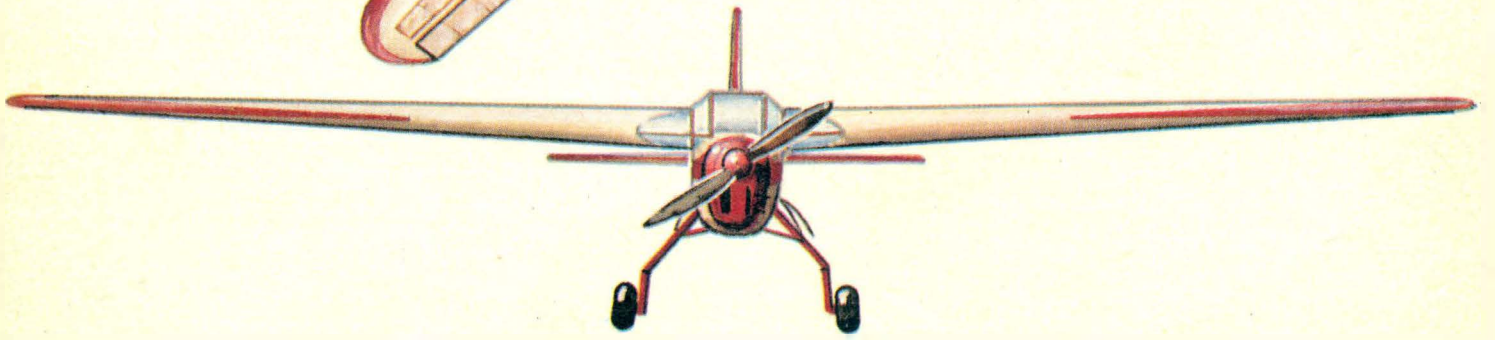
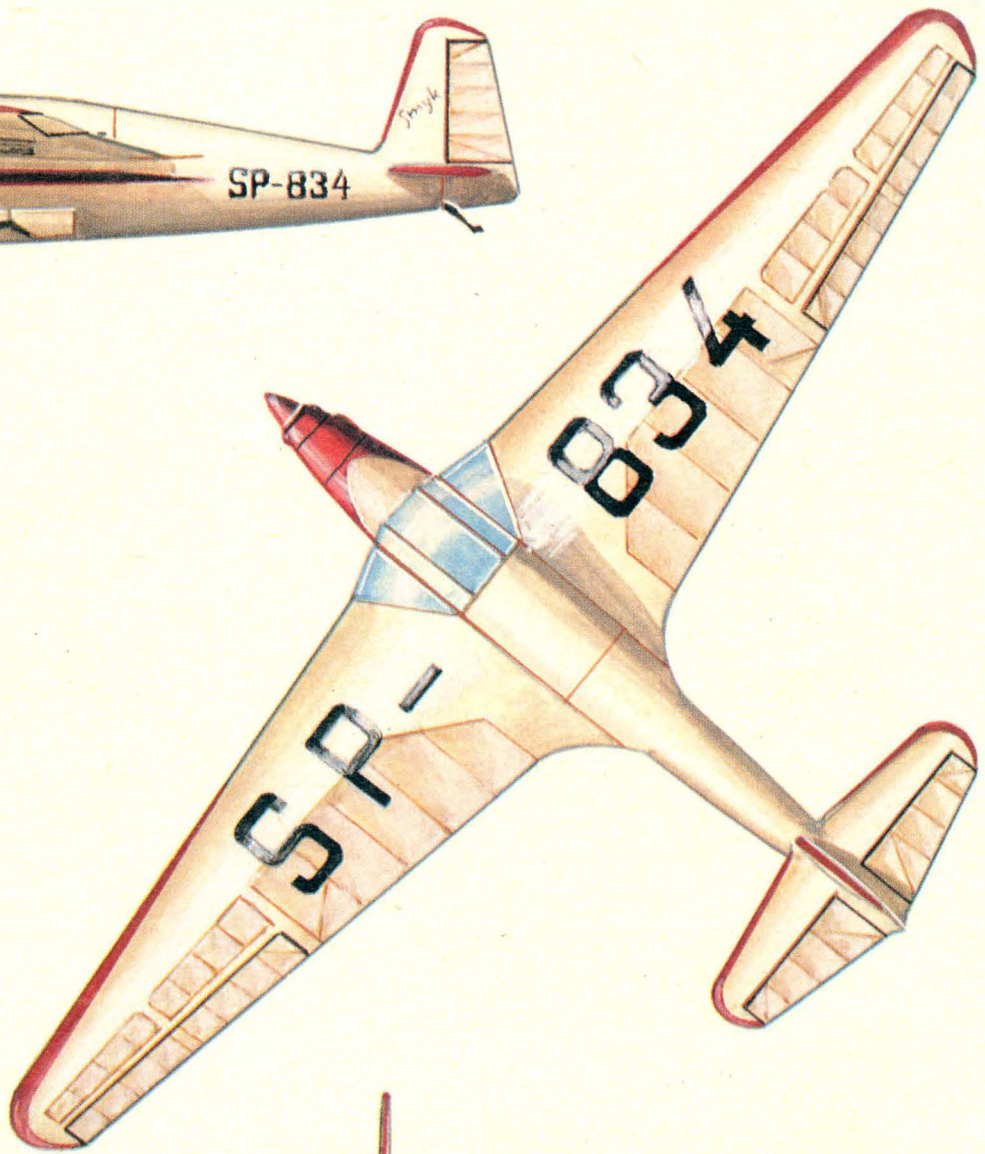
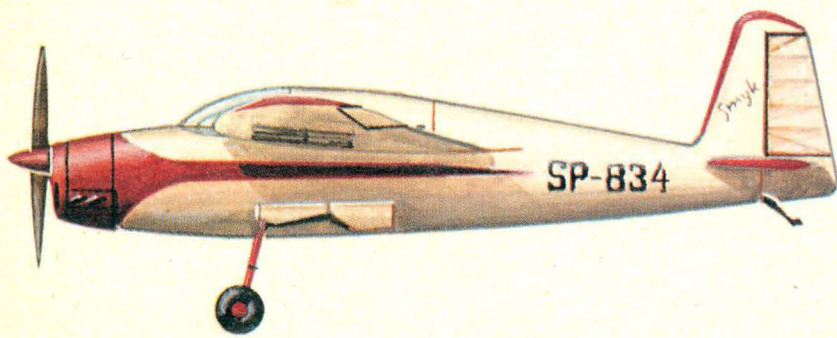


TECHNIKA

4'76

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● На 100 дней раньше срока ВСК-ПЗЛ-Мелец выполнила пятилетку 1971—1975. Сверх плана выпущено 81 самолетов Ан-2, а также выполнены обязательства на 678 миллионов злотых. В честь Съезда Партии собраны добавочно 5 самолетов.

