., dry f.
- 47 — mitigated solid f., semi-fluid f.
- 48 — fluid f.
- 49 — lubricating ability, lubricity, oiliness
- 50 — oxidability
- 51 — grease, solid oil
- 52 — lime grease
- 53 — sodium-base g., sodium-soap g.
- 54 — lithium(-base) soap g.
- 55 — graphite g.
- 56 — spindle oil
- 57 — turbine o.
- 58 — watch o.
- 59 — transformer o.
- 60 — engine o., motor o.
- 61 — gear o.
- 62 — castor o.
- 63 — bone o.
- 64 — white mineral o., white paraffin
- 65 — mineral o.
- 66 — synthetic o.
- 67 — silicone o.
- 68 — hydraulic fluid, h. oil
- 69 — glycerol, glycerine, glycerin
- 70 — de-icing fluid
- 71 — cleaning f.
- 72 — surface tension
- 73 — damping fluid

(K. D.)

**DIE KRAFTSTOFFE,  
SCHMIERSTOFFE,  
FLÜSSIGKEITEN**

- 1 — das Erdöl, Mineralöl, Bergöl
- 2 — die Erdölprodukte, Mineralölzeugnisse
- 3 — die Erdölestillation
- 4 — das Kracken, die Krackung
- 5 — die katalytische K.
- 6 — die thermische K.
- 7 — das Reformieren, Reforming-Verfahren
- 8 — die aromatische Kohlenwasserstoffe, Aromaten
- 9 — die Paraffinkohlenwasserstoffe, Paraffine, Alkane
- 10 — die Naphtene
- 11 — die Destillate
- 12 — das (Flug)benzin, (Flieger)benzin
- 13 — das Petroleum, der Turbokraftstoff
- 14 — das Benzol
- 15 — das Gasöl
- 16 — das Ligroin
- 17 — das raffiniertes Öl
- 18 — das Rückstandöl
- 19 — das Heizöl, der Masut
- 20 — die Fraktionszusammensetzung
- 21 — die Brennstoffwärme, der oberer Heizwert
- 22 — der Brennpunkt, der Zündpunkt
- 23 — der Selbstzündungspunkt, die Selbstzündungstemperatur
- 24 — der Trübungspunkt
- 25 — die Kristallisationstemperatur
- 26 — der Erstarrungspunkt, Gefrierpunkt
- 27 — die thermische Stabilität
- 28 — die Verdampfungszahl, Verdampfungsziffer
- 29 — die Hygroskopizität
- 30 — die Viskosität, Zähigkeit
- 31 — der Aschengehalt
- 32 — das Qualmen
- 33 — die Azidität
- 34 — die Jodzähl
- 35 — die Bromzahl
- 36 — die Klopfestigkeit
- 37 — die Oktanzahl
- 38 — das Antiklopfmittel
- 39 — das Bleitetraäthyl, Tetraäthylblei
- 40 — die Kraftstoffgattung
- 41 — das Bleibenzin
- 42 — das Schmierstoff, Schmiermittel, die Schmiere
- 43 — die Haftreibung, die Reibung der Ruhe
- 44 — die Gleitreibung
- 45 — der Rollwiderstand, Wälzwiderstand
- 46 — die trockene Reibung, Trockenreibung
- 47 — die Grenzreibung, Mischreibung, halbflüssige Reibung
- 48 — die Fließreibung, die Schwimmreibung
- 49 — die Schmierfähigkeit, Schlüpfigkeit
- 50 — die Oxydationsanfälligkeit, Oxydierbarkeit
- 51 — das Schmierfett, konsistentes Fett
- 52 — das Kalziumseifenschmierfett
- 53 — das Natriumseifenschmierfett
- 54 — das Lithiumseifenschmierfett
- 55 — das Graphitschmierfett
- 56 — das Spindelöl
- 57 — das Turbinenöl
- 58 — das Uhrenöl
- 59 — das Transformatoröl
- 60 — das Motorenöl, Treiböl
- 61 — das Getriebeöl
- 62 — das Rizinusöl, Kastoröl
- 63 — das Knochenöl, Knochenfett
- 64 — das Vaselineöl
- 65 — das Mineralöl
- 66 — das synthetisch Öl
- 67 — das Silikonöl
- 68 — die Triebflüssigkeit, das Drucköl, Hydrauliköl
- 69 — das Glycerin, der Ölsüss
- 70 — die Enteisungsflüssigkeit
- 71 — die Waschflüssigkeit
- 72 — die Oberflächenspannung
- 73 — die Dämpfungsfllüssigkeit

(K. D.)

**ТОПЛИВА, СМАЗКИ,  
СПЕЦЖИДКОСТИ**

- 1 — нефть
- 2 — нефтепродукты
- 3 — нефтеперегонка
- 4 — крекинг (— процесс)
- 5 — каталитический к.
- 6 — термический к.
- 7 — риформинг (процесс)
- 8 — углеводороды ароматические
- 9 — у. парафиновые, алканы
- 10 — у. наftenовые, цикланы
- 11 — дистиллаты
- 12 — (авиа)бензин
- 13 — керосин, реактивное топливо
- 14 — бензол
- 15 — газойль
- 16 — лигроин
- 17 — дистиллатное масло
- 18 — остаточное масло
- 19 — mazut
- 20 — фракционный состав
- 21 — теплота сгорания
- 22 — температура вспышки
- 23 — т. самовоспламенения
- 24 — т. помутнения
- 25 — т. кристаллизации
- 26 — т. застывания
- 27 — термическая стабильность
- 28 — испаряемость
- 29 — гигроскопичность
- 30 — вязкость
- 31 — зольность
- 32 — нагарообразование
- 33 — кислотность
- 34 — иодное число
- 35 — бромное число
- 36 — детонационная стойкость
- 37 — октановое число
- 38 — антидетонатор
- 39 — тетраэтилсвинец
- 40 — марка топлива
- 41 — этилизованный бензин
- 42 — смазка
- 43 — трение покоя, статическое т.
- 44 — т. скольжения
- 45 — т. качения
- 46 — сухое т.
- 47 — полусухое т., полужидкое т.
- 48 — жидкое т.
- 49 — смазывающая способность
- 50 — окисляемость
- 51 — консистентная смазка, твердая с.
- 52 — калиевая смазка
- 53 — натриевая с.
- 54 — литиевая с.
- 55 — графитная с.
- 56 — веретенное масло
- 57 — турбинное м.
- 58 — часовое масло
- 59 — трансформаторное масло
- 60 — моторное масло
- 61 — трансмиссионное м.
- 62 — касторовое м.
- 63 — костное смазочное м.
- 64 — вазелиновое приборное м.
- 65 — минеральное м.
- 66 — синтетическое м.
- 67 — кремниорганическое м.
- 68 — гидросмесь, гидромасло
- 69 — глицерин
- 70 — противобледенительная жидкость
- 71 — моющая жк.
- 72 — поверхностное натяжение
- 73 — демпфирующая жидкость

(K. D.)

WCT139/K/77

# Rozruszniki lotniczych silników turbodrzutowych

Mg: inż. KWIRYN ZUCHOWICZ

**Porównanie ciężarów: a) na jednostkę mocy różnych źródeł stosowanych na samolotach, b) akumulatorów energii w zależności od czasu pracy, c) urządzeń przesyłowych mocy na odległość około 23 m. Zasady działania różnych typów rozruszników silników turbodrzutowych oraz ich cechy charakterystyczne.**

## Oznaczenia

- $n$  — prędkość obrotowa;
- $n_1$  — prędkość obrotowa, przy której turbina rozpoczyna pracę;
- $n_2$  — prędkość obrotowa, przy której odłącza się rozrusznik;
- $n_k$  — prędkość obrotowa, przy której są zrównoważone momenty  $M_t$  i  $M_s$ ;
- $M_t$  — moment obrotowy turbiny;
- $M_s$  — moment obrotowy sprężarki i innych agregatów;
- $n_3 = n_{mg}$  — prędkość obrotowa małego gazu;
- $b, a, x$  — współczynniki;
- $M_r$  — moment obrotowy rozrusznika;
- $M_0$  — moment obrotowy rozrusznika początkowy, gdy  $n = 0$ ;
- $M_{tar}$  — moment oporowy agregatów i opory tarcia;
- $M_d$  — moment dynamiczny;
- $M_p$  — moment przyspieszający;
- $J$  — moment bezwładności wirujących części silnika;
- $d\omega/dt$  — przyspieszenie kątowe;
- $\omega$  — szybkość kąтова;
- $t_r$  — czas trwania rozruchu;
- $N_r$  — moc rozrusznika;
- $L$  — praca zużyta na jeden rozruch;
- $K$  — maksymalny ciąg silnika turbodrzutowego;
- $F$  — ciąg silnika turbodrzutowego;
- $M_{pr}$  — moment obrotowy prądnicy przeciwdziałający momentowi kręcącemu;
- $N_{pr}$  — moc prądnicy;
- $n_{pr}$  — prędkość obrotowa prądnicy;
- $i_{pr}$  — przełożenie od silnika do prądnicy.

## Porównanie napędu elektrycznego, pneumatycznego i hydraulicznego

Przed omówieniem poszczególnych typów rozruszników celowe jest poznanie oraz porównanie zalet i wad każdego z nich. Zagadnienie ciężaru równoważnych układów elektrycznych, pneumatycznych i hydraulicznych było rozwiązane przez Geyera i Tresedera [1].

Na rysunku 1 podano porównanie ciężaru na jednostkę mocy różnych nowoczesnych źródeł mocy na samolotach [1, 2]. Sprężarki o ciągłej pracy mają zwykle moc mniejszą od 1 KM, gdyż akumulacja energii w postaci pneumatycznej jest pod względem ciężaru ekonomiczniejsza.

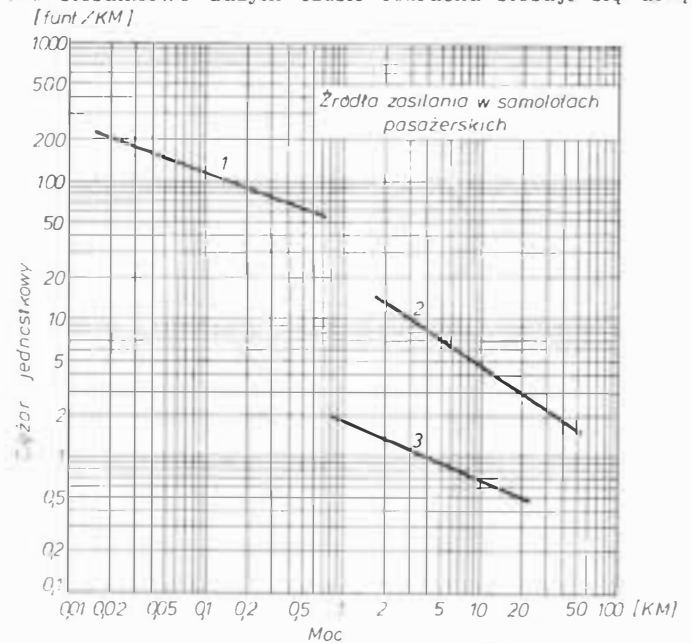
Na rysunku 2 podano porównanie ciężaru akumulatorów w zależności od czasu pracy [2] dla różnych rodzajów układów. Z krzywych 2, 3, 4 na rys. 2 widac, że bateria elektryczna jest najkorzystniejsza przy obciążeniach trwających powyżej 1 minuty. Krzywe 5 i 6 wskazują, że w układach elektrycznych i hydraulicznych ekonomiczniej jest przewidzieć odpowiednią moc generatora niż gromadzić energię w akumulatorach, które służyłyby wówczas do łagodzenia uderzeń i w przypadku awarii. Z krzywej 1 widac, że akumulator pneumatyczny jest ekonomiczniejszy niż duża sprężarka, jednak zgromadzenie dużej energii pneumatycznej w przypadku przedziurawienia akumulatora spowoduje wybuch.

Na rysunku 3 podano ciężary urządzeń przesyłowych mocy na odległość do około 23 m. Z krzywej 3 widac, że układ pneumatyczny pod względem ciężaru jest najbardziej ekonomiczny przy średniej lub długiej linii przesyłowej, gdy są stosowane odbiorniki o niezbyt dużych [2] szczytach mocy i gdy układ ten pozwoli na gromadzenie energii w dużym akumulatorze przez małą sprężarkę. Problem wybrania optymalnej proporcji pomiędzy zapasowym

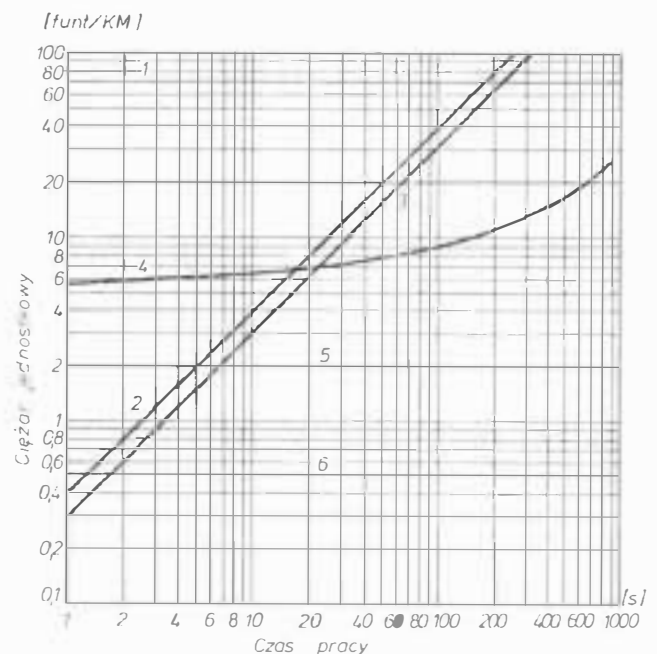
źródłem energii a ciężarem generatora jest zagadnieniem, które trzeba rozwiązać w każdym indywidualnym przypadku.

## Klasyfikacja i zasady działania urządzeń rozruchowych [3]

Najczęściej są stosowane rozruszniki elektryczne, pneumatyczne i hydrauliczne. Źródło ich zasilania może być na samolocie lub lotniskowe. Do rozruchu silników turbodrzutowych o niedużym momencie bezwładności wirnika i o stosunkowo dużym czasie rozruchu stosuje się urzą-



Rys. 1. Porównanie ciężaru na jednostkę mocy różnych nowoczesnych źródeł mocy na samolotach: 1 — sprężarka pneumatyczna, 2 — prądnica elektryczna, 3 — pompa hydrauliczna



Rys. 2. Porównanie ciężaru akumulatorów w zależności od czasu pracy: 1 — sprężarka 176 kg/cm<sup>2</sup>, 57 cm<sup>3</sup>/min; 2 — akumulator hydrauliczny 211 kg/cm<sup>2</sup>; 3 — cylinder pneumatyczny 176 kg/cm<sup>2</sup>; 4 — bateria akumulatorów 68 Ah; 5 — prądnica 12 kW; 6 — pompa hydrauliczna 30 l/min, 211 kg/cm<sup>2</sup>

zenia zasilane z baterii akumulatorów lub z akumulatora ze sprężonym powietrzem.