● ВСК-ПЗЛ-Жешув поставляет свою продукцию в 27 стран. Экспорт на особенно трудные рынки — за последние пять лет — увеличился более чем двукратно. В экспортном списке видны известные фирмы — Юнайтед Аиркрафт оф Канада и американские Пратт энд Уитней и Аиркрафт Сапплиес. Добавочная продукция ВСК в г. Жешув составила в прошлом году 30 миллионов злотых.

● Польские Авиалинии ЛЕТ — это уже большое предприятие. Число работников составляет 4700 человек, включая около 500 человек летного состава. За последний год пятилетки — по сравнению с исходным — трехкратно увеличились доходы и девизные прибыли. За этот период ЛЕТ удлинил рейсовые маршруты с 38 тыс. км до 77 тыс. км, а число аэропортов увеличилось из 30 до 44. Социальный фонд предприятия увеличился из 9 до 22 млн злотых. Дополнительные обязательства работников ЛЕТА составили 100 миллионов злотых.

● В 1975 г. достигнуто на линии Лондон-Варшава использования в среднем 82% мест. Это результат хорошей пропаганды и организации. В будущем году ЛЕТ вводит на эту линию самолеты ИЛ-62. Спрос на воздушные сообщения заставляет открыть новые регулярные линии: Глессгоу-Варшава, Лондон-Краков и Лондон-Гданьск.

● За последнее время состоялась защита докторских диссертаций:

— мгр инж. Зигмунта Кравчика — „Теоретический и экспериментальный анализ статических и динамических параметров системы синтеза частот на примере бортовой радиостанции УКВ” в Институте Авиации в Варшаве. (Промотор — доц. Ц. Лиходзеевски, рецензенты — проф. З. Карковски и проф. С. Горголевски).

— мгр инж. Антонего Голендзиновского — „Влияние обработки сыпучими средствами в контейнерах на ресурс лопаток турбореактивных двигателей” — в Варшавском Политехническом Институте (промотор — проф. М. Вакальски, рецензенты — доц. Б. Янцелевич, доц. К. Очось). Редакция Авиационной Техники сердечно gratулирует ред. А. Голендзиновскому — члену коллегии нашего ежемесячника — научного результата. Статья на основе работы др Голендзиновского будет печататься в одном из следующих номеров.

● PZL-Mielec factory executes the five-year plan 100 days ahead of schedule: The factory crew built 81 An-2 airplanes above the plan and additionally assembled 5 An-2s in commemoration of the VIIth Party Rally.

● 27 countries covered by the PZL-Rzeszów factory export: The factory's export to foreign markets doubled in the last five years. The export list includes United Aircraft of Canada and American Aircraft Supplies and Pratt and Whitney. Value of the factory surplus production was 30 million Polish zlotys last year.

● As reported before, LOT Polish Airlines belong to the world **automated ticket reservation system**. A five-year agreement was concluded with SITA for that purpose. The Polish name of the system is LOTAR (LOT Automated Reservations). At present, the system embraces 15 great air carriers. Poland was the first of the CMEA countries to introduce the system.

● LOT Polish Airlines employs 4700 persons, including 500 persons from the flying personnel. In the last year of the five-year plan its turnover increased three times compared with the starting year, profit in hard currency same. During that period LOT extended its routes from 38 thousand kilometers to 77 thousand kilometers and the number of airports from 30 to 44.

● LOT's load factor on the London — Warszawa route was 82% in 1975. It is a result of good publicity and organization. Scheduled services are expected to be opened on the Glasgow — Warszawa, London — Kraków and London — Gdańsk.

● Specialistic aeronautical studies at the Warsaw Technical University have been reorganized. Studies at the Faculty of Mechanical, Power and Aeronautical Engineering have been reorganized towards narrower specializations. However, lack of aeronautical engineers in the aircraft industry calls for the organization of separate aeronautical studies at the Warsaw and Rzeszów Technical Universities.

● The first two **doctoral dissertations** defended at the Aviation Institute. The Institute has been recently granted the right to confer doctor's degree in technical sciences. — Zygmunt Krawczyk, M. Sc(Eng): "Theoretical and Experimental Analysis of Static and Dynamic Parameters of a Frequency Synthesis Network Based on a Synthesizer of VHF Board Radio Station". — Antoni Gołędzinowski, M. Sc(Eng): "Effect of the Wheel-brator Process on the Compressor Blade Life".

● Czechoslovakia purchased Mi-2 helicopters built by the PZL-Świdnik factory. They are used for rescue operations in the Tatra Mountains. Such operations were carried out last summer, one on a Mi-2 belonging to the Aviation Department of the Federal Ministry for Internal Affairs, the other on a helicopter with OK-EIR registration marks belonging to the Slovaik.

● Polish aeroclubs equipped with 13 Zlin Z-42 two-seat basic trainers purchased in Czechoslovakia in November last year. This year the Aero Club of Poland will receive further airplanes of this type as well as Zlin Z-43 four-seaters.

● The Technical and Touristic Equipment Factory at Legionowo near Warsaw manufactures **three types of Polish-designed parachutes**: the SW-5 intended for competitions, the ST-70 of 73 m² area for training purposes, and the SZ-73 of 43 m² used as a spare one. All three types are used in Polish aeroclubs.

Adres Redakcji:

02-668 Warszawa, Al. Lotników 19 m 4
Tel. 43-59-38

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT
00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

| | |
|---|----|
| A. Glass: Perspektywy zbytu i rozwoju An-2 (TRYBUNA LOTNIKÓW) | 1 |
| Z KRAJU. ZE ŚWIATA | 2 |
| STATYSTYKA LOTNICZA | 4 |
| Narty lotnicze. Część I. — oprac. T. Piwowarczyk (Ciekawe KONSTRUKCJE) | 5 |
| W. Waśkowski: Turbinowe silniki śmigłowe. Część II (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA) | 7 |
| R. Witkowski: Próby śmigłowców rolniczych w Instytucie Lotnictwa (c.d.) | 10 |
| POMOCE KONSTRUKCYJNE 45: Pneumatyki kół lotniczych | 13 |
| KARTOTEKA TLiA: Schweizer SGS 1-34 | 15 |
| RFB Fanliner | 17 |
| J. Staszek: Postęp techniczny w budowie samolotów w aspekcie oszczędności paliwowych | 19 |
| TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 41: Angielska gwara lotnicza I | 23 |
| Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP i SITK | 24 |
| K. Oczó: Uniwersytet Lotniczy im. T. H. Embry i J. P. Riddle w Daytona-Beach (USA) | 25 |
| A. Słodownik: Problemy lokalizacji i usuwania usterek sprzętu lotniczego (PROBLEMY LOT) | 27 |
| A. Glass: Samolot słabosilnikowy MIP Smyk (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) | 30 |