Do uzyskania pewnego rozruchu silnika bez nadmiernego wzrostu temperatury trzeba, by jego wirnik osiągnął obroty, przy których ma miejsce ustalona praca, tj. gdy nastąpi nieprzerwane palenie się mieszanki paliwowo-powietrznej w komorze spalania [3]. Ustalone palenie mieszanki paliwowo-powietrznej jest możliwe przy stałym dopływie do komory spalania niezbędnej ilości powietrza dostarczonego przez sprężarkę pod pewnym ciśnieniem.

Rozkręcenie wirnika silnika jest możliwe pod warunkiem, że moc dostarczona przez rozrusznik przewyższa moc potrzebną do napędu sprężarki, nie pracującej turbiny, zespołów pomocniczych i pokonanie oporów tarcia w silniku. Od wielkości nadmiaru mocy zależy przyspieszenie wirnika silnika w czasie rozruchu oraz czas wejścia na obroty małego gazu.

## Etapy rozruchu

Proces rozruchu silnika można podzielić na trzy etapy:

Etap I obejmuje okres od momentu uruchomienia rozrusznika i połączenia go z wirnikiem silnika turbodoładowego do osiągnięcia obrotów  $n = n_1$ , przy których następuje wtrysk paliwa do komór spalania, a po jego rozplomieniu włącza się do pracy turbina silnika.

Etap II zaczyna się od chwili rozpoczęcia pracy turbiny ( $n_1$ ) do uzyskania przez wirnik silnika prędkości obrotowej  $n_2$ , przy której odłącza się rozrusznik. W tym czasie wirnik silnika jest rozkręcany przez rozrusznik i turbinę. Przy obrotach  $n = n_k$  występuje charakterystyczny punkt, w którym moment wytworzony przez turbinę  $M_t$  równa się momentowi oporowemu wytworzonemu przez sprężarkę  $M_s$ .

Teoretycznie po przekroczeniu obrotów  $n_k$  można by wyłączyć rozrusznik [3, 5]. Jednakże w celu zwiększenia pewności rozruchu, wyłączenie go następuje przy obrotach  $n_2$ , przewyższających prędkość obrotową  $n_k$  od 1,5 do 2 razy. Liczbę obrotów  $n_2$  wybiera się tak, by silnik po odłączeniu rozrusznika wszedł na warunki małego gazu i aby temperatura gazów przed turbiną nie wzrastała ponad wartości dopuszczalne. Weześniejsze odłączenie rozrusznika prowadzi do opóźnienia procesu rozruchu i do wzrostu temperatury gazów.

Etap III obejmuje okres od momentu odłączenia rozrusznika  $n_2$  do osiągnięcia prędkości obrotowej  $n_3$ , przy której występują minimalne warunki stabilnej pracy silnika. Są to tzw. obroty „małego gazu”  $n = n_3 = n_{mg}$  (rys. 4). Na tym etapie silnik rozkręca tylko turbinę.

Na rysunku 4 podana jest zależność momentu obrotowego niezbędnego do napędu sprężarki i innych agregatów ( $M_s$ ), momentu wytworzonego przez turbinę ( $M_t$ ) oraz momentu wytworzonego przez rozrusznik ( $M_r$ ) — od prędkości obrotowej rozrusznika w czasie rozruchu. Na rysunku tym podano również etapy rozruchu.

Momenty działające na wirnik silnika w czasie rozruchu

Doświadczalnie stwierdzono, że moment  $M_r$  potrzebny do napędu sprężarki, nie pracującej turbiny i innych agregatów podczas rozruchu określa wzór [3, 5]:

$$M_s = a \cdot n^x$$

gdzie:  $a$  i  $x$  — współczynniki, których wartości w ogólnym przypadku są zmienne i zależą od sprawności sprężarki podczas rozruchu. W czasie rozruchu wykładnik  $x \approx 2$ , a współczynnik  $a$  dla każdego silnika może być określony na podstawie znanej mocy pobieranej przez sprężarkę podczas biegu luzem.

Moment obrotowy rozwijany przez turbinę w czasie rozruchu ma prawie w całym zakresie od  $n = 0$  do  $n$  poniżej  $n_3$  przebieg liniowy [4] wg równania:

$$M_t = \frac{a \cdot n_k^2}{n_k - n_1} (n - n_1)$$

Dopiero przed prędkością obrotową  $n_3$  charakterystyka momentu turbiny  $M_t$  zakrzywia się do  $n_3 = n_{mg}$ .

Momenty obrotowe rozruszników w funkcji prędkości obrotowej  $M_r = f(n)$  mają różne przebiegi w zależności od

typu rozrusznika. Dla większości nowoczesnych rozruszników można przyjąć zależność liniową:

$$M_r = M_0 - bn$$

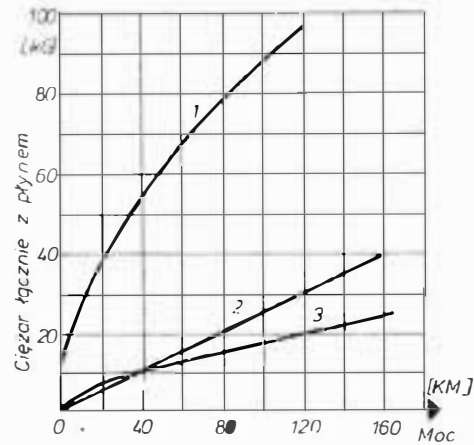
## Moc rozrusznika i czas trwania rozruchu

Sumę momentów działających na wirnik silnika turbodoładowego w czasie całego rozruchu, które nadają mu przyspieszenie, można przyrównać do momentu sił bezwładności wirujących mas silnika, które przeciwdziałają jego przyspieszeniu.

Sumę tych momentów wyraża się wzorem:

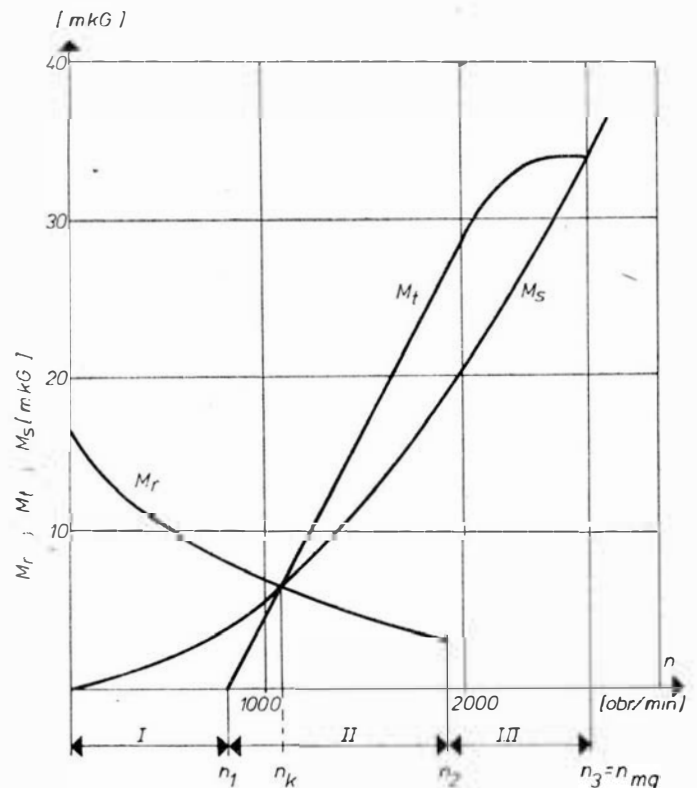
$$M_r + M_t - M_s - M_{tar} = M_d = M_p$$

Ponieważ  $M_{tar}$  stanowi 3 ÷ 5%  $M_s$ , więc dla uproszczenia pomija się ten człon. Moment przyspieszający wirnik  $M_p$  określa się [4, 6]:

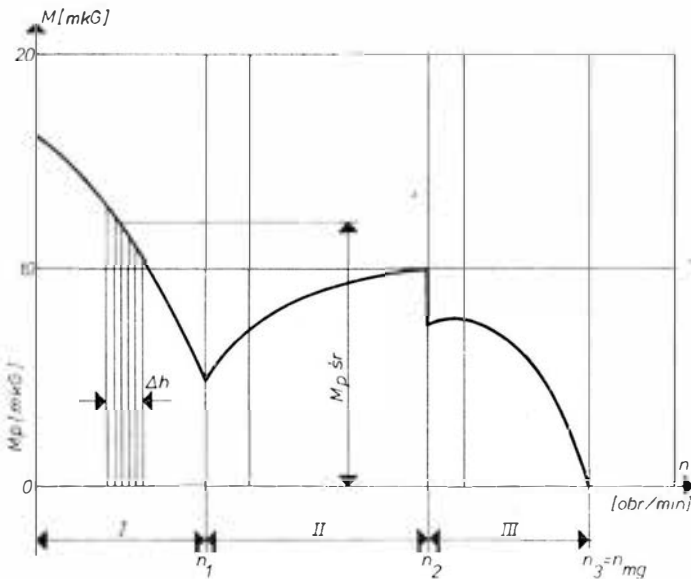


TI-142/76 1/3

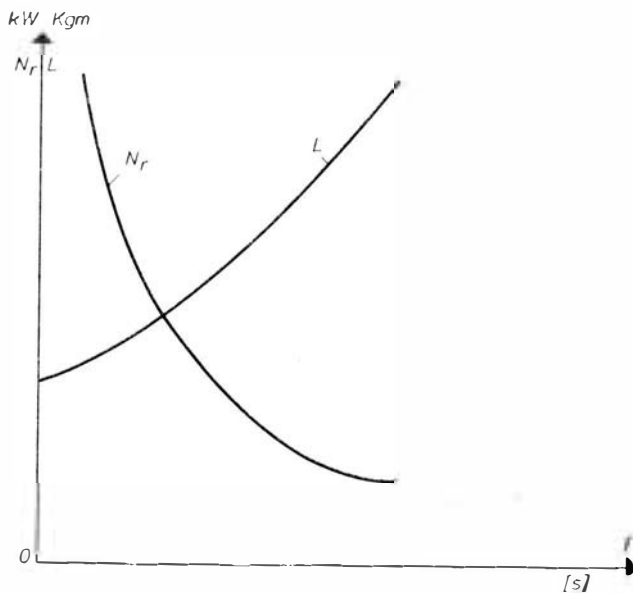
Rys. 3. Ciężar urządzeń przesyłowych mocy: 1 — hydrauliczne (211 kG/cm<sup>2</sup>), 2 — elektryczne (3 fazy 115 V), 3 — pneumatyczne (105,5 kG/cm<sup>2</sup>)



Rys. 4. Zależność momentu obrotowego do napędu sprężarki, nie pracującej turbiny i innych agregatów ( $M_s$ ), momentu obrotowego turbiny ( $M_t$ ), momentu obrotowego rozrusznika ( $M_r$ ) od prędkości obrotowej rozrusznika ( $n$ ); podane są również etapy rozruchu



Rys. 5. Zależność momentu przyspieszającego ( $M_p$ ) od prędkości obrotowej wirnika



Rys. 6. Moc rozrusznika i praca potrzebna na jeden rozruch w funkcji czasu trwania rozruchu

$$M_p = M_r + M_t - M_s = M_d = J \frac{d\omega}{dt} + \frac{\omega^2}{2} \cdot \frac{dJ}{d\omega}$$

Jest to ogólny wzór na równanie ruchu napędu elektrycznego, obejmujący przypadek systemu, w którym moment bezwładności zależy od kąta obrotu, jak również, gdy  $J = \text{const}$ , jak to ma miejsce w praktyce. Wówczas człon

$$\frac{\omega^2}{2} \cdot \frac{dJ}{d\omega} = 0$$

zatem  $M_d = J \frac{d\omega}{dt}$

Momenty przyspieszające wirnik silnika turbodrutowego wynoszą (rys. 4):

- na I etapie  $M_p = M_r - M_s$
- na II etapie  $M_p = M_r + M_t - M_s$
- na III etapie  $M_p = M_t - M_s$

Charakter przebiegu momentów przyspieszających, działających na wirnik w czasie różnych etapów rozruchu, w funkcji prędkości obrotowej  $M_p = f(n)$  podano na rys. 5

[4]. Momenty te mają różne wartości na każdym etapie rozruchu.

Analityczne wyznaczenie funkcji  $M_p = f(n)$  w czasie całego okresu rozruchu jest bardzo mało dokładne. Wartość momentu przyspieszającego, równego momentowi dynamicznemu, można wyznaczyć z równania ruchu wirnika:

$$M_p = M_d = J \frac{d\omega}{dt} \quad \text{ponieważ } \omega = \frac{2\pi n}{60}$$

zatem  $M_p = \frac{\pi}{30} J \frac{dn}{dt} \quad [\text{mkG}]$

Bardzo ważnym parametrem jest czas trwania rozruchu. Krótki czas rozruchu chroni silnik przed przekroczeniem maksymalnej dopuszczalnej temperatury gazów przed turbiną. Z równania ruchu wirnika można napisać ogólną postać wzoru pozwalającego wyznaczyć czas trwania rozruchu:

$$t_r = \frac{\pi}{30} J \int_0^{n_3} \frac{dn}{M_p} \quad [\text{s}]$$

Z powyższego równania wynika, że czas trwania rozruchu  $t_r$  jest tym większy, im większy jest moment bezwładności wirujących części silnika  $J$  oraz im mniejsza jest moment przyspieszający  $M_p$ , jak również im większa jest prędkość obrotowa  $n_3$  (małego gazu).

Zo względu na bardzo złożony przebieg funkcji  $M_p = f(n)$  dla całego okresu rozruchu (rys. 5), wyznaczenie czasu trwania rozruchu można obliczyć na podstawie graficznego całkowania w przedziałach poszczególnych etapów. W tym celu odcinek prędkości obrotowych od  $n = 0$  do  $n = n_3$  (na rys. 5) dzieli się na dużą liczbę odcinków  $m$  i na każdym z nich  $\Delta n$  wyznacza się średnią wartość momentu przyspieszającego  $M_{psr}$ . Czas trwania rozruchu oblicza się ze wzoru:

$$t_r = \frac{\pi}{30} J \sum_{i=1}^m \frac{\Delta n}{M_{psr}} \quad [\text{s}]$$

Potrzebną do obliczeń wstępnych znajomość wielkości momentu bezwładności wirnika można przyjąć z danych statystycznych [4]. Wirniki nowoczesnych silników turbodrutowych mają średnie momenty bezwładności w granicach  $J = 15 \div 30 \text{ kGcm} \cdot \text{s}^2$  na każde 1000 kG ciągu rozwijanego przez silnik.

#### Dobranie mocy rozrusznika

Moc rozrusznika [4, 6, 7] dobiera się w zależności od wielkości charakterystycznych silnika ( $M_s$ ,  $M_t$  i  $J$ ) oraz od wymaganego czasu trwania rozruchu  $t_r$ . Po wybraniu momentu obrotowego rozrusznika, z wykonanego dla danego silnika wykresu [4, 7] moc rozrusznika dobiera się zgodnie ze wzorem:

$$N_r = \frac{M_r \cdot n}{716,2} \quad [\text{KM}]$$

Gdy moment rozrusznika zmienia się liniowo w funkcji obrotów  $M_r = M_0 - b_n$ , mnożąc obie strony tego równania przez  $n$  otrzymamy:

$$M_r \cdot n = N_r = M_0 n - b \cdot n^2$$

Maksymalną moc rozrusznika i odpowiadające mu obroty można znaleźć przyrównując do zera pierwszą pochodną mocy względem obrotów

$$\frac{dN_r}{dn} = M_0 - 2b \cdot n = 0$$

stąd obroty odpowiadające  $N_{r, \text{maks}}$  będą  $n = \frac{M_0}{2b}$  a moc maksymalna wynosi:

$$N_{r, \text{maks}} = \frac{1}{716,2} \left( \frac{M_0^2}{2b} - \frac{b M_0^2}{4b} \right) = \frac{M_0^2}{2865b}$$

Moment  $M_0$  i współczynnik  $b$  należy tak dobrać, by moc maksymalna rozrusznika wypadła w zakresie obrotów od

$n$ , do ponad  $n_k$ , tj. od chwili rozplomienia mieszanki paliwowej w komorze spalania do czasu uzyskania dodatniego nadmiaru mocy turbiny. Jednakże nadmierne przekroczenie prędkości obrotowej  $n_k$  nie prowadzi do istotnego skrócenia czasu trwania rozruchu, a jednocześnie zwiększa ciężar źródła zasilającego rozrusznik.

Dobór parametrów rozrusznika powinien uwzględnić czas trwania rozruchu, z którym związana jest praca potrzebna na jeden rozruch i moc rozrusznika. Zależność ta podana jest na rys. 6, z którego wynika, że krótki czas rozruchu wymaga dużej mocy rozrusznika i mniejszej pracy na jeden rozruch, natomiast przy dłuższym czasie jest odwrotnie.

Przybliżoną ocenę niezbędnej mocy rozrusznika ( $N_r$ ) można otrzymać na podstawie danych statystycznych nowoczesnych silników turbodrzutowych [4]:

$$N_r = 1,4 \frac{K^2}{10^6} \text{ [KM]}$$

Do uzyskania pewnego rozruchu w różnych warunkach eksploatacyjnych powiększa się moc rozrusznika przy wyższych obrotach od 2,5 do 3 razy.

Na rysunku 7 wg danych statystycznych podano zależność potrzebnej mocy rozrusznika od wielkości ciągu silnika turbodrzutowego [7].

Proces rozruchu silnika jest sterowany automatycznie, co zapewnia najkrótszy czas osiągnięcia prędkości obrotowej małego gazu: bez obawy przegrzania turbiny.

### Typy rozruszników

Rozrusznik jest silnikiem, którego zadaniem jest napęd wirnika silnika turbodrzutowego w czasie rozruchu. Rozruszniki muszą:

- a) przy zwartej konstrukcji i małych wymiarach gabarytowych rozwijać znaczne moce,
- b) zapewnić pracę niezawodną i niekiedy wielokrotnie powtarzaną w krótkich odstępach czasu, w każdych warunkach eksploatacyjnych,
- c) mieć trwałość nie mniejszą od napędzanego silnika.

### Rozruszniki elektryczne

Rozruszniki elektryczne są szeroko stosowane do rozruchu silników turbodrzutowych dzięki ich prostocie sterowania, łatwości automatyzacji rozruchu, pewności pracy

oraz prostej i wygodnej obsłudze. Jako źródło energii elektrycznej może być zastosowany akumulator pokładowy lub lotniskowy, albo turbogenerator. Rozrusznik elektryczny ze względu na ciężar nie jest ekonomiczny do uruchamiania silników turbodrzutowych dużej mocy.

Rozrusznik elektryczny, bezpośredniego działania jest silnikiem szeregowym, obliczonym na pracę krótkotrwałą. Do rozruchu silników turbodrzutowych stosuje się zwykle rozruszniki elektryczne bezpośredniego działania o obrotach 10 000 ÷ 13 000 obr./min. Są one połączone z wirnikiem silnika za pośrednictwem przekładni.

Rozruszniki elektryczne bezpośredniego działania mogą mieć również uzwojenia wzbudzące szeregowo-bocznikowe, co ma na celu zwiększenie momentu obrotowego, szczególnie w okresie początkowym rozruchu; ponadto włączone uzwojenie bocznikowe ogranicza obroty, a wyłączone powoduje ich wzrost.

Dalszym rozwinięciem rozruszników elektrycznych są maszyny o podwójnym przeznaczeniu. Są one wykonane prawie w tych samych gabarytach jak zwykłe prądnice [7, 8, 9] z tym, że mają dodatkowe uzwojenie szeregowe. Maszynyn takie nazwano prądorozrusznikami. Początkowo pracują one jako rozrusznik, później jako prądnica. Połączenie funkcji rozrusznika i prądnicy jest możliwe tylko przy stosunkowo dużej mocy prądnicy. W prądorozruszniku przy jednakowym strumieniu magnetycznym i jednakowym prądzie w tworniku, momenty obrotowe maszyn jako rozrusznika i oporowe jako prądnicy będą jednakowe  $M_r = M_{pr}$

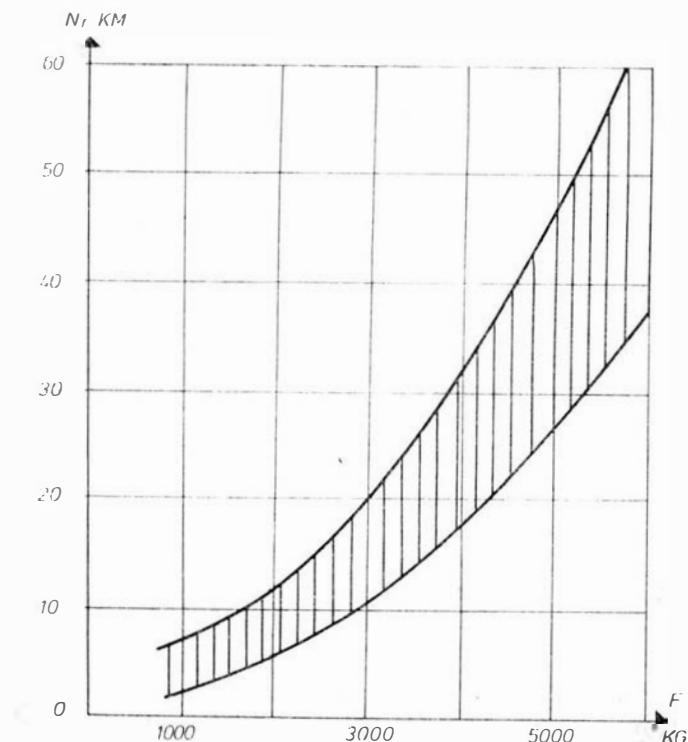
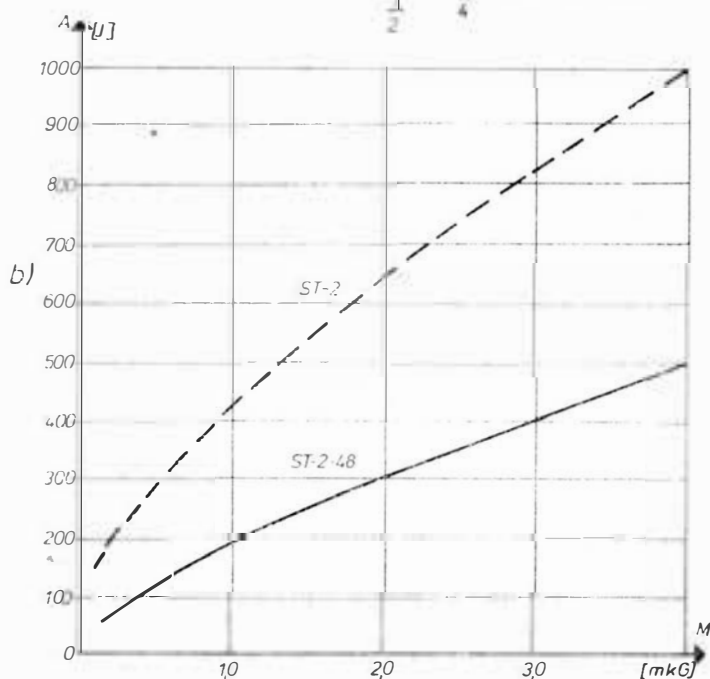
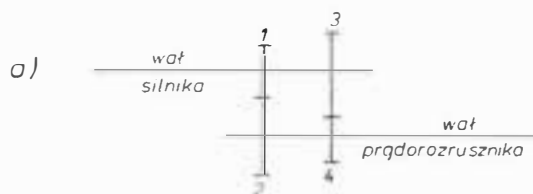
Przełożenie pomiędzy prądnicą i silnikiem  $i_{pr} = \frac{n_{pr}}{n_s}$ . Momenty te wyrażą się wzorami:

$$M_r = \frac{N_r}{n_r}; \quad M_{pr} = \frac{N_{pr} \cdot i_{pr}}{n_{pr \min}}$$

$$\text{stąd } N_{pr} = \frac{n_{pr \min}}{n_r \cdot i_{pr}} N_r$$

Ponieważ rozrusznik pracuje krótko, zatem gdy źródło zasilające ma dużą pojemność, prąd przy rozruchu można powiększyć o 50%:

$$N_{pr} = \frac{n_{pr \min} N_r}{n_r \cdot i_{pr} 1,5}$$



Rys. 7. Zależność potrzebnej mocy rozrusznika od wielkości ciągu ( $F$ ) silnika turbodrzutowego przy czasie rozruchu 30÷60 s

Rys. 8. Charakterystyki robocze rozruszników elektrycznych (a) oraz schemat kinematyczny przekładni prądorozrusznika (b)

**TABLICA 1.** Podstawowe dane techniczne rozruszników elektrycznych

Parametry	Typ	
	ST-2	ST-2-48
Napięcie [V]	15	28
Znamionowy moment obrotowy [kGm]	2,3	2,3
Prędkość obrotowa [obr./min]	2850 ÷ 2900	3000
Moc [kW]	6,75	7,1
Prąd pobierany [A]	700 ÷ 690	340
Obroty biegu luzem [obr./min]	7100	5000
Sprawność $\eta$	0,32	0,48
Ciężar [kg]	16,7	16,7

**TABLICA 2.** Podstawowe dane techniczne prądorozruszników

Typ prądorozrusznika	Zmiana $n$ napięcia dla roz. [V]	Moment stały [kGm]	Moc [kW]		Przełożenie dla rozrusznika	Ciężar [kg]
			rozrusznika	prądnicy		
GSR-ST-6000	21	9,5	5	6	1,713	24,3
STG-12-TM	24-48	45,0	12-15	12	1,855	31,5
STG-18-TM	24-48	55,0	18-24	18	1,988	44

Dla nowoczesnych maszyn  $n_{pr\ min} = 3900$  obr./min, dla rozruszników  $n_r = 800$  obr./min, wobec tego przy przełożeniu  $i_{pr} = 1$ .

$$N_{pr} = \frac{3900 \cdot N_r}{800 \cdot 1 \cdot 1,5} = 3,25N_r$$

Ponieważ prądnice o mocach od 6 do 18 kW jako rozruszniki mogą dać moce od 3 do 7 kW, przeto rozruch za pomocą prądorozrusznika już przy przełożeniu  $i_{pr} = 1$  jest trudny, a często niemożliwy. Ponieważ przełożenie maszyny jako prądnicy w silnikach turbodozruszników jest zwykle mniejsze od jedności, zatem warunki rozruchu są jeszcze trudniejsze. W silnikach turbodozruszników o dużym ciągu lub gdy prądorozrusznik ma małą moc w celu podwyższenia momentu prądnicy jako rozrusznika należy powiększyć jego przełożenie powyżej jedności. Jednak podczas pracy jako prądnica przełożenie powinno być mniejsze od jedności. W tych warunkach w celu umożliwienia wykorzystania prądorozrusznika stosowane są dwie przekładnie, z których jedna ma  $i_{pr} > 1$  i jest włączana, gdy maszyna pracuje jako rozrusznik. Druga ma  $i_{pr} < 1$  gdy pracuje jako prądnica. Przekładnie te zmieniają się samoczynnie przy przejściu z pracy rozrusznikowej na prądnicową. Na rys. 8a podany jest schemat kinematyczny podwójnej przekładni, a na rys. 8b charakterystyki robocze prądorozruszników. Podczas pracy jako rozrusznik czynne są koła 4 i 3, a podczas pracy jako prądnica — czynne są koła 2 i 1.

Zdaniem Lewisa [9] prądorozruszniki zastosowane na samolotach wielosilnikowych nie dają przewidywanego zmniejszenia ciężaru. Powodem jest mały stopień wykorzystania mocy prądnicy jako rozrusznika oraz cięższy i bardziej skomplikowany obwód sterujący. Z powyższych względów prądorozruszniki nie znalazły w Anglii szerokiego zastosowania.

Firmy francuskie produkują prądorozruszniki o mocach 2,5; 3,0; 4,0; 5,0; 6,0 kW a ZSRR o mocach 6,0; 9,0; 18,0 kW.

Powiększenie możliwości ekonomicznego wykorzystania rozrusznika polega na stosowaniu dwu napięć zasilających: na początku rozruchu dwa akumulatory 24 V połączone są równolegle, a wiec napięcie zasilające ma 24 V, później szeregowo daje 48 V. Podwyższenie napięcia zasilania i związane z tym obniżenie prądów w sieci obniża sumaryczne straty w rozruszniku i w sieci (około 2,4 razy) i wyczerpanie pojemności z akumulatora (około 2,6 razy). W tabl. 1 podano podstawowe dane techniczne rozruszników elektrycznych, w tabl. 2 podstawowe dane techniczne prądorozruszników.

Rozrusznik powietrzny [3]

Urządzenia zapewniające uruchomienie silnika turbodozrusznikowego energią sprężonego gazu nazywamy rozrusznikami powietrznymi. W związku z dużym zużyciem powietrza przy podawaniu go bezpośrednio na łopatki turbin, system ten stosuje się tylko do uruchomienia niewielkich silników turbodozrusznikowych.

Jako rozrusznik powietrzny zwykle wykorzystana jest wysokoobrotowa turbina osiowa lub promieniowa, połączona z wałem silnika za pomocą przekładni o przełożeniu  $i = 1/15 \div 1/30$ . Turbiny takie mogą pracować zarówno na zimnym jak i na podgrzanym powietrzu. Przy wykorzystaniu zimnego powietrza, jego ilość potrzebna do rozruchu silnika jest bardzo duża; ponadto podczas rozprężania powietrza następuje szybkie obniżenie temperatury, co może spowodować oblodzenie turbiny. Zatem w większości przypadków stosowane jest podgrzewanie sprężonego powietrza. Rozruszniki powietrzne stosuje się na samolotach wielosilnikowych przy mocach urządzeń rozruchowych rzędu 30—40 KM. Ciśnienie powietrza na wejściu do turbodozrusznika niskiego ciśnienia wynosi zwykle 2,5 ÷ 5,0 atmosfery, przy temperaturze powietrza 150 ÷ 200°C.