Na okładce: Samolot słabosilnikowy Smyk — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. *Andrzej Glass*

Sekretarz Redakcji:

Zofia Rubini

Redaktorzy działowi:

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

Rada Programowa:

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2. W-wa. Zam. 106/76. Nakład 3700 egz.
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12. tel. 26-80-16.
Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697

Papier druk. sat. kl. IV. 70 g. 61 × 86. J-45.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006/37909

Air Skis

It is an analysis of functioning character of air skis based on the latest foreign sources. Optimum values of the ski geometry resulting from theoretical investigations are compared with practical values for the Mohawk aircraft.

WAŚKOWSKI W.

Helicopter Turbo-Shaft Engines. Part Two

The article analyses present production and perspectives of Rolls-Royce with regard to the BS-360 Gem engine. The activity of the remaining West European helicopter engine manufacturers is described.

WITKOWSKI R.

Tests of Ag Helicopters at the Aviation Institute

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

STASZEK J.

Technical Advancement in the Aircraft Design with Regard to Fuel Smyk Light Aircraft

The author discusses fuel savings resulting from application of supercritical airfoil sections and boundary vortex diffusers as well as possibilities of reducing drags by means of reducing surface friction. Perspectives of the active control flying concept are given.

OCZOŚ K.

Embry — Riddle Aeronautical University in Dayton-Beach, USA

The author gives the history of the Aeronautical University in Dayton-Beach, describes its organizational structure, study curriculum and scope on individual specialization lines. He also describes studies connected with professional work.

SŁODOWNIK A.

Problems of Fault Location and Elimination in Aviation Equipment

It is a presentation of the American FEFI-TAFI system as the optimum solution of fault location and elimination in an aircraft. Basic data of the system and results of its application are given.

GLASS A.

Smyk Light Aircraft

The article describes a light aircraft with retractable landing gear, designated Smyk, which was a result of a thesis at the Warsaw Technical University. The aircraft was flight tested in 1937.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXI MARZEC 1976

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

4

TRYBUNA LOTNIKÓW • VII KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH

Perspektywy zbytu i rozwoju An-2

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Na Międzynarodowym Salonie Lotniczo-Kosmicznym w Paryżu w ub.r. w ukazującym się codziennie biuletynie prasowym omawiano ciekawsze eksponaty wystawy. M.in. we fragmencie informacji o polskiej ekspozycji prócz wiadomości o Wildze można było przeczytać: *Gdyby polski przemysł wystawiał więcej niż jeden samolot — to drugim eksponatem byłby z pewnością „An-2. Kilka tysięcy tych wielozadaniowych samolotów wyprodukowano w Polsce...*

Te dwa zdania zawierają kilka bardzo trafnych myśli. Między innymi trzeba przyznać, że najchętniej wystawiamy najnowsze prototypy, zapominając, że Salon to impreza handlowa, gdzie prezentuje się to, co chce się sprzedać. Lecz znacznie większą wagę ma podkreślenie liczby zbudowanych samolotów An-2. Bowiem An dorównuje dotychczasowej rekordzistce wśród samolotów transportowych, słynnej Dakocie (której zbudowano 13 200 szt.). Żaden inny samolot transportowy nie osiągnął nawet połowy tej liczby. An-2 jest wypróbowanym i ekonomicznym samolotem, którym niewątpliwie zainteresowałoby się wielu nabywców. Ogromne doświadczenie eksploatacyjne czyni zeń jeden z najlepiej wypróbowanych samolotów na świecie. Zaś duża produkcja pozwoliła na tak poważne obniżenie jej kosztów, że dziś An-2 jest najtańszym samolotem tej klasy, wręcz bezkonkurencyjnie tanim. Cena bazowa (bez wyposażenia specjalistycznego) 12-miejscowego An-2 jest rzędu 80 tys. dol., zaś odpowiednie ceny innych samolotów tłokowych tej klasy wynoszą:

- 150 tys. dol. — jednosilnikowy Pilatus Porter,
- 160 tys. dol. — dwusilnikowy Islander,
- 200 tys. dol. — dwusilnikowy Dornier Skyservant.

To są najtańsze samoloty. Natomiast samoloty dwusilnikowe tej klasy z napędem turbośmigłowym kosztują:

- Nomad — 400 tys. dol.
- Twin Otter — 575 tys. dol.

Na jakich rynkach An-2 może znaleźć jeszcze zbyty? Przede wszystkim w krajach o dużych odległościach, gdzie

samolot jest jedynym środkiem szybkiego transportu lokalnego. Są to kraje afrykańskie, południowe i zachodnie kraje azjatyckie, kraje południowoamerykańskie, a może i Kanada. Ponadto niewątpliwie łatwiej jest sprzedać samoloty do takich krajów, z którymi mamy rozwinięte stosunki handlowe, lub gdzie kraje socjalistyczne mają rozwinięte kontakty polityczne oraz gospodarcze i sprzedają swój sprzęt lotniczy, jak do Indii, Cejlonu, Bangladesz, Iraku, Syrii, Egiptu, Sudanu, Jemenu, Algerii, Nigerii, Mali, Rep. Kongo czy Somali. Oczywiście chcąc wejść na jakiś rynek, należy wcześniej uzyskać obowiązujący w danym kraju certyfikat typu dla swego samolotu oraz trzeba zapewnić sprawny serwis posprzedażny w postaci części zamiennych, remontów itp.

A jakie są możliwości rozwoju samolotu An-2? Nie będziemy mówić o drobnych, a zawsze koniecznych, bieżących udoskonaleniach będących wnioskami z eksploatacji. Samolot ten jest wielozadaniowy. Prócz czterech wersji podstawowych, produkowanych od dawna, wytwórnia w ostatnich latach opracowała nowe wersje, m.in. komfortową, pasażerską, salonkę i geofizyczną. Należy jednak pamiętać, że w Związku Radzieckim samolot ten był budowany w 17 wersjach.

Konstruktor samolotu — O. K. Antonow — opracował ostatnio odmianę An-2 napędzaną silnikiem turbośmigłowym TWD-10 o mocy 860 KM, a oznaczoną An-3. Ma to być samolot rolniczy. Lecz również będzie mógł służyć jako wielozadaniowy lokalnego transportu. Wersja ta będzie interesująca dla wielu nabywców.