Zużycie powietrza w turbodozruszniku waha się w granicach 0,35 ÷ 0,4 kg/s przy mocy turbodozrusznika 30 ÷ 40 KM oraz 1 ÷ 1,2 kg/s przy mocy 120 ÷ 150 KM. Sprawność ciężarowa rozrusznika powietrznego niskiego ciśnienia, przy wykorzystaniu pokładowego źródła zasilania niskiego ciśnienia, wynosi 0,75 ÷ 1,2 KM/kg.

Rozruszniki hydrauliczne

W ostatnich latach urządzenia rozruchowe hydrauliczne silników turbodozrusznikowych znajdują na Zachodzie coraz szersze zastosowanie [10, 11]. Zaden ze sposobów nie łączy w sobie w takim stopniu tyle zalet podczas przesyłania mocy hydraulicznej przy minimalnej objętości i ciężarze.

Wszechstronność układów hydraulicznych pozwala stosować je nie tylko do rozruchu. Urządzenia Vickersa o podwójnym przeznaczeniu mogą być użyte jako rozruszniki i jako pompy. Po uruchomieniu silnika wewnętrzny zawór zamienia pracę rozrusznika na pracę pompy, która dostarcza płyn hydrauliczny do rozruszników i do różnych innych odbiorników hydraulicznych podczas lotu. Rozruszniki hydrauliczne stosowane są na samolotach, gdzie moc pokładowych odbiorników energii hydraulicznej jest zbliżona do mocy pobieranej przez rozrusznik uruchamiający silnik turbodozrusznikowy. Rozruszniki hydrauliczne są szczególnie omówione w pracy [10].

Podsumowanie

Do rozruchu silników turbodozrusznikowych o niedużym momencie bezwładności wirnika i o dużym czasie rozruchu stosuje się rozruszniki zasilane z akumulatorów elektrycznych lub pneumatycznych. Do szybkiego rozruchu silników o dużym ciągu najodpowiedniejsze są rozruszniki zasilane podgrzewanym powietrzem, turbodozrusznikami lub rozrusznikami hydraulicznymi. Przy wyborze typu rozrusznika uwzględnia się: ciężar, pewność rozruchu, źródło zasilania, liczbę rozruchów bez doładowania źródła, wymiary gabarytowe i możliwość automatycznego rozruchu.

LITERATURA

1. GEYER, TRESEDER: Weight Analysis of Aircraft Actuators. AIEE 1952, part II, vol. 71.
2. GIPSON, F. B. TUTEUR: Człony układów regulacji. Warszawa 1961 WNT.
3. M. ALABIN: Zapusk awiacyjnych gazoturbinnich dwigatielej. Maszynostrojenije Moskwa 1968.
4. S. SZCZECIŃSKI: Lotnicze silniki turbinowe. Konstrukcja i eksploatacja. Warszawa 1965 Wyd. MON.
5. B. STIECZKIN: Teoria silników odrzutowych. Warszawa 1961 Wyd. MON.
6. W. POPOW: Osnovy elektropriwoda. Moskwa 1951 Gosenergoizdat.
7. N. SZERLIGIN: Konstrukcja i eksploatacja awiacyjnych gazoturbinnich dwigatielej. Moskwa 1969 Maszynostrojenije.
8. A. LARIANOW: Osnovy elektrooborudowanija samolietow i awtomobili. Moskwa 1955 Gosenergoizdat.
9. F. LEWIS, WHINWRIGHT: Aircraft Electrical Practice. London 1961 Odhams Presslimited.
10. B. BOLIŃSKI: Hydrauliczne układy rozruchu lotniczych silników turbinowych. Technika Lotnicza i Astronautyczna nr 1, 2/1972.
11. Vickers Incorporated Division of Sperry Rand Corporation Vickers Hydraulic Starter Experience. Aerospace Marketing Publication C 4C 1, 4.10.67.

# Samolot myśliwski PZL P-50 Jastrząb

JERZY B. CYNK

**Próba odtworzenia dziejów budowy, konstrukcji i podstawowych danych technicznych myśliwca PZL P-50 Jastrząb — na podstawie niezranych dotąd dokumentów. Wykreślne odtworzenie kształtów P-50/I.**

Próby odtworzenia pełnej historii i wiernego wyglądu ostatniego przedwojennego myśliwca polskiego, PZL P-50 Jastrząb, podejmowane były już kilkakrotnie. Nie dawały one jednak rezultatów w pełni zadowalających, częściowo ze względu na wyjątkowo ubogie materiały dokumentalne i zupełny brak fotografii całego samolotu, częściowo ze względu na zbyt małą wnikliwą analizę odnalezionych dokumentów i zdjęć fragmentów maszyny.

Na początku 1975 r. autor zdecydował się podjąć specjalne studia mające na celu wyjaśnienie zagadki Jastrzębia i natrafił na niezbrane dotąd dokumenty polskich attache wojskowych we Francji i W. Brytanii z 1939 r. oraz raporty pilotów oblatujących prototyp, znajdujące się obecnie w archiwach IHGS (Instytut Historyczny im. Gen. Sikorskiego) w Londynie<sup>1)</sup>. Odtworzeniem wykreślnym szczegółowych kształtów samolotu zajął się Waław B. Klepacki, podchodząc do zagadnienia bardzo sumiennie i poświęcając jego rozwiązaniu kilkadziesiąt godzin pracy. Opracowanie niniejsze jest rezultatem tych studiów.

## Wybór następcy P-11

Rozmowy dotyczące następcy P-11c, który stanowiąc miał trzon wyposażenia polskich jednostek myśliwskich w drugiej połowie lat trzydziestych, prowadzone były między przemysłem lotniczym i Departamentem Aeronautyki w latach 1934÷35, osiągając punkt kulminacyjny w 1936 r. Przed dojściem do skutku umów eksportowych na P-24 — doskonalszy, lepiej uzbrojony model rozwojowy P-11 bazowany na francuskim silniku gwiazdowym Gnôme-Rhône — płk. Ludomił Rayski, szef Departamentu, zapewnił szefa Sztabu Głównego, że myśliwce te będą budowane dla Polski<sup>2)</sup>. Jednak kiedy PZL przystępowało do produkcji P-24 na eksport i dyr. Rumbowicz zaproponował dostawę dużej serii tych płatowców na użytek polski, wskazując na korzyści praktyczne, niski koszt serii i krótki termin wykonania, gen. Rayski ofertę tę odrzucił, wyjaśniając, że mając w produkcji silniki Bristol nie może kupować Gnôme-Rhône we Francji ze względów budżetowych, oraz że lotnictwo nasze przejdzie na dolnopłat z chowanym podwoziem.

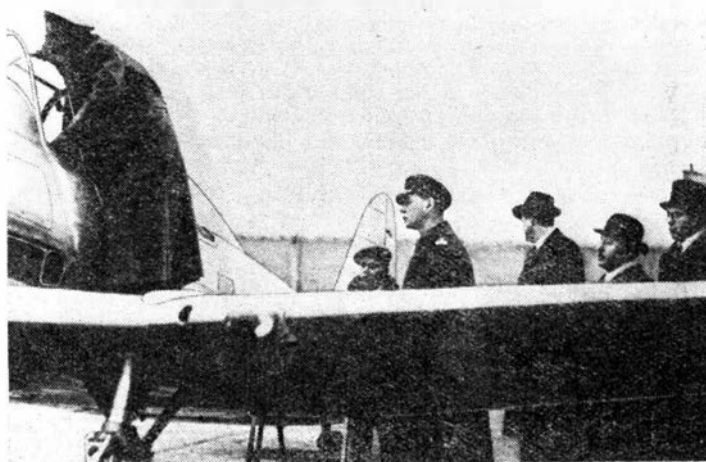
W tym samym czasie inż. Zbysław Ciołkosz zgłosił prywatny projekt dolnopłata myśliwskiego z chowanym podwoziem własnego patentu, a inż. Jerzy Rudlicki zaproponował Departamentowi Lotnictwa budowę w zakładach Plage & Laśkiewicz dużej serii tanich i małych samolotów myśliwskich konstrukcji mieszanej (drewno-stal) o małym promieniu działania — jako środek obrony przeciwlotniczej czynnej, wskazując na jej brak w Polsce<sup>3)</sup>. Departament nie wykazał jednak żadnego zainteresowania tymi projektami. Równocześnie w 1935 r. inż. Kazimierz Korsak, z myśliwskiego zespołu konstrukcyjnego PZL, opracował wstępne studium myśliwca, o koncepcji podobnej do propozycji Rudlickiego, ale całkowicie metalowego, bazowanego na silniku rządowym średniej mocy, 400÷600 KM Ranger lub PZL Foka. Samolot ten zmaterializował się później jako P-45 Sokół.

Dążąc do produkcji małej liczby uniwersalnych typów w wielkich seriach i wynikającego stąd obniżenia kosztów produkcji, na następcę P-11c Departament Lotnictwa wytypował w 1935 r. dwumiejscowy płatowiec dwusilnikowy, z silnikami tego samego typu, co dla P-45 Sokola<sup>4)</sup>, zaprojektowany przez inż. Franciszka Misztala w wersjach P-38 i P-39 jako pościgowy samolot wielozadaniowy wysokiego

pułapu oraz myśliwsko-szturmowy niskiego pułapu i bombowiec nurkowy. Plan Departamentu przedłożony w maju 1936 r. przewidywał przezbrojenie 15 eskadr P-11 na P-39 w 1939 r. i utworzenie trzech dalszych eskadr P-39 w 1940 r. oraz utworzenie 10 eskadr P-38 w 1939 r. i późniejsze zwiększenie ich liczby do 32 w wyniku stopniowej likwidacji lotnictwa liniowego (Karasi).

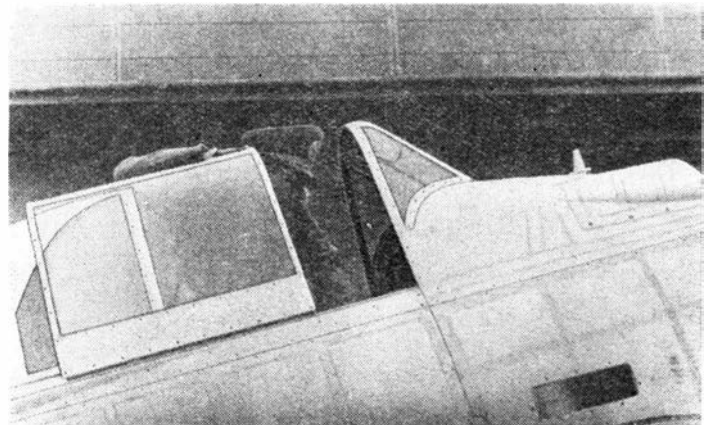
Sztab Główny nie aprobował jednak tych ryzykownych koncepcji, które miały Polskę całkowicie pozbawić klasycznego myśliwca jednomiejscowego. Ostateczny, czteroletni plan rozbudowy lotnictwa (na lata budżetowe 1937÷40), zatwierdzony na XVII posiedzeniu KSUS (Komitet do Spraw Uzbrojenia i Sprzętu, organ Generalnego Inspektoratu Sił Zbrojnych) w październiku 1936 r., wymagał wystawienia 15 eskadr, po 10 samolotów każda, wyposażonych w myśliwce jednomiejscowe o mniejszej prędkości a dużej zwrotności, do działania w pobliżu pola walki, oraz 10 eskadr pościgowych, po 10 samolotów każda, uzbrojonych w płatowce jedno/dwumiejscowe, o dużej prędkości i mniejszej zwrotności, do zwalczania nieprzyjaciela w głębi kraju<sup>5)</sup>. Ustalono również konieczność posiadania 100% rezerwy w sprzęcie.

Departament Lotnictwa, polegający na P-38/P-39 kosztem zaniedbania klasycznego samolotu myśliwskiego, na program ten zupełnie nie był przygotowany. Zdecydował więc



Rys. 1. P-50/I Jastrząb I w pierwotnej formie, pokazany na Okęciu w końcu lutego 1939 r. Zwraca uwagę duży skrót perspektywiczny zdjęcia oraz podobieństwo osadzenia osłony kabiny i sklepienia kadłuba przed wiatrochronem do P-24. Zdjęcie to posłużyło za podstawę do wykreślenia bryły kadłuba (rys. 9)

Fot. ze zbiorów KH RSL



Rys. 2. Fragment przedstawiający kabinę P-50/I z odsuniętą osłoną owiewki k.m. kadłubowych i podstawę celownika; wykreślony na rys. 10 jako pomocnicze studium kabiny

Fot. ze zbiorów KH RSL

<sup>1)</sup> Teki archiwalne IHGS, Lot. A.I. 2/1a, 2/14, 2/15, 3/1c f. g.

<sup>2)</sup> Raport inż. Jana Jeziorskiego, płk. obs., IHGS, Lot. A.I. 3/1g-1

<sup>3)</sup> Tamże

<sup>4)</sup> Kierowano się tu ekonomią eksploatacyjną silników mniejszej mocy: raport płk. Filipowicza, IHGS, Lot. A.I. 3/1f-4

<sup>5)</sup> IHGS, Lot. A.I. 3/1g-1

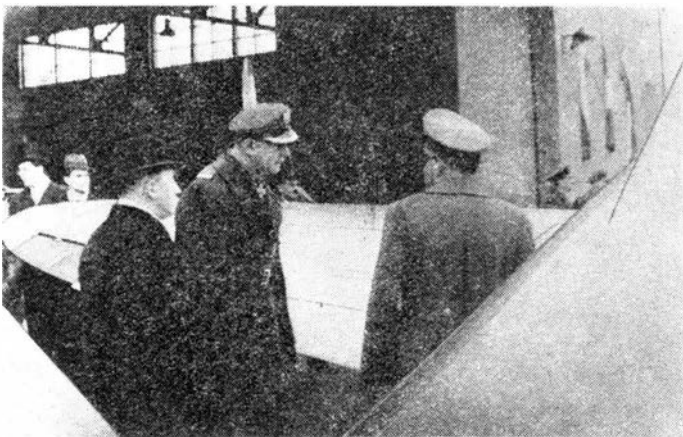


Rys. 3. Fragment nosa P-50/I, przedstawiający pierścień NACA z regulacją przepływu i przednią część rury wydechowej  
Fot. ze zbiorów KH RSL

dalsze rozwijanie zaawansowanego już dwumiejscowego samolotu dwusilnikowego pod oznaczeniem P-38 Wilk (oznaczenie P-39 zostało wówczas zarzucone) dla eskadr pościgowych i powziął kroki, aby jak najszybciej rozporządzić nowoczesnym myśliwcem jednomiejscowym dla eskadr myśliwskich którego opracowanie trzeba było dopiero rozpocząć. Ponieważ projektowanie poprzedniego typu tej kategorii (P-24) zostało w zasadzie ukończone jeszcze w 1932 r. (w odróżnieniu od udoskonalenia tego typu, które trwało do wybuchu wojny), wytworzyła się w ten sposób prawie czteroletnia luka w rozwijaniu konstrukcji myśliwskich w Polsce, która miała katastrofalne skutki dla obronności kraju.