Na niektóre rynki można najłatwiej wejść przy pomocy kooperacji z miejscowym przemysłem. Kto wie, czy w Kanadzie nie znalazłby zbytu An-2 z 1000-konnym kanadyjskim silnikiem turbośmigłowym PT6A.

An-2 jest dobrym „koniem roboczym”, a raczej latającą furgonetką. Zainteresowanie tą kategorią samolotów wciąż jest duże i stale rośnie. Mimo iż An-2 jest od wielu lat w produkcji — wciąż ma perspektywę. Bowiem prawdziwym i zasadniczym przebieżem nowoczesności jest tylko ekonomia i przydatność sprzętu lotniczego.



POLSKA

● Wyprodukowane przez PZL-Świdnik śmigłowce Mi-2 nabyła Czechosłowacja. M.in. używane są one do ratownictwa górskiego w Tatrach. W lecie ub.r. szereg akcji ratowniczych przeprowadzono na śmigłowcu Mi-2 należącym do oddziału lotniczego Federalnego Ministerstwa Spraw Wewnętrznych oraz na śmigłowcu o znakach OK-EIR należącym do linii lotniczych Slovair.

● Aerokluby w drugiej połowie listopada ub.r. otrzymały 13 dwumiejscowych samolotów szkolno-treningowych Zlin Z-42 zakupionych w Czechosłowacji. W 1976 r. Aeroklub PRL otrzyma dalsze samoloty tego typu oraz 4-miejscowe samoloty Zlin Z-43.

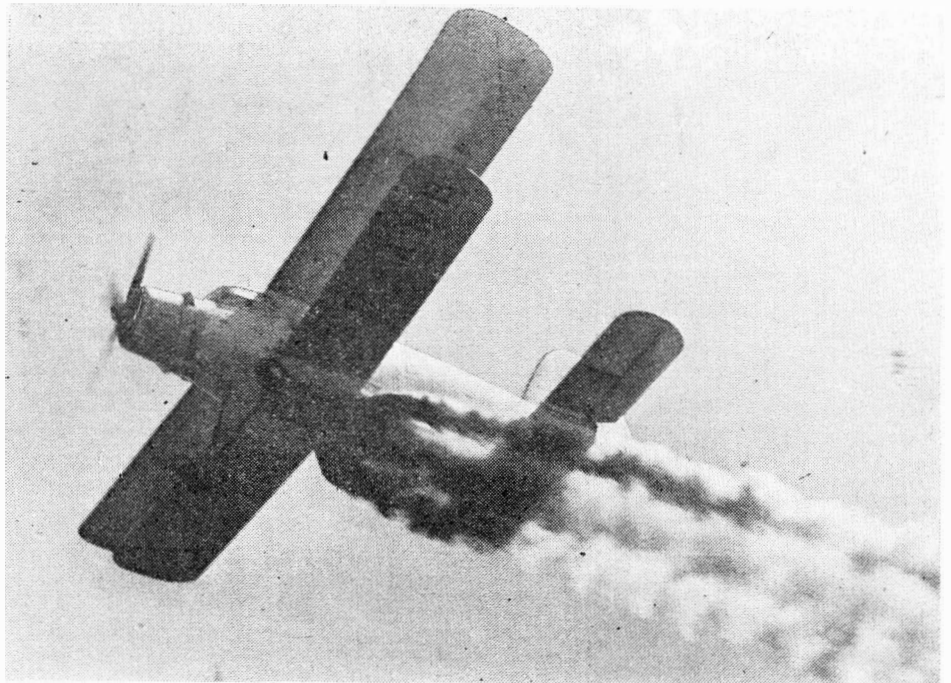
● Zakłady Sprzętu Technicznego i Turystycznego w Legionowie pod Warszawą produkują trzy typy spadochronów własnej konstrukcji: spadochron wyczynowy SW-5, spadochron szkolno-treningowy ST-7 o powierzchni 73 m² oraz spadochron zapasowy SZ-73 o powierzchni 43 m². Spadochrony te użytkowane są w polskich aeroklubach.

● Na 100 dni przed terminem Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL — Mielec wykonała plan pięcioletnia 1971 ÷ 1975. Zakłada wyprodukować ponad plan 81 samolotów An-2 oraz wykonała zobowiązania wartości 678 mln zł. W czynie zjazdowym zmontowano dodatkowo 5 samolotów An-2.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów dostarcza swoje wyroby do 27 krajów. Eksport na szczególnie trudne rynki w ciągu ubiegłych 5 lat powiększył się przeszło dwukrotnie. Na liście eksportowej figurują znane firmy: United Aircraft of Canada oraz amerykańskie — Aircraft Supplies i Pratt and Whitney. Wartość dodatkowej produkcji WSK w Rzeszowie wyniosła w ub.r. 30 mln zł.

● Zgodnie z naszą zapowiedzią Polskie Linie Lotnicze LOT od 8 września ub.r. włączyły się do światowego systemu automatycznej rezerwacji miejsc w samolotach. W tym celu zawarto 5-letnią umowę z Międzynarodową Organizacją Łączności Towarzystw Lotniczych SITA. Polska nazwa tego systemu brzmi LOTAR (Lot Automated Reservations). Systemem tym objęte jest 15 dużych towarzystw lotniczych. Jego centrum znajduje się w Atlancie w stanie Georgia. Obecnie centrum to ma bezpośrednie połączenie jedynie z warszawskimi placówkami LOT-u. W niedalekiej przyszłości podobne połączenia otrzymają z Atlantą placówki LOT-u w Paryżu, Londynie i Frankfurtu n.Menem. W ciągu najbliższych tygodni komputerowa pamięć obciążona zostanie szczegółowymi danymi o 200 połączeniach lotniczych, z których najczęściej korzystają polscy pasażerowie. Włączenie się do wspomnianego systemu pozwala m.in. na rezerwowanie miejsc w samolotach nie tylko tych linii, należących do systemu, ale również we wszystkich samolotach towarzystw lotniczych posiadających inne systemy automatyczne. Ponadto możliwe jest również rezerwowanie wprost w Warszawie miejsc w samolotach krajowych linii lotniczych Stanów Zjednoczonych. Byliśmy pierwszym krajem w RWPG, który wprowadził automatyczny system rezerwacji. Później do systemu tego włączyły się: Balkam z Bułgarii, OSA z Czechosłowacji i Malev z WRL.

● Przy dość licznych — poruszanych w prasie — nieudanych organizacyjnych LOT-u warto zwrócić uwagę na udany informator Polskich Linii Lotniczych pt. ABC LOT-u. Już okładka jest interesująca, gdyż przedstawia sylwetki samolotów liniowych przedsiębiorstwa: An-24, Il-18, Tu-134 i Il-62. Wewnątrz broszurki znajdziemy historię lotnictwa komunikacyjnego w Polsce od 1921 do 1975 r., daty uruchomienia powojennych, zagranicznych linii oraz wykaz połączeń LOT-u. Dalszy dział — przedstawiający charakterystyki samolotów PLL LOT — jest o tyle ciekawy, że zaznajamia czytelnika z imionami własnymi samolotów. Imiona transatlantyków



Rolniczy An-2 podczas rozpylania

Il-62 znamy na pamięć, o innych nie wiedzieliśmy. A warto. Samoloty Tu-134 noszą imiona sławnych Polaków: Paderewskiego, Reymonta, Skłodowskiej-Curie i in.; Il-18 noszą nazwy miejscowości, w których walczyliśmy z Niemcami: Warszawa, Westerplatte, Narwik, Lenino i in. Samoloty An-24 — to nazwy polskich rzek: Wisła, Bug, Dunajec itd. Informator ABC podaje interesujące, obszerne dane eksploatacyjne PLL LOT z lat 1945 ÷ 1974. Warto porównać: przelatane kilometry — 399 000 i 21 198 700; przewiezeni pasażerowie — 26 845 i 1 081 584; przesyłki w tonach — 389 i 17 843. Ten dobrze opracowany przewodnik kończy część adresowa, obejmująca placówki LOT-u w kraju i za granicą. Nasuwa się pytanie, dlaczego redaktorzy informatora pisząc o Fokker-ach i PWS-ach pominieli wiadomość, że Polskie Linie Lotnicze — jako pierwsze w Europie — wprowadziły do eksploatacji w 1937 r. samoloty amerykańskie Lockheed Electra 10 i Douglas DC-2, a potem Lockheed 14 H. A dodajmy, że daty 1931 ÷ 1939, umieszczone na pięknych LOT-owskich pocztówkach Grabiańskiego z Fokkerem F VII, są najzupełniej fałszywe, gdyż okres użytkowania tych samolotów był: 1929 ÷ 1937.

● W szczecińskim porcie lotniczym w Goleniowie prowadzone są inwestycje budowlane i wyposażeniowe. Dworzec otrzyma poczekalnię z bufetem oraz salę odpraw.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy WSK w Świdniku (twórcy: S. Trębacz, J. Pyszniak i A. Mach) zgłosił do Urzędu Patentowego PRL — do opatentowania — wynalazek p.n. śmigłowiec z dodatkowym napędem do lotu postępowego. Śmigłowiec zaopatrzonej jest w wirnik nośny oraz urządzenie wytwarzające uzupełniającą siłę ciągu, w postaci dwuprzepływowego wentylatora ze sterowanym kątem ustawienia, usytuowanego nad belką ogonową. Zgłoszenie (z 7 zastrzeżeniami) zostało opublikowane pod nr P.169474 T, w klasie 62a² (B64c) Biuletynu Urzędu Patentowego nr 4/1975 r.

● W Instytucie Budownictwa Lądowego Politechniki Gdańskiej w pracowni doc. dr Jerzego Ziółko prowadzone są badania nad zastosowaniem w budownictwie śmigłowców typu Mi-8 i Mi-6. Badania te wykorzystywała w praktyce nasielskie przedsiębiorstwo budowlano-montażowe INSTAL.

● Lotnictwo umożliwiło skrócenie o 9 miesięcy budowy szczególnie trudnego, bagnistego odcinka linii elektrycznej, mającej połączyć pierwszą kopalnię Lubels-

kiego Zagłębia Węglowego z siecią ogólnokrajową. Stało się to dzięki zastosowaniu śmigłowca M-6, którym przetransportowano stalowe słupy i w specjalnych, siedmionowych kontenerach zaprawę betonową.

● Przedsiębiorstwo Usług Lotniczych wykonuje lotnicze zdjęcia w podczerwieni w celu stwierdzenia zmian zachodzących w szacie roślinnej oraz umożliwienia wczesnego wykrywania chorób roślin. Zdjęcia w podczerwieni umożliwiają także wykrywanie podpowierzchniowych pożarów torfowisk, postępującego zanieczyszczenia rzek itp. PUL wykonuje dokumentację fotograficzną zmian środowiska w rejonie wielkich inwestycji przemysłowych.

● W Ministerstwie Komunikacji w Warszawie podpisana została umowa między rządem polskim a rządem RFN o cywilnej komunikacji lotniczej. Umowa reguluje całokształt spraw związanych z komunikacją lotniczą utrzymywaną przez przewoźników obu państw.

● Komisja szybowcowa Aeroklubu PRL ustaliła skład reprezentacji Polski na mistrzostwa świata w Finlandii. W klasie otwartej: Julian Ziobro i Henryk Muszczyński; w klasie standard: Franciszek Kępką i Henryk Poźniak. Pilotami rezerwowymi będą: Stanisław Witek i Stanisław Zientek.

● Między Aeroklubem Białostockim i Okręgowym Zarządciem Lasów Państwowych zawarte zostało porozumienie, zgodnie z którym piloci aeroklubu biorą udział w przeciwpożarowym patrolowaniu lasów. Wyznaczono pięć tras nad największymi obszarami leśnymi, które będą patrolowane dwa razy dziennie przez załogi samolotów, składające się z pilota i leśnika lub strażaka leśnego. Samoloty są wyposażone w radiostacje zapewniające łączność ze wszystkimi nadleśnictwami i komendami straży pożarnych.

● Polskie szybowce sprzedawane są na rynku amerykańskim (jak wynika z ogłoszeń przedsiębiorstwa Aerosport) po następujących cenach: Pirat — 9950, Cobra-15 — 12 500, Jantar-1 klasa standard — 17 950, Jantar-1 klasa otwarta — 19 950, motoszybowiec Ogar — 24 950 dol.

● Usuwanie nagaru z silników spalinywych jest przedmiotem wynalazku inżynierów z rzeszowskiej WSK. Specjalny roztwór zmiękcza nagar, pozwalając na łatwe oczyszczenie tłoków i głowic cylindrów.