#### Powstanie prototypu i zamówienie serii P-50 Jastrzębia

Opracowanie wymaganego myśliwca jednomiejscowego zlecono inż. Wsiewołodowi Jakimiukowi pod koniec 1936 r. Inż. Jakimiuk, odpowiedzialny za konstrukcje myśliwskie PZL po śmierci inż. Zygmunta Puławskiego, czyli od 1931 r. pochłonięty był wówczas budową samolotu komunikacyjnego PZL-44 Wicher. Nowe zadanie zmuszało go do prowadzenia równoczesnych prac nad dwoma skrajnie różnymi typami, co na dobre wyjść nie mogło żadnemu. Założenia Departamentu Lotnictwa przedłożone Jakimiukowi żądały nowoczesnego samolotu z chowanym podwoziem, mającego cechować się dużą prędkością, rzędu 500 km/h. przy złagodzonych wymaganiach zwrotności<sup>6)</sup>. Wytyczne te określały więc samolot pościgowy, a nie myśliwski, pozostając w sprzeczności z wymogami KSUS, przyjmującymi uzbrojenie eskadr myśliwskich w maszyny o mniejszej prędkości a dużej zwrotności. Jako jednostkę



Rys. 4 Zdjęcie przedstawiające mały fragment kadłuba i końcową część płata, stanowiące podstawę do wykreślenia płata (rys. 11)  
Fot. ze zbiorów KH RSL

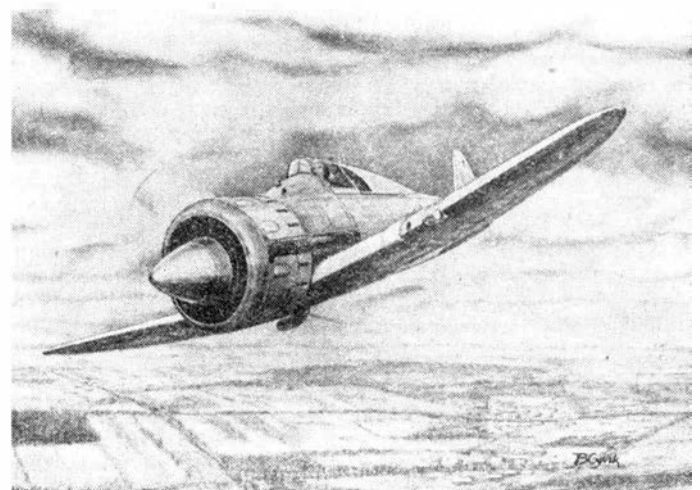
<sup>6)</sup> Raport inż. pil. Stanisława Riessa, IHGS, Lot. A.I. 3/1e-4

napędową dla projektowanego samolotu wytypowano silnik gwiazdowy Bristol Mercury VIII, o mocy maksymalnej 840 KM, którego produkcję licencyjną miała podjąć PZL Wytwórnia Silników Nr 1 na Okęciu. Równocześnie, prawdopodobnie jako ubezpieczenie, Departament polecił inż. K. Korsakowi prowadzenie dalszych studiów nad samolotem P-45 Sokół z dwoma rodzajami płata — jednym do dużych prędkości i drugim dającym dobrą zwrotność<sup>7)</sup> — oraz dostosowanie tego samolotu do silnika gwiazdowego Gnome-Rhône Mars o mocy nominalnej 660 KM. Równolegle w Lubelskiej Wytwórni Samolotów opracowano projekt wstępny lekkiego samolotu myśliwskiego LWS-4 z silnikiem gwiazdowym PZL G-1620 cis o mocy 500 KM, szybko zarzucony.

Przy projektowaniu swojego nowego samolotu, który wkrótce otrzymał oznaczenie P-50 Jastrzęb, inż. Jakimiuk posłużył się zarówno szerokimi doświadczeniami zdobytymi przy poprzednich modelach PZL (P-7, P-11 i P-24) jak i najnowszymi wzorami amerykańskimi, a szczególnie dolnopłatami firmy Seversky. Zdając sobie sprawę z niedostatecznej mocy rozporządzanego silnika Mercury VIII i uwzględniając propozycje rozwijania rodzinnych silników gwiazdowych dużej mocy (PZL Legwan i PZL Waran), konstruktor stworzył płatowiec o dużym potencjale rozwojowym i dość czysty aerodynamicznie, którego ogólna sylwetka, a szczególnie obrys skrzydeł, wykazywały pokrewieństwo z rodziną samolotów PZL (Łoś, Wilk, Sum). Wygodna, wybudowana ku górze kabina, przypominająca trochę P-24, zapewniała dobrą widoczność nad silnikiem (zależony kąt widzenia 15°) i we wszystkich pozostałych kierunkach. Obliczeniowa prędkość maksymalna dla P-50 z silnikiem Mercury VIII wynosiła 500 km/h na wysokości 4500 m<sup>8)</sup>.

Projekt wstępny został zaakceptowany przez Dowództwo Lotnictwa wiosną 1937 r., a projekt konstrukcyjny — uwzględniający szczegółowe warunki techniczne przygotowane dla P-50 przez ITL — i makietą naturalnej wielkości zostały zatwierdzone do budowy pod koniec tegoż roku. PZL otrzymały zamówienie na jeden egzemplarz do prób statycznych oraz dwa prototypy: P-50 I Jastrzęb I, przystosowany do silników mocy 800-1200 KM i uzbrojenia składającego się z 4 k.m., ogólnie odpowiadający pierwszemu wariantowi produkcyjnemu P-50A Jastrzęb A; oraz P-50/II Jastrzęb II, reprezentujący model znacznie bardziej zaawansowany, wzmocniony w celu umożliwienia zabudowy silników rzędu 1200-1600 KM, uzbrojony w 2 działka 20 mm, 4 k.m. i 300 kg bombę do bombardowania z lotu nurkowego, podwieszoną pod kadłubem. Gwarantowana prędkość ofertowa P-50 II wynosiła 560 km/h.

W drugiej połowie 1938 r., w związku z rosnącą krytyką polityki zbrojeniowej lotnictwa i koncepcji Rayskiego utrzymania silnika gwiazdowego jako jednostki napędowej w lotnictwie myśliwskim, inż. Jakimiuk zaproponował ewolucję P-50, wyposażonego w silnik rzędowy Hispano-Suiza, najpierw typu 12Y, o mocy 1000-1200 KM, następnie typu 12Z, o mocy 1400 KM. Budowa licencyjna jednego z naj-



Rys. 5. Szkic wyobrażający P-50 I Jastrzębia I w locie. Jest on rysunkowym uzupełnieniem fragmentarycznego zdjęcia na rys. 1

Rys. J. Cynk

<sup>7)</sup> Raport gen. Zająca z 28.11.1938, fotokopia w archiwach autora

<sup>8)</sup> Raport inż. pil. Stanisława Riessa, IHGS, Lot. A.I. 3/1e-4



nowszych silników rządowych Hispano-Suiza była wówczas coraz poważniej w Polsce rozważana. Projekt ten otrzymał oznaczenie P-56 Kania, ale aprobatę wojska uzyskał ostatecznie konkurencyjny projekt Jerzego Dąbrowskiego, oznaczony prawdopodobnie P-62.

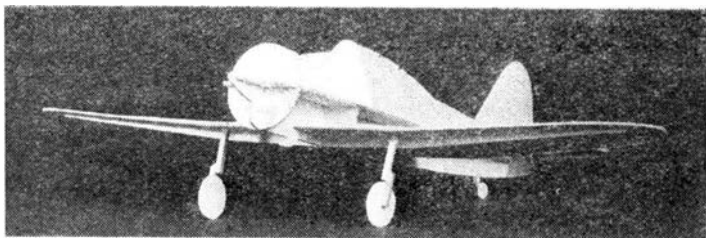
Pierwszy lot P-50.I Jastrząb I przewidziany był na wrzesień 1938 r. Aby uniknąć opóźnień przy budowie prototypu, zdecydowano sprowadzić doń silnik Mercury VIII angielskiej produkcji, od Bristolu, oraz chowane podwozie angielskiej firmy Dowty. Równocześnie, w związku z pogarszającą się sytuacją międzynarodową i gwałtownie spadającym potencjałem bojowym przestarzałych i wysłużonych samolotów P-11 i P-7, Dowództwo Lotnictwa dało PZL zamówienie na 500 Jastrzębi, płacąc z góry za 100 sztuk i ustalając termin dostawy pierwszych 50 Jastrzębi A na 1 września 1939 r. W tym samym czasie PZL Wytwórnia Silników Nr 1 na Okęciu otrzymała kontrakt na dostawę 600 silników Mercury VIII. Zamówiony w W. Brytanii Mercury VIII, o mocy nominalnej 810–840 KM, nr fabryczny M42 102, został przekazany przez inspekcję Bristolu do wysyłki do Polski dnia 28 lipca 1938 r.<sup>9)</sup> Prototyp P-50/I z zabudowanym silnikiem ukończony był we wrześniu. Brak mu było tylko podwozia, które spóźniło się około czterech miesięcy. Samolot tymczasem cierpliwie nań oczekiwał, podparty kołami. Dlaczego nie podjęto wówczas oblatania go z tymczasowym stałym podwoziem, trudno odpowiedzieć.

### Próby w locie

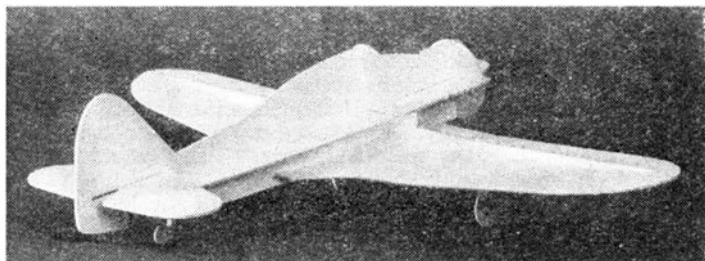
W pierwszych tygodniach 1939 r. P-50/I Jastrząb I otrzymał wreszcie podwozie Dowty i w lutym wzniósł się po raz pierwszy w powietrze. W ostatnich dniach tego miesiąca Minister Spraw Zagranicznych Włoch, hrabia Galeazzo Ciano, odwiedził Warszawę i złożył wizytę w PZL na Okęciu, w czasie której pokazano mu najnowsze samoloty polskie, łącznie z Jastrzębiem, mimo, że do wybuchu wojny był on otoczony najściślejszą tajemnicą i w kraju nie tylko nie wolno było publikować żadnych jego fotografii, ale nawet najmniejszej wzmianki o jego istnieniu. Początkowe próby fabryczne, prowadzone głównie przez mjr. Bolesława Orlińskiego, przyniosły rozczarowanie. Obok szeregu drobniejszych usterek, samolot był mało sterowny przy małych prędkościach, miał silną tendencję do schodzenia z kierunku przy starcie i trudne kołowanie oraz wykazywał drgania usterzenia. Poza tym silnik nie rozwijał pełnej mocy, co uniemożliwiało wykonanie pełnych lotów pomiarowych. W kwietniu prototyp poddano zasadniczym przeróbkom, przede wszystkim usterzenia, które polegały między innymi na zmianie powierzchni usterzeń i przemieszczeniu statecznika poziomego i steru wysokości. Próby osiągnięcia pełnych obrotów, a tym samym i mocy maksymalnej silnika, pomimo jego wymiany i przeglądu wszystkich instalacji, nie dały jednak rezultatów. Dopiero w maju zaproszony do PZL WP1 Kierownik Warsztatu Studium PZL WS-1 inż. Włodzimierz Strzeszewski zwrócił uwagę na zbyt małą powierzchnię chwytu powietrza do gaźnika. Okazało się, że do Jastrzębia I wykorzystano bez zastanowienia gotowy chwyt powietrza zdjęty z angielskiego silnika rządowego Rolls-Royce (prawdopodobnie Kestrela) badanego uprzednio przez ITL. Późniejsze przeliczenia wykazały, że był on za mały dla Mercury VIII. Zastosowanie nowego chwytu, o większym przekroju otworu, usunęło niedomiar mocy.

Poprawiony prototyp wszedł w następną fazę fabrycznych prób, w trakcie których oblatywany był z różnymi śmigłami, głównie przez mjr. B. Orlińskiego, inż. Z. Olesińskiego — teoretyka zwrotności i inż. B. Kalpasa<sup>10)</sup>. Kilka lotów wykonał na nim także Kazimierz Kula, znajdując kabinę bardzo wygodną i o doskonałej widoczności, a samolot łatwym i poprawnym w pilotażu i przy lądowaniu, statecznym w nurkowaniu, natychmiast reagującym na stery i mającym siły na sterownicy dużo mniejsze niż P-11c, co ogromnie zmniejsza wysiłek pilota podczas walki. Prędkość maksymalną określał on na 420÷430 km/h, prędkość wznoszenia na około 13 m/s, prędkość lądowania na dużą i wymagającą dużego lotniska<sup>11)</sup>.

Ostatnie stadium prób fabrycznych pierwszego prototypu, tuż przed wybuchem wojny, przeprowadził inż. Stanisław



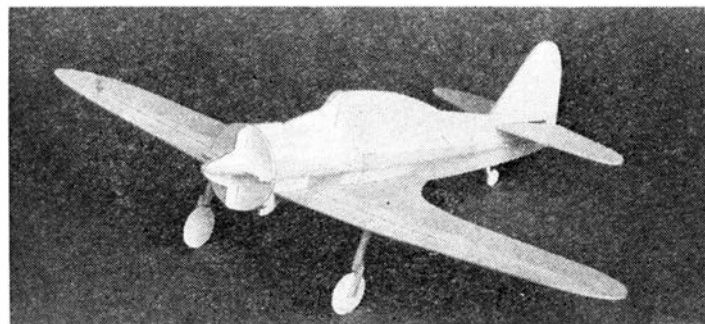
Rys. 6. Fotografia ostatecznego modelu Jastrzębia I, wykonanego przez W. Klepackiego, widzianego pod kątem podobnym jak na rys. 1



Rys. 7. Zdjęcie ostatecznego modelu W. Klepackiego, ujętego pod podobnym kątem jak fragment na rys. 4. W obu wypadkach, ze względu na silny skrót fotograficzny oryginału, nie można było modelu sfotografować w identycznym ustawieniu

Riess, kierownik działu prób w locie PZL, dlatego raport jego jest szczególnie ciekawy<sup>12)</sup>. Przy fabrycznych pomiarach prędkości ... (Jastrzębia I) ... wyposażonego w śmigło o stałej ilości obrotów, samolot osiągał 420 km/h na wys. około 3500 m. Czas wznoszenia był tego samego rzędu co (...) P-11c z pełnym obciążeniem, a więc gorszy od normalnie spotykanego, gdyż P-11c nigdy nie był używany z pełnym obciążeniem. Riess dodaje: charakterystyka samolotu pierwszej serii, która była już uruchomiona (20 sztuk), byłaby w wielu wypadkach gorsza. Raport Riessa zawiera następujące oceny:

- 1) Proba silnika — bez zastrzeżeń. Możliwa na hamulcach bez podstawek pod kołami.
- 2) Kołowanie — bez hamulców, niemożliwe. Z hamulcami, bardzo dobre.
- 3) Start — prawidłowy i bardzo łatwy.
- 4) Lądowanie — prawidłowe i łatwe, bardzo dobra widoczność przy podejściu.
- 5) Stateczność: a) podłużna, dobra; b) kierunkowa, dobra; c) poprzeczna, słaba, ale w stopniu dopuszczalnym.
- 6) Siły w sterownicach — na szybkościach podróżnej i maksymalnej, małe; w locie nurkowym duże, ale dopuszczalne.
- 7) Zwrotność — na ogół dobra, wyraźny brak mocy w skręcenie poziomym oraz zaburzenia sterowności wskutek oderwania na końcu skrzydeł. Objawy te występowały wcześniej, niż byliby to pożądane do walki zwrotnej.
- 8) Akrobacja — poprawna, lecz: brak mocy zmuszał pilota do specjalnej ostrożności, niepotrzebnej na innych samolotach.
- 9) Przeciągnięcie i utrata szybkości — poprawne, trzepotanie sterami występowało bezpośrednio przed utratą równowagi poprzecznej, kończące przeciągnięcie w sposób raptowny, ale łatwy do opanowania.