● Profesor Kazimierz Godlewski z Torunia wysunął oryginalny projekt, aby radioastronomiczne obserwacje prowadzić z odwrotnej strony Księżyca. Ustawione tam radioteleskopy byłyby — w znacznej mierze — zasłonięte od zakłócającego odbioru promieniowania radiowego Ziemi i istniejących na naszym globie różnych radioemisji sztucznych. Projekt ten zyskał powszechne uznanie wśród uczonych i — gdy powstaną po temu możliwości — zostanie zrealizowany.

● Warto wiedzieć, że dla wszystkich spraw cywilnych i karnych związanych z polskim lotnictwem cywilnym miarodajna jest ustawa z 30 czerwca 1962 r. — prawo lotnicze (Dziennik Ustaw nr 32 z 1962 r., poz. 153).



SZWAJCARIA

● Zakłady Pilatus w Strans sprzedały około 400 samolotów Porter oraz Turbo-Porter do 40 krajów. Ostatnio rząd Peru zakupił 10 tych samolotów na pływakach do lotów w amazońskiej dżungli.



W. BRYTANIA

● Zakłady British Hovercraft Corporation w Cowes na wyspie Wight, wyspecjalizowane w budowie wodolotów i poduszkowców dla celów wojskowych i cywilnych, przystąpiły ostatnio do opracowania założeń konstrukcyjnych i ekonomicznych nowego typu poduszkowca pasażersko-samochodowego, oznaczonego symbolem SRN4 MK3. Ma on wejść do eksploatacji w 1977 r. i zastąpić eksploatowane już od 1969 r. na linii Dover — Boulogne poduszkowce typu SRN4, o zdolności przewozowej 174 pasażerów i 34 samochodów. Będzie to typ przejściowy, do czasu wybitowania poduszkowca BH88 o tonażu dwukrotnie większym — ok. 500 ton. W 1977 r. ma wejść do eksploatacji na Kanale La Manche poduszkowiec produkcji francuskiej Sedam N500. W Stanach Zjednoczonych opracowywane są założenia techniczne budowy olbrzymiego poduszkowca (2000 ton) dla marynarki wojennej USA.

● Rząd brytyjski wykupił 62,6% kapitału zakładowego koncernu Ferranti. W ten sposób państwo uzyskało decydujący głos w przemyśle, którego produkcja m.in. służy uzbrojeniu armii brytyjskiej i krajów NATO.

● Zarząd Brytyjskich Portów Lotniczych podwyższył o 35% opłaty za starty i lądowania w portach Londynu i czyny starania, aby więcej towarzystw zagranicznych korzystało z portu Gatwick zamiast Heathrow. Rozbudowywany obecnie koszt 65 mln funtów Gatwick ma zwiększyć swoją przepustowość z 5 do 16 mln pasażerów. W okresie półrocznym port Heathrow obsługiwał 9,7 mln pasażerów, Gatwick — 2,3 mln.

● Władze lotnictwa cywilnego Wielkiej Brytanii podjęły decyzję o budowie drugiego śmigłowcowego portu lotniczego w centrum Londynu. Decyzja ta zapadła w związku z wprowadzeniem śmigłowców do obsługi platform wiertniczych na Morzu Północnym, jak również dla sprawnego transportu pasażerów samolotów Concorde. Formalności celne i paszportowe pasażerów będą załatwiane w dworcu śmigłowcowym przy Cannon Street.

● Władze kontroli ruchu cywilnego lotnictwa Wielkiej Brytanii podjęły decyzję, że szybocze nie mogą latać w rejonie dolotu samolotów komunikacyjnych w obrębie wielkiego Londynu. Decyzja ta wywołała rozgoryczenie lotników sportowych.

● W Londynie powołano nową międzynarodową organizację pod nazwą WACQ. Ma ona dostarczać dokumentację, metody obliczeń i jednolite taryfy dla transportu znormalizowanego. W skład organizacji wchodzi 20 państw.



WŁOCHY

● W portach lotniczych Mediolanu będą zainstalowane urządzenia Turboclair służące do likwidacji mgły, produkowane przez firmę Bertin. Z powodu zamglenia — z ogólnej liczby operacji — corocznie odwołuje się około 50% startów i nie dozwala 1,5% lądowań.

● Straty finansowe linii lotniczej Alitalia w ub.r. przekroczyły 100 mln dol. Został więc opracowany drastyczny plan oszczędnościowy. Skasowano całkowicie loty na pewnych liniach, wiele tras zostało skróconych, zaś szereg samolotów zostanie zaferowanych do sprzedaży.

OGÓLNE

● Osiem tysięcy samolotów i śmigłowców obsługuje rolnictwo i leśnictwo ZSRR. Areal gruntów kultywowanych w ub.r. w Związku Radzieckim za pomocą techniki lotniczej wynosił 100 mln ha. Drugie miejsce wśród krajów RWPG zajmuje Bułgaria. W kraju tym prace polowe za pomocą samolotów obejmują 4,6 mln ha (na 6 mln ha całości użytków rolnych). Na trzecim miejscu znajduje się Kuba (4,5 mln ha), a dalsze kolejne miejsca zajmują: NRD, Polska, Czechosłowacja i Węgry. Wykorzystanie lotnictwa dla celów rolniczych jest przedmiotem ścisłej współpracy państw — członków RWPG.

● Piloci sportowi i turystyczni za granicą już często korzystają z minikalkulatorów programowanych, które zastępują im suwak i krążek nawigacyjny. Ośrodki dyspozycyjne posiadają zazwyczaj 20-25 programów do minikalkulatorów, sporządzonych dla potrzeb pilotów samolotowych i szybocowców.

● Federacja FAI zorganizowała w ub.r. w Paryżu naradę z udziałem amatorów — konstruktorów samolotów. Między innymi omówiono zagadnienie konstrukcji amatorskich oraz problem przebudowy szybocowców na motoszybowce.

● Jesienią ub.r. odbyło się w Moskwie — pod przewodnictwem Ministra Lotnictwa Cywilnego ZSRR, B. Bugajewa — pierwsze posiedzenie stałej Komisji RWPG ds. lotnictwa cywilnego. Zgodnie z porozumieniem zawartym między RWPG i rządem Jugosławii w posiedzeniu Komisji wzięła również udział delegacja tego kraju. Komisja rozpatrzyła problemy organizacyjne i zatwierdziła plan prac na rok 1976.

● Świat zdąży do wprowadzenia globalnego komputerowego programu prognoz pogody. Pierwszym tego rodzaju eksperymentem będzie Światowy Program Badań Atmosferycznych (GARP), którego realizacja planowana jest na lata 1976 ÷ 1977. Program polega na zsynchronizowaniu pracy jak największej liczby jednostek obserwacyjnych: satelitów, samolotów, balonów i stacji naziemnych.

● Od 1977 r. IATA posługiwać się będzie w rozliczeniach nową jednostką obrachunkową według systemu Międzynarodowego Funduszu Monetarnego. System ten oparty będzie o średni kurs podstawowych walut świata.

● W ub.r. odbyła się w Brukseli 3 międzynarodowa wystawa urządzeń lotniczych. Ekspozycja związana z budową, wyposażeniem i eksploatacją lotnisk zaprezentowała 13 państw.

● Do nowego portu lotniczego w Taszkencie kompletne wyposażenie i urządzenia dostarczyły wyspecjalizowane przedsiębiorstwa: włoskie Sogliari oraz francuskie Sevmi.

● Próby przeprowadzone przez Federalny Zarząd Lotnictwa USA wykazały skuteczność środka Halon 1301 do gaszenia pożaru na pokładzie samolotu. Środek ten rozprzestrzenia się szybko w sposób jednostajny w kabine samolotu, szczególnie jeśli jest wydzielany za pomocą dysz znajdujących się pod jej sufitem. Halon 1301 jest pięciokrotnie cięższy od powietrza. Działa aktywnie przez kilka minut, nie wpływając ujemnie na zdrowie pasażerów.

● W ub.r. — zgodnie z programem współpracy krajów socjalistycznych w dziedzinie pokojowego badania i wykorzystania przestrzeni kosmicznej — z europejskiej części terytorium ZSRR wystrzelona została rakietą geofizyczna WERTIKAL 3. W konstruowaniu, montażu i próbach aparatury naukowej, zainstalowanej na pokładzie rakiety, a także przy jej wystrzeleniu uczestniczyli naukowcy i specjaliści Bułgarii, Czechosłowacji, NRD i Związku Radzieckiego. Rakietą WERTIKAL 3, przeznaczona do kompleksowego badania atmosfery i jonosfery Ziemi, osiągnęła wysokość 500 km. Na wysokości 100 km od rakiety oddzielili się zasobnik z aparaturą naukową i opadł na ziemię.

● We wrześniu ub.r. z bazy na Przylądku Canaveral za pomocą rakiety nośnej Atlas-Centaur wystrzelony został pierwszy geostacjonarny satelita telekomunikacyjny z serii Intelsat 4A. Ważący 1496 kg satelita zawisł nad Oceanem Atlantyckim, między Afryką a Ameryką. Może on przekazywać jednocześnie 12 000 rozmów telefonicznych oraz nadawać 20 programów telewizyjnych. Nowy satelita jest pierwszym z serii zaplanowanych sześciu ulepszonych satelitów generacji Intelsat 4.

● Zacieśnia się współpraca między trzema towarzystwami: KLM, Sabena i Luxair. Mówi się o fuzji tych przedsiębiorstw. Odbyły się już rozmowy na temat wspólnych badań technicznych i eksploatacyjnych.

● Rządy państw skandynawskich przeprowadzają rozmowy z rządem ZSRR w sprawie uzyskania prawa przelotu samolotów SAS nad terytorium Związku Radzieckiego do Chińskiej Republiki Ludowej. Poza tym starają się uzyskać prawo przelotu samolotu DC-10 jako transzajtyckiego ekspresu między Kopenhagą — Bangkokiem i Singaporem via Taszkent. Prowadzone są również pertraktacje o drugi przelot na transsyberyjskiej linii do Tokio, z prawem lądowania w Moskwie.

● Przyjęty przez Komisję Nawigacyjną ICAO nowy aneks 13 — dotyczący badania wypadków lotniczych — opórz licznych usprawnień samej metody badania i opisywania wypadku ustala, że czynności te mają na celu użycie międzynarodowy. W sprawozdaniach dla ICAO nie będzie się obecnie ustalało winnych wypadku, lecz tylko samą jego przyczynę. Natomiast przewiduje się podawanie, jakie środki zaleca się przedsięwziąć w celu uniknięcia podobnego wypadku w przyszłości.



| HOLANDIA | |
|--------------------------|------------------|
| Sily powietrzne | |
| B : Canadair NF-5 | 100 |
| Lockheed P-101 | 105 |
| Razem | 205 |
| R : Lockheed RP-101 | 20 |
| Sz : Beech TC-45 | 5 |
| T : Fokker F.27 | 12 |
| H : Alouette | 75 |
| P : DHC Beaver | 9 |
| Piper L-18/I,-21 | 60 |
| Razem | 69 |
| Łącznie | 386 |
| Lotnictwo Morskie | |
| R : Breguet Atlantic | 8 |
| Lockheed P-2 | 15 |
| Razem | 23 |
| H : Agusta AB.204 | 7 |
| Westland Wasp | 12 |
| Westland Lynx | (6) |
| Razem | 19 + (6) |
| Łącznie | 42 + (6) |
| Ogółem | 428 + (6) |

| BELGIA | |
|-----------------------------|-------------------|
| Sily powietrzne | |
| B : Dassault-Breguet Mirage | 70 |
| Lockheed P-104 | 70 |
| Razem | 140 |
| R : Dassault-Breguet Mirage | 25 |
| Sz : Alpha Jet | (33) |
| Douglas C-47 | 3 |
| Lockheed T-33 | 12 |
| SIAI Marchetti SF-260 | 35 |
| SNIAS Magister | 35 |
| HS.748 | (3) |
| Razem | 85 + (36) |
| T : Douglas C-47 | 4 |
| Boeing 707 | 2 |
| Douglas DC-6 | 4 |
| Dassault Falcon 20 | 2 |
| Lockheed C-130 | 12 |
| BAC Penelope | 4 |
| Razem | 28 |
| H : Sikorsky S-58 | 10 |
| Łącznie | 288 + (36) |
| Sily Lądowe | |
| H : Alouette | 70 |
| Westland Sea King | (5) |
| Razem | 70 + (5) |
| P : Dornier Do 27 | 10 |
| Łącznie | 80 + (5) |
| Lotnictwo Morskie | |
| H : Alouette | 2 |
| Sikorsky S-58 | 2 |
| Łącznie | 5 |
| Ogółem | 373 + (41) |

| IRLANDIA | |
|------------------------|-----------|
| Sily powietrzne | |
| Sz : BAC Provost | 4 |
| Cessna 127 | 8 |
| DHC Chipmunk | 8 |
| DHC Vampire | 3 |
| Magister | 6 |
| Razem | 29 |
| T : HS Dove | 2 |
| H : Alouette | 8 |
| Ogółem | 39 |