Rys. 8. Zdjęcie modelu P-50/I Jastrząb I, wykonanego przez W. Klepackiego

<sup>9)</sup> Fotokopia dokumentu kontroli technicznej przy wysyłce silnika, w archiwach autora

<sup>10)</sup> Raport Kazimierza Kuli z 16.2.1940, IHGS, Lot. A.I. 3/1e-4

<sup>11)</sup> Tamże

<sup>12)</sup> Raport inż. pil. Stanisława Riessa, IHGS, Lot. A.I.3/1e-4

10) Nurkowanie — poprawne, bez drgań, duże siły na sterownicy. Potrzeba regulowanych fletnerów do odciążenia steru kierunkowego i lotek (na sterze głębokości fletner był).

11) Urządzenie kabiny — bardzo dobre, cały osprzęt wygodnie rozmieszczony i łatwy do obsługi.

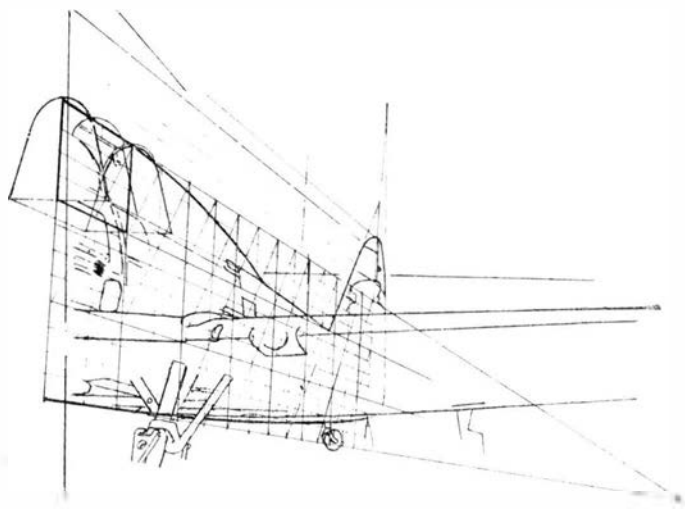
12) Widoczność do lotu i strzelania — bardzo dobra.

Uwag ogólna: Samolot latał poprawnie, nadawał się do użycia w jednostkach. Wyraźny brak mocy wyczuwalny przy każdym locie wznoszącym, prostym lub skręcie oraz przy każdym rozpędzaniu odbierał mu jednak jedną z głównych cech samolotu pościgowego oraz zmuszał pilota do ciągłej ostrożności. Wady te znikłyby przy zastosowaniu silnika o większej mocy.

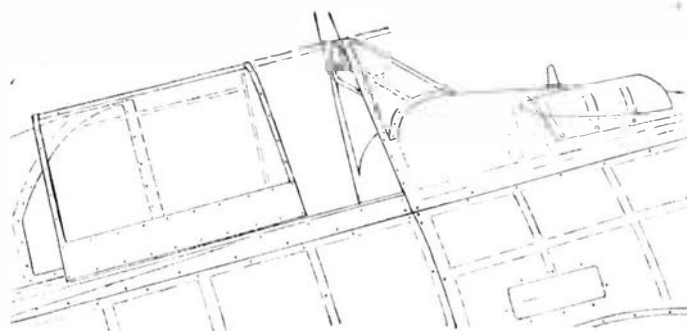
Raporty Orlińskiego mówią, że samolot bez karabinów i radiostacji osiągnął na bazie prędkość 442 km/h. Jedno z późniejszych oświadczeń jemu przypisywane podaje, że prototyp dochodził do założeniowej prędkości 500 km/h. Wg relacji pracownika działu badań w locie PZL Z. Kossakiewicza w dniu 30 sierpnia 1939 r. został złożony raport do Komendanta ITL dla Dowództwa Lotnictwa o osiągnięciu tej prędkości. Nie wiadomo jednak, czy oświadczenie to nie było dyktowane chęcią ratowania Jastrzębia i czy w tym celu lekki lot nurkowy nie został uznany za lot poziomy. Jak bowiem wynika zarówno z autoryzowanych stwierdzeń innych pilotów jak i z porównania z samolotami zagranicznymi, samolot ten z 800-konnym silnikiem prędkości takiej w locie poziomym osiągnąć nigdy nie mógł. Prędkość ofertowa 500 km/h najprawdopodobniej wynikała z błędów w obliczeniach, mających swe źródło w nadmiernym optymizmie, a może i z rozmyślnego zawyżania osiągnięć w celu pozyskania zamówienia. Do chwili wybuchu wojny Jastrząb I był jeszcze w próbach fabrycznych. Homologacja jego sprawności w locie i badanie przydatności bojowej przez ITL miały się dopiero rozpocząć we wrześniu. Latem 1939 r., gdy na Okęciu przyleciał w celach reklamowych myśliwiec Severskiego, (zbliżony układem oraz mocą silnika do Jastrzębia), Z. Oleński wykonał na nim lot porównawczy stwierdzając, iż Jastrząb mu nie ustępuje.

#### Perspektywy przebrojenia jednostek bojowych na Jastrzębie

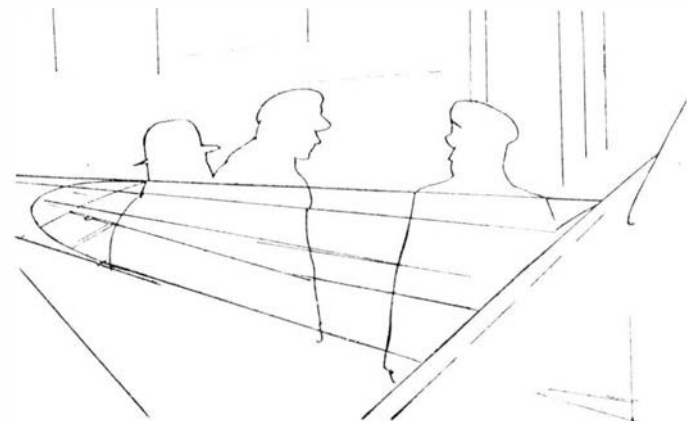
Od pierwszych lotów Jastrzębia stało się oczywiste, że nie miał on ani wystarczającej prędkości, by spełnić warunki polskiej koncepcji taktycznej samolotu pościgowego, ani zwrotności spełniającej wymagania stawiane samolotowi myśliwskiemu. Ogólnie, w odróżnieniu od swoich poprzedników: P-1, P-6/7, P-11 i P-24, które stanowiły rewelację na skalę światową i uważane były za jedne z najlepszych myśliwców ówczesnie istniejących, Jastrząb, będący dopiero w próbach, pozostawał daleko w tyle za czołowymi odpowiednikami zagranicznymi wchodzącymi już do linii (tabela). Polskie lotnictwo myśliwskie musiało być jednak przebrojone, a nic innego zamiast Jastrzębia nie było. P-38 Wilk w ogóle nie nadawał się do linii, a prototyp jego wersji rozwojowej. P-48 Lampart, jak i prototypy Sokoła, były dopiero w budowie.



Rys. 9. Główny rysunek wykreślny (na podstawie rys. 1), prowadzący do odtworzenia kształtu kadłuba i usterzenia pionowego



Rys. 10. Studium kabiny — na podstawie rys. 2



Rys. 11. Odtworzenie wykreślnie skrzydła — na podstawie rys. 4

Tymczasem w dwa tygodnie po ustąpieniu gen. Rayskiego ze stanowiska Dowódcy Lotnictwa Minister Spraw Wojskowych wydał zarządzenie (datowane 28 marca 1939) w sprawie podniesienia gotowości bojowej lotnictwa, mówiące w punkcie 4: *Dowódca Lotnictwa: — wdroży niezwłocznie produkcję nowych typów samolotów Jastrząb i Sum. Na początku kwietnia z inicjatywą nowego Dowódcy Lotnictwa gen. Władysława Kalkusa zwołano w Ministerstwie Spraw Wojskowych konferencję z udziałem pilotów oblatujących Jastrzębia i zapytano, na czym woleliby walczyć, na Jastrzębiu czy na P-11c. Obecni wypowiedzieli się jednogłośnie za tym ostatnim, w wyniku czego zdecydowano podjąć natychmiast prace nad przystosowaniem P-11 do silnika PZL Mercury VIII, produkowanego dla Jastrzębia A. Tak powstała wersja P-11g Kobuz, oblatana w połowie sierpnia 1939 r. i zamówiona w serii w PWS. Równocześnie zdecydowano zmniejszyć zamówienie na Jastrzębia z 500 na 200 sztuk<sup>13)</sup> i zwolnić tempo produkcji, ograniczając pierwszą serię, rozpoczętą już na Okęciu, do 30 samolotów, oraz wstrzymać zaawansowane przygotowania do jego produkcji w wielkiej serii w Wytwórni Płatowców Nr 2 w Mielcu, ku niezadowoleniu PZL, które zakupiły już surowce i półfabrykaty<sup>14)</sup>.*

Tymczasem szukano gorączkowo sposobów uzdrowienia Jastrzębia dwoma drogami. Pierwszą z nich było dążenie do maksymalnego zwiększenia zwrotności budowanych egzemplarzy, które miały otrzymać nowe skrzydło, o większej powierzchni nośnej i lepszych własnościach na dużych kątach natarcia<sup>15)</sup>. Inż. Riess komentował: *Skrzydło to nie zdążyło odbyć prób w locie i trudno powiedzieć, czy z nieudanego samolotu pościgowego udałoby się wytwórni zrobić poprawny samolot myśliwski<sup>16)</sup>.*

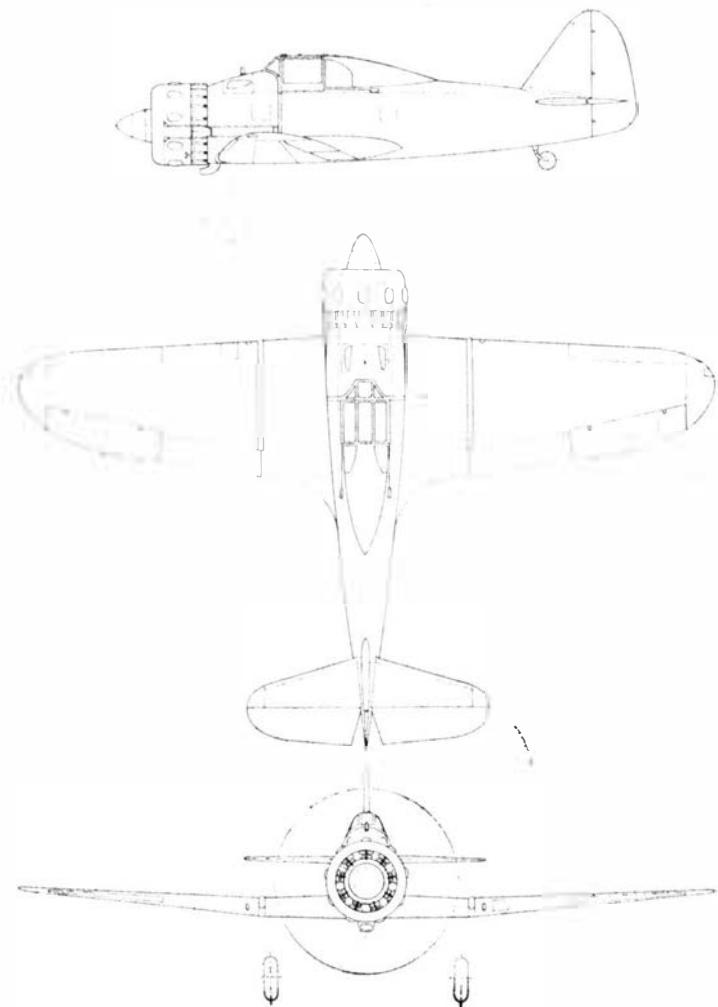
Drugą próbą było zwiększenie mocy silnika. Prototyp P-50/II Jastrząb II, od wiosny prawie ukończony, czekał na odpowiedni silnik. Rodzimy silnik gwiazdowy PZL Waran, o mocy 1200 KM, mógł być gotów do lotu dopiero pod koniec 1940 r. dlatego latem 1939 r. poszukiwano szybszego rozwiązania, rozważając wyposażenie go w Bristol Hercules, o mocy 1375 KM, lub Gnôme-Rhône 14N50, o mocy 1400 KM. Wydaje się, że decyzja oblatania go z silnikiem

<sup>13)</sup> Raptor płk. dypl. Władysława Bohuszewicza, z-cy Szefa Sztabu D-twa Lotn., kopia w archiwach autora

<sup>14)</sup> Tamże

<sup>15)</sup> Raport inż. pil. Stanisława Riessa, IHGS, Lot. A.I. 3/1c-1; także pismo dyr. inż. K. Kazimierczaka z 31.7.1939, IHGS, Lot. A.I. 2/14-16

<sup>16)</sup> Tamże



Rys. 12. PZL P-50 Jastrząb I — rysunek zrekonstruowany przez W. Klepackiego

Hercules została podjęta i według nie potwierdzonych wiadomości płatowiec ten otrzymał nowe oznaczenie fabryczne P-63 w ostatnich tygodniach przed wybuchem wojny.

W tym czasie jeden z pierwszych egzemplarzy serii informacyjnej do prób porównawczych miał otrzymać silnik gwiazdowy Gnôme-Rhône 14Kirs, o mocy 870 KM, ponieważ pożyczka francuska otwierała perspektywę zakupu pewnej liczby tych silników. Samolot ten, prawie gotowy do prób, miał stanowić prototyp proponowanej wersji P-50B Jastrząb B. Studiowano także możliwość zabudowania silników Gnôme-Rhône 14K o mocy 1100 KM i Pratt Whitney Twin Wasp, o mocy 1000 KM (ten ostatni silnik nastęrczał problemy ze względu na 100-oktanowe paliwo, którego w kraju nie było), ale wojna unicestwiła te plany.

Tymczasem budowa pierwszych egzemplarzy Jastrzębia A była już bardzo zaawansowana. Produkcję podwozi dla Jastrzębia uruchomiła Avia w 1939 r. i kilkadziesiąt ich kompletów było gotowe<sup>17)</sup>. Prawdopodobnie ze względu na późny termin dostaw śmigieł wyrobu krajowego, śmigła dla Jastrzębia, typu Hamilton, metalowe, trójłopatkowe, o stałych obrotach, zamówiono u de Havillanda w Anglii. Pierwsze z nich miały odejść transportem morskim 2 września 1939 r. a 10 następnych miało być gotowe do odbioru na początku tego miesiąca<sup>18)</sup>.

Dnia 1 września pierwszych pięć Jastrzębi było w różnych stadiach montażu końcowego, w tym jeden niemal kompletny. Następnego dnia wieczorem i 3 września, w ramach ewakuacji montażu PZL, samoloty te, wraz z pozostałymi częściami Jastrzębi serii informacyjnej i innymi materiałami, przewieziono do warsztatów samochodowych na Czerniakowie. Nie zostały one zniszczone przed wkroczeniem Niemców i ostatecznie zostały przez nich wywiezio-

ne w początkach 1940 r. z nieznanym przeznaczeniem. W toku dalszej ewakuacji Okęcia prototyp P-50/I Jastrząb I odleciał do Lwowa 5 września przed południem, pilotowany przez Jerzego Widawskiego. Został on zestrzelony w drodze (na lubelszczyźnie) przez polską artylerię plot. Pilot uratował się skacząc na spadochronie.

Tak zakończyła się smutna kariera ostatniego myśliwca PZL, którego przydatność bojowa pozostanie na zawsze w sferze dyskusji. Na dopracowanie samolotu i wprowadzenie go do linii potrzeba było jeszcze przynajmniej roku, a prawdopodobnie na gotowości bojowej naszego Lotnictwa Wojskowego we wrześniu 1939 r. i zaniedbanie to nie było możliwe do odrobienia w najbliższej przyszłości. Ratunku musiano szukać w zakupach zagranicznych, zamawiając we Francji prawie już przestarzałego Morana MS 406 i w Anglii Hawkera Hurricane Mk. I. Zakupy te, spóźnione jak i Jastrząb, nie przyniosły żadnych rezultatów, bo wojna nie czekała.

### Konstrukcja samolotu P-50 Jastrząb

P-50 Jastrząb był jednomiejscowym dolnopłatem wolno-onośnym do zadań pościgowo-szturmowych konstrukcji całkowicie metalowej.

Płat trójdzielny, z częścią środkową stanowiącą integralną całość z kadłubem i z dwoma częściami zewnętrznymi o wyraźnym wzniosie, był konstrukcją dwudźwigarową z kesonowymi częściami zewnętrznymi. Keson PZL wg patentu dr F. Misztala zbudowany był z dwóch lekkich dźwigarów ze ściankami z blachy falistej i z pracującego pokrycia przekładkowego, o wewnętrznej warstwie falistej i zewnętrznej gładkiej, z blachy duralowej Alclad. Skrzydło było w pełni zmechanizowane: automatyczne sloty i kłapy szczelinowe na zewnętrznych częściach płata oraz krodylowe na części środkowej i pod kadłubem.

Kadłub składał się z części przedniej i środkowej konstrukcji półskorupowej o pracującym pokryciu duralowym Alclad oraz z półskorupowej części tylnej z tego samego materiału. Część środkowa zawierała wygodną kabinę pilota, łatwą do opuszczania awaryjnego; naciśnięcie jednej dźwigni powodowało mechaniczne odrzucenie osłony do tyłu<sup>19)</sup>. Kabina miała instalację tlenową i wyposażenie do lotów bez widoczności oraz wentylację i ogrzewanie. Za fotelom pilota znajdowało się pomieszczenie na radiostację.

Usterzenie było całkowicie metalowe; w prototypie Jastrzębia I tylko ster wysokości miał kłapkę wyważającą (Flettnera).

Podwozie chowane, składane do wewnątrz w środkową część skrzydła, z amortyzacją olejowo-powietrzną; w prototypie — typu Dowty, samolotach seryjnych — typu Avia. Koła zaopatrzone w hamulce.

Zespół napędowy Jastrzębia I i Jastrzębia A stanowił 9-cylindrowy silnik gwiazdowy chłodzony powietrzem typu PZL (Bristol) Mercury VIII, o mocy maksymalnej 840 KM na wys. 4300 m. napędzający trójłopatkowe śmigło metalowe o stałej liczbie obrotów, typu de Havilland (lub PZL) Hamilton.

Uzbrojenie Jastrzębia I miały stanowić 4 k.m. PWU wz 36, kal. 7.9 mm, o szybkostrzelności 1200 strz./min, dwa w częściach zewnętrznych płata przy nasadzie i dwa na wierzchu przodu kadłuba. Jastrząb I miał także wyrzutniki podskrzydłowe wz 37 na 2 bomby  $\times$  12 kg pod każdym skrzydłem (tego samego typu, co na P-11c)<sup>20)</sup>. Seryjny Jastrząb A, mający podobne uzbrojenie strzeleckie, miał mieć wyrzutniki zewnętrzne wz 39, na jedną bombę 100 kg (lub 50 kg) typu Z 31 pod każdym skrzydłem, ze sterowaniem pneumatycznym (salwa) lub mechanicznym w locie poziomym, lub mechanicznym do opóźnienia w locie nurkowym<sup>21)</sup>. Prototyp P-50/II (P-63) miał mieć 2 działka 20 mm FK wz 38D (krajowe, konst. inż. Jurka) i 4 k.m. PWV wz 36 oraz zabierać jedną bombę 300 kg na wyrzutniku zewnętrznym pod kadłubem do bombardowania z lotu nurkowego.

<sup>17)</sup> Raport inż. Jana Jeziorskiego, ppłk. obs., IHGS, Lot. A.I. 3/1e-1

<sup>18)</sup> Depesza Attache Wojsk. w Londynie z 28.8.1939, IHGS, Lot. A.I. 2/15-24

<sup>19)</sup> Raport Kazimierza Kuli, IHGS, Lot. A.I. 3/1e-4

<sup>20)</sup> Tabela wyrzutników do bomb lotniczych, IHGS, Lot. A.I. 2/1a-5

<sup>21)</sup> Tamże

Państwo	Typ	Silnik <sup>1)</sup>	Uzbrojenie	Siła ognia <sup>2)</sup> [kg sek.]	Masa całkowita (normalna) [kg]	Prędkość maks. [km/h]	Pułap bojowy [m]	Wznoszenie	Oznaczenie i data obl. prototypu	Dostawy i użycie w linii stan z września 1939
Francja	Bloch MB-152	Gw 1080 KM Gnome-Rhône 14N-25	1 k-m lub 2 działka i 2 k-m	0,80 lub 2,10	2660	515 na 4000 m	1000	na 5000 m 6 min 0 sek.	MB-150 10.1937	120 MB-151 i 152 dostarczonych, tylko 25 posiadających śmigła w esk. JoS-wiadeczalnej
Holandia	Koolhoven F.K.58	Gw 1800 KM Hispano-Suiza 14Aa10	4 k-m	0,80	2310	565 na 4500 m	10100	na 5000 m 6 min 6 sek.	F.K.58 9.1938	18 (11 F.K.58A*) i 7 K.F.58) dostarczono Francji
Włochy	Macchi C.200 Scatta	Gw 870 KM Fiat A.74 RC-38	2 k-m <sup>3)</sup>	0,80	2228	503 na 4500 m	8900	na 5000 m 5 min 52 sek.	C.200 12.1937	ok. 90 dostarczono, 29 w linii
Niemcy	Messerschmitt BF 109E-1	Rz 1160 KM Daimler-Benz DB 601A	2 działka i 2 k-m	1,00	2565	560 na 3750 m	11000	na 5000 m 6 min 12 sek.	BF 109V1 9. 1935	1125 dostarczono 1.1.1939 31.8.1939, ponad 700 w linii
USA	Curtiss P.36A	Gw 1050 KM Pratt Whitney R-1830-13	2 lub 4 k-m <sup>4)</sup>	0,70 lub 0,00	2140	505 na 3000 m	9500	na 5000 m 6 min 5 sek.	Model 75 1.1935	177 dostarczono do USA A. F.
W. Brytania	Hawker Hurricane Mk. I	Rz 1030 KM Rolls-Royce Merlin II lub III	8 k-m	1,51	2984	5225 na 5300 m	10200	na 4600 m 6 min 30 sek.	F. 30/34 11.1935	470 dostarczono, 399 w służbie, 347 w linii (stan 1.9.1939)
	Supermarine Spitfire Mk. I	Rz 1030 KM Rolls-Royce Merlin II lub III	8 k-m	1,51	2625	587 na 5600 m	11100	na 4600 m 5 min 10 sek.	F. 37/34 3.1936	306 dostarczono, 270 w służbie, 187 w linii (stan 1.9.1939)
ZSRR	Polikarpow I-16 Typ 24	Gw 920 KM Szwercow M62R	2 działka i 2 k-m	4,20	1878	440	9700	na 5000 m 5 min 48 sek.	CKB-12 12.1933	ok. 300 dostarczono; w linii w drugiej połowie 1939 r.
Polska	PZL P.50/I Jastrzęb I	Gw 840 KM Bristol Mercury VIII	4 k-m	0,80	2100	430	7500	na 5000 m ok. 8 min	P-50 I 2. 1939	

<sup>1)</sup> podano maksymalną moc silnika; Gw — gwiazdowy, Rz — rzędowy;

<sup>2)</sup> Masa pocisków wystrzelonych w ciągu sekundy zależy od kalibru i szybkostrzelności (np. ang. Browning kal 7,7 mm oddawał poniżej 1000 strz./min. podczas kiedy radziecki szKAS, kal. 7,62 mm, oddawał 1800 strz./min — podano cyfry przybliżone ponieważ szybkostrzelność broni tego samego wzoru waha się do 10%);

<sup>3)</sup> ciężkiego kal. 12,7 mm;

<sup>4)</sup> w tym jeden ciężkiego kal. 12,7 mm;

<sup>5)</sup> wcześniejsza seria z drewnianym śmigłem 512 km/h;

<sup>6)</sup> F. K. 58A miał silnik 1080 KM Gnome-Rhône 14N-16.

#### DANE TECHNICZNE (P-50/I Jastrzęb I)

Wymiary (dane przybliżone, obliczone ze zrekonstruowanych rysunków):

rozpiętość 10,7 m  
długość 7,9 m  
wysokość ... m  
powierzchnia nośna 15,8 m<sup>2</sup> <sup>25)</sup>

#### Masy:

masa własna 1700 kg  
masa całkowita 2400 kg <sup>26)</sup>  
obciążenie mocy 2,95 KG/KM  
obciążenie powierzchni 152 KG/m<sup>2</sup> <sup>24)</sup>

#### Osiągi (z raportów Riessa i Kuli <sup>25)</sup>):

prędkość maksymalna ok. 430 km/h  
wznoszenie początkowe ok. 13 m/s  
wznoszenie do 5000 m ok. 8 min  
pułap bojowy ok. 7500 m

#### Odtworzenie wykreślnie kształtów P-50/I

Wiele opublikowanych rysunków technicznych Jastrzębia, poważnie różniących się między sobą, było mniej więcej udanymi domysłami, opartymi bądź na jednym ogólnym

szkieletem, pochodzącym rzekomo sprzed wojny, bądź na planach kreślonych z pamięci podczas okupacji i uzupełnionych relacjami pracowników PZL.

Jedynym dostępnym materiałem źródłowym rzucającym światło na rzeczywisty wygląd Jastrzębia są cztery zdjęcia archiwalne (rys. 1, 2, 3, 4) fragmentów prototypu, robione podczas wizyty hr. Ciano w PZL na Okęciu w ostatnich dniach lutego 1939 r. Wnikliwa analiza wyraźniejszych ich odbitek, prowadzona niezależnie przez Wacława Klepackiego i autora, doprowadziła do ustalenia pokrywających się wniosków co do wyglądu samolotu. W wyniku niezależnego ich złożenia w logiczną całość konstrukcyjną powstały rysunki różniące się między sobą stosunkowo niewiele. W. Klepacki rozpoczął wtedy żmudny i czasochłonny proces dopracowania rysunków technicznych P-50/I, wykonując liczne próby rysunkowe różnymi metodami z zakresu perspektywy wykreślnej i usuwając skażenia optyczne widoczne na zdjęciach.

Niektóre z tych rysunków, pokazujące metody wykreślenia odtwarzania wyglądu samolotu, reprodukowane są w niniejszym artykule (rys. 9, 10, 11). Jako końcowy sprawdzian wykonanych rysunków technicznych W. Klepacki zbudował sylwetkowe modele teksturowe Jastrzębia, które — oglądane pod odpowiednimi kątami — porównywał z istniejącymi fotografiami, wnosząc dalsze poprawki do rysunków i poprawiając według nich modele, dokąd się nie pokryły ze zdjęciami. Po wielomiesięcznej pracy kształty prototypu zostały odtworzone przynajmniej w 80%. Fragmentami domniemanymi pozostaje tylko kształt dolnej części steru kierunku, usterzenie poziome oraz środkowa część płata i jego przejście w kadłub.

<sup>25)</sup> Pismo dyr. K. Kazimierczaka z 31.7.1939, IHGS, Lot. A.I. 2/14—16

<sup>26)</sup> Tamże

<sup>24)</sup> Tamże

<sup>25)</sup> IHGS, Lot. A.I. 3/1e—4

WAŚKOWSKI W.

#### **Die französischen Hubschrauber der Luftstreitkräfte**

Im Artikel wurde die Entwicklungsgeschichte von den französischen Landstreit-Fliegerkräften dargestellt. Es wurde die taktische Doktrin der Militärhubschrauber ausführlich besprochen, die von ALAT-Leitung bearbeitet worden war. Auch das Gerät der Hubschrauberkräfte und die alternative Bewaffnung von den einzelnen Hubschraubertypen wurden besprochen.

MAKAREWICZ R.

#### **Die Überschallflüge vom akustischen Standpunkt des Umweltschutzes**

Schädliche Wirkung der Stosswelle, die den Überschallflügen folgt. Bestimmung des Stosswellen-Hörbarkeitsgebietes und die Bedingungen, die die Unhörbarkeit von den Stosswellen auf der Erdoberfläche versichern.

KRYSIK W.

#### **Probleme der Verkehrsspitze in den internationalen Flughäfen auf Grund des ICAO-Studium**

Ergebnisse der im Jahre 1975 ausgeführten ICAO-Umfrage, die die Verkehrsspitzen in den internationalen Flughäfen, u.a. von den ZRLiLK/LOT — Flughafen, betraf. Die Hauptursachen der Verkehrsspitze, ihre Jahr- und Tag-Frequenz, wie auch die Belastung der Flughafendienste während der Verkehrsspitze wurden besprochen.

ZUCHOWICZ K.

#### **Die Anlasser der Luftfahrt-TL-Triebwerke**

Der Gewichtsvergleich: a) der verschiedenen Quellen auf die Leistungseinheit, b) der Energiesammler unter Berücksichtigung der Arbeitszeit; c) der Leistung-Übertragungseinrichtungen auf die Entfernung von etwa 23 m. Wirkungsprinzipien der verschiedenen Typen von den Anlassern für die TL-Triebwerke und ihre charakteristischen Merkmale.

CYNK J. B.

#### **Das PZL P-50 Jastrząb Jagdflugzeug**

Es wurde ein Versuch unternommen um die Baugeschichte, die Konstruktion und die technische Hauptdaten des PZL P-50 Jastrząb Jagdflugzeuges auf Grund der bis jetzt unbekanntenen Dokumente zu erschliessen. Die Gestalten des P-50/I wurden graphisch erschlossen.

WAŚKOWSKI W.

#### **Французские вертолеты сухопутных войск**

В статье показана история развития французской авиации сухопутных войск и тактическое применение вертолетов разработанное управлением ALAT. Дается также описание техники и ее вооружения.

MAKAREWICZ R.

#### **Сверхзвуковые полеты и охрана натуральной среды человека**

Вредное воздействие ударной волны сопровождающей сверхзвуковы перелеты. Определение диапазона слышимости ударной волны и условия ее неслышимости на поверхности земли.

KRYSIAK W.

#### **Проблемы пиков движения в международных аэропортах на основе анализа ICAO**

Результаты проведенной в 1975 г. анкеты ICAO, касающейся пиков движения в международных аэропортах, в том числе и польских. Главные причины пиков, частота на протяжении года и суток и нагрузка аэродромных служб во время пика движения.

ZUCHOWICZ K.

#### **Стартеры газотурбинных авиадвигателей**

Сравнение удельных весов (на единицу мощности) разных источников энергии применяемых на самолетах, сравнение аккумуляторов энергии, а также устройств для передачи мощности на расстояние порядка 23 м. Принципы работы разных типов стартеров применяемых на газотурбинных двигателях а также их характеристики.

СУНК J. В.

#### **Истребитель PZL P-50 Ястреб**

Попытка воспроизведения истории конструктивной разработки, постройки и основных технических данных истребителя PZL P-50 Ястреб — на основе не известных донные документов. Графический метод воспроизведения формы P-50/1.

**ANDRZEJ GLASS: Polskie konstrukcje lotnicze 1893—1939.** Warszawa 1976. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności. S. 448, cena 220 zł

Książka *Polskie konstrukcje lotnicze* szybko znikła, z półek księgarskich. Na czym polega wartość tej pozycji, powodująca błyskawiczne jej rozprzedaż. Jest to jedyny wydany w Polsce przegląd dorobku polskiego przemysłu lotniczego i polskiej techniki lotniczej okresu międzywojennego.

Książka podzielona jest na trzy rozdziały: w pierwszym opisany jest przemysł lotniczy, w drugim samoloty, a w trzecim szybowce.

W pierwszym rozdziale przedstawiona jest produkcja samolotów od początków przemysłu lotniczego, tj. Awiaty z 1919 r., do wybuchu wojny w 1939 r. i obejmuje ona w porządku chronologicznym dzieje wytwórni samolotów, szybowców, silników i innego sprzętu lotniczego. Rozdział został zilustrowany zdjęciami samolotów produkowanych na podstawie licencji i rysunkami projektów polskich samolotów. Zawiera on m.in. tabele danych technicznych samolotów budowanych z licencji oraz danych technicznych polskich silników lotniczych.

W rozdziale drugim opisy samolotów zgrupowane są w podrozdziałach o konstrukcjach pionierskich, amatorskich i konstrukcjach wytwórni lotniczych: CWL, Samolot, Plage i Łaskiewicz, I.W.S., P.W.S., P.Z.L., S.L. i D.W.L.

W rozdziale trzecim opisane są szybowce z podziałem na konstrukcje pionierskie, konstrukcje Konkursu Ślizgowców, II Konkursu Szybowców, amatorskie, Centrum Wyszkożenia Oficerów Lotnictwa, Warsztatów ZASPL, Wojskowych Warsztatów Szybowcowych i lwowskich Warsz-

tatów Lotniczych, Warsztatów Szybowcowych — Warszawa i motoszybowce.

Opis każdej konstrukcji zawiera dzieje jej rozwoju i użycia, uzupełnione opisem technicznym i danymi technicznymi. Prawie każda konstrukcja pokazana została w fotografiach i rysunkach. Opracowane przez Witolda Szewczyka rysunki ukazują ogólną sylwetkę w trzech rzutach i ewentualnie wersje rozwojowe w podziale 1:100. Samoloty produkowane w dużej liczbie zostały pokazane na rysunkach całostroniowych w podziale 1:50.

W sumie otrzymaliśmy pozycję o dużej wartości historycznej, niezbędną dla każdego miłośnika lotnictwa. Jest to równocześnie encyklopedia polskich samolotów i szybowców oraz cenny materiał dla modelarzy. Szkoda, że wydawnictwo zdecydowało się na tak mały nakład (5000 egz.), nie zaspokajający nawet części zapotrzebowania na tę książkę. Inną sprawą jest postać, w jakiej książka się ukazała. Okładka nie sugeruje tematu lotniczego. Szkoda, że nie pokazano na niej barwnych przykładów malowania naszych samolotów. Niska jakość druku i papieru czyni nieczytelnymi wiele zdjęć. Kilkadziesiąt błędów drukarskich wykazanych w erracie wymaga uzupełnienia. Samolot Plage (s. 67) miał rozpiętość 10,54 m, a nie 24,34 m, 5 PL był w Lidzie, a nie w Lublinie (s. 156), na s. 209 winno być PWS-54 a nie PWS-52, podpis pod rysunkiem na s. 227 winien brzmieć PZL P-7a, nie ZPL P-7a, P-11c nosił rejestrację SP-AYZa, nie SP-AYC (s. 236), długość P-11c (s. 240) wynosiła 7,55 m, a nie 7,25 m, zaś wysokość P-11c, f, g 2,85 m nie 2,75 m. Salon lotniczy rozpoczął się w listopadzie, a nie we wrześniu (s. 270), makieta Łosia była zaaprobowana w 1935 r., a nie w 1939 r. (s. 262). Nie brak też błędów literowych w podpisach pod zdjęciami: np. na s. 206

winno być SP-AJF, a nie SP-AFJ, na s. 313 powinno być SP-AOA, nie SP-ADA, na s. 315 zamiast RWD-13 jest błędnie RWD-11, a na s. 381 pod CW-11 bis podpisano CW-1 bis. W podpisie pod zdjęciem prototypu P-11c pokazanego na Salonie Paryskim (s. 234) podano, iż to P-11a. Przy opracowywaniu tak rozległego tematu trudno ustrzec się drobnych nieścisłości. Do najpoważniejszych należą rozbieżności między liczbą samolotów i silników w tekście a zestawieniami na s. 37 i 49. I tak w tekście autor wymienia 28 samolotów Wibault, a w tabeli tylko 25. W różnych miejscach tekstu występują różne liczby P-11f: raz 70, raz 80 (ta liczba jest chyba bliższa prawdy). Sprostowania wymaga określenie rodzaju konstrukcji ze str. 85; był to chyba nie pionowzlot, lecz ornitopter. W opisie PZL P-7 podano nie liczby samolotów w seriach produkcyjnych, lecz zamówienia na ten samolot. Informacje podane w tekście można uzupełnić podając, że samolotów Torpedo II prawdopodobnie zbudowano około 5, a PZL Ł-2 nie 20, lecz 26. Z drobnych błędów dostrzeżonych w rysunkach można wymienić źle narysowane skrzydło samolotu Warchalowskiego — końcówka powinna być zaokrąglona typu Taube, a nie ścięta. Kabina pilota w Żubrze jest za wysoka, w Łosiu kabina nawigatora jest za krótka. W rysunku P-11f silnik jest za krótki, a w P-24E osłona silnika ma zły obrys. Ster kierunku P-7a jest za wąski. Przedstawione uwagi nie umniejszają wartości książki — lecz przede wszystkim uzupełniają erratę. Na zakończenie warto powtórzyć prośbę autora zamieszczoną we wstępie książki: **Będziemy wdzięczni Czytelnikom, którzy nadesłają swe uwagi i uzupełnienia — pomagając w dokładniejszym odtwarzaniu dziejów polskiego lotnictwa.**

K.C.

**CO PISZĄ INNI**

## **Półwiecze czechosłowackiej komunikacji lotniczej (część XVI)**

XVI część publikacji obejmuje lata 1969—1971. W roku 1970 otwarta została linia do Nowego Jorku, zwiększając liczbę obsługiwanych miast do 50. W 1969 r. wprowadzono do czechosłowackiej komunikacji lotniczej samolot Il-62. W 1971 r. nastąpiła organizacja lotnictwa cywilnego, polegająca na centralizacji i ścisłym podziale zadań między CSA i Slov-Air. Pulstoleti československé letecké dopravy, XVI část *Letecký Obzor* nr 2/1976 r.

## **Czy nie za dużo wystaw (lotniczych)?**

Autor zwraca uwagę na konieczność skoordynowania międzynarodowych wystaw lotniczych między ich organizatorami a wystawcami. Artykuł związany jest z wystawą w Hanowerze, odbywającą się w krótkim odstępie czasu od Farnborough. P. Condom proponuje organizowanie wystaw wspólnie lub na zmianę, specjalizując itp. P. Condom: *Trop d'expositions? Aviation Magazine* nr 678/1976 r.

## **Metodyka prowadzenia treningu pilotów z eksploatacji sprzętu lotniczego**

A. Milkiewicz przedstawia wnioski z analizy wypadków lotniczych spowodowanych niewłaściwą eksploatacją sprzętu lot-

niczego. Opisuje czynniki wpływające na nauczanie pilotów eksploatacji sprzętu oraz wnioski dotyczące metodyki prowadzenia treningu i przygotowania inżyniera-instruktora.

A. Milkiewicz: *Metodyka prowadzenia. Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju* nr 5/1976 r.

## **Niebezpieczeństwo zderzenia w powietrzu**

Artykuł omawia najczęściej spotykane wypadki zderzenia się samolotów w powietrzu oraz podczas podchodzenia do lądowania. Zamieszczone rysunki przedstawiają przestanki wypadku. Na zakończenie podane są zapobiegające wypadkom zalecenia dla pilotów — szczególnie aktualne po ostatnich tragicznych wydarzeniach. Zusammenstoss — Gefahren in der Luft. *Aerokurier* nr 3/1976 r.

## **Wykaz przewoźników lotniczych**

Czasopismo *Flight International* przedstawia nowy alfabetyczny wykaz ponad 500 towarzystw lotniczych wraz z danymi dotyczącymi kierownictwa, sprzętu i krótkiego opisu rozwoju. Publikacja jest tzw. lotniczym who is who (kto jest kto). *World Airline Directory. Flight International* 10.04.1976 r.

## **Czy IATA jest złem koniecznym?**

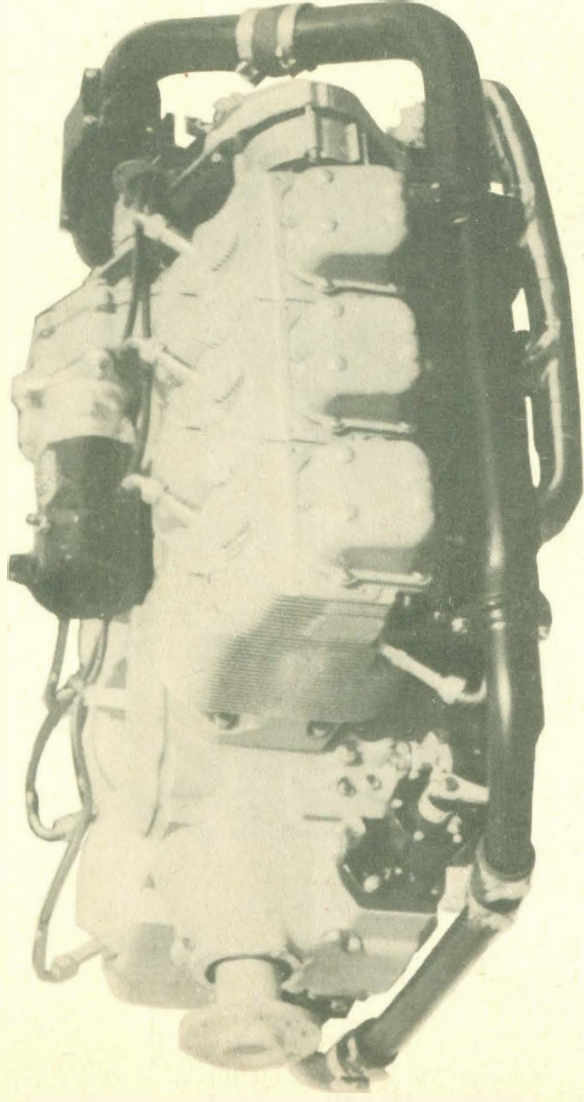
Autor polemizuje z zarzutem, że IATA jest kartelem. Zarzut ten uważa za niesłuszny, gdyż IATA nie narzuca arbitralnie cen ani nie ustala wielkości produkcji, a jej uchwały muszą zyskać jednoświadczą aprobatę zainteresowanych rządów. Autor artykułu zwraca uwagę, że w dziedzinie międzynarodowej współpracy transportu lotniczego nie znaleziono dotychczas lepszego mechanizmu niż IATA. L'IATA: un mal nécessaire? *Air Transport Magazine* nr 145/1976 r.

## **Towarzystwa europejskie chcą swobody działania przy wyborze sprzętu**

19 towarzystw zachodnioeuropejskich, zrzeszonych w AEA, deklarując gotowość współpracy ze wszystkimi producentami samolotów, zgodnie wypowiedziało się przeciwko polityce protekcjonizmu i zapowiedziało, że będzie wybierać sprzęt, jaki uzna dla siebie za najlepszy, niezależnie od tego, skąd pochodzi. Autor — J. M. Riche — zwraca uwagę, że uchwała godzi w koncepcje wspólnego zaopatrywania się w sprzęt produkcji europejskiej. J. M. Riche: *Les compagnies européennes revendiquent la liberté de choix de leurs matériels. Air et Cosmos* nr 620/1976 r.

# PZL-FRANKLIN 6A-350C

## PISTON AERO ENGINE



- Six-cylinder air-cooled horizontally-opposed engine
- Power plant for light aircraft
- Electric starter
- 100/130 grade fuel

● Propeller drive: direct

### TECHNICAL DATA

Width	795 mm
Length	952 mm
Height	641 mm
Bore	117.5 mm
Capacity	5735 cc
Compression ratio	10.5:1
Dry weight	166 kg
Max. continuous rating	220 hp
- at	2800 rpm
Specific fuel consumption	210 g/hp/h

Spółka z ograniczoną odpowiedzialnością  
Pracowni Inżynierskich  
ul. Stalingradu 120, 35-078 Rzeszów,  
P.O. Box 340,  
Phone: 432-71; Telex: 83411

**PEZETEL**  
POLAND

Exporter:

PEZETEL Foreign Trade Enterprise  
of Aviation Industry,  
ul. Przemysłowa 26, 00-950 Warszawa,  
POLAND, P.O. Box 371  
Cable: Pezetel, Phone: 28-50-71; Telex: 313430