| PORTUGALIA | |
|------------------------|-------------------|
| Sily powietrzne | |
| B : Douglas B-26 | 6 |
| Fiat G.91R | 40 |
| North American F-86 | 20 |
| Republic F-84G | 25 |
| Razem | 91 |
| R : Lockheed P-2 | 6 |
| Sz : Cessna T-37 | 20 |
| DHC Chipmunk | 40 |
| Lockheed T-33 | 15 |
| North American T-6 | 100 |
| Razem | 185 |
| T : Beech C-45 | 15 |
| Boeing 707 | 2 |
| CASA Aviocar | (20) |
| Douglas C-47 | 20 |
| Douglas C-54 | 6 |
| Douglas DC-6 | 10 |
| Nord Noratlas | 20 |
| Razem | 73 + (28) |
| H : Alouette | 80 |
| SNIAS Puma | 10 |
| Razem | 90 |
| P : Auster D.5 | 70 |
| Dornier Do 27 | 25 |
| MH 1521 Broussard | 2 |
| Piper L-21 | 10 |
| Razem | 110 |
| Ogółem | 555 + (28) |

| GRECJA | |
|------------------------|--------------------|
| Sily powietrzne | |
| B : Convair F-102 | 18 |
| Lockheed F-101 | 30 |
| McDonnell Douglas F-4 | 38 |
| Mirage F1 | (40) |
| Northrop F-5 | 80 |
| Republic F-84F | 60 |
| Razem | 226 + (40) |
| R : Grumman HU-16 | 8 |
| Northrop F-5 | 18 |
| Sz : Cessna T-37 | 18 |
| Cessna T-41 | 20 |
| Lockheed C-130 | (1) |
| Lockheed T-33 | 63 |
| North American T-6 | 20 |
| Rockwell T-2 | (40) |
| Razem | 118 + (41) |
| T : Douglas C-47 | 20 |
| Grumman Gulfstream I | 1 |
| Nord Noratlas | 40 |
| Razem | 71 |
| H : Agusta AB.205 | 6 |
| Agusta AB.206 | 1 |
| Bell 47 | 10 |
| Sikorsky H-19 | 10 |
| Razem | 27 |
| P : LTV A-7 | (60) |
| Łącznie | 468 + (141) |
| Sily lądowe | |
| H : Bell 47 | 5 |
| P : Aero Commander | 2 |
| Cessna F-17 | 50 |
| Piper L-21 | 20 |
| Razem | 77 |
| Ogółem | 545 + (141) |

Objaśnienia: B — samoloty bojowe, R — samoloty rozpoznawcze, Sz — samoloty treningowe, T — samoloty transportowe, H — śmigłowce, P — pozostałe, w nawiasach — zamówienia

Źródła: Flight z 28.VIII 1975 r.; Interavia nr 1/1975

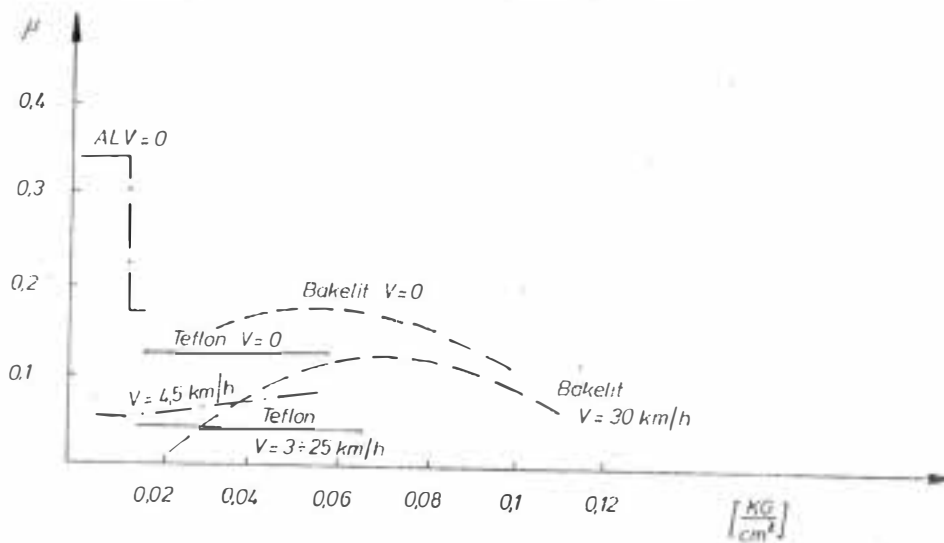
Narty lotnicze • Część I

Analiza pracy nart lotniczych na podstawie najnowszych źródeł zagranicznych. Optymalne wartości geometrii nart wynikające z teoretycznych dociekań i wyniki doświadczeń.

W niektórych rejonach świata obfitujących w opady śniegu zastosowanie nart jest niezbędnym warunkiem użycia samolotów. Na mniejszą wprawdzie skalę zagadnienie to jest aktualne również w naszym kraju. Przedstawiamy tu wybór materiałów pochodzących ze źródeł zagranicznych i oczekujemy od Czytelników, stykających się z lotami na nartach, podzielenia się własnymi spostrzeżeniami na ten temat.

Tarcie na śniegu

Dowolny przedmiot umieszczony na jakiegokolwiek powierzchni nachylonej pod kątem do poziomu zacznie przy pewnej wartości tego kąta zsuwać się pod własnym ciężarem. Wielkość tego kąta, zwanego kątem tarcia, określa wartość współczynnika tarcia między tymi powierzchniami. Tarcie zależy zwykle tylko od ciężaru ciała i rodzaju powierzchni stykających się, nie należy natomiast od wielkości powierzchni styku. Mówimy wtedy o tarcu Coulomba.



Rys. 1. Porównanie współczynników tarcia dla różnych materiałów w funkcji obciążenia i prędkości ruchu

W przypadku tarcia na śniegu zagadnienie znacznie się komplikuje. Współczynnik tarcia dla różnego rodzaju powierzchni ślizgowych zależy od temperatury, prędkości ruchu, a także od „historii” pokrywy śnieżnej: od tego, czy i jak długo była wystawiona na działanie wiatru, słońca, mrozu itp.

Tarcie statyczne

Współczynnik tarcia spoczynkowego może znacznie wzrastać i przybierać wartości w granicach $0,04 \div 0,12$ (najniższa wartość dotyczy nart po-

krytych teflonem). Zależy on bardzo wyraźnie od czasu postoju, ponieważ kryształki lodu stapiają się pod naciskiem, a następnie kropelki wody zamarzają ponownie, powodując „przyklejenie” narty do śniegu. Dla przykładu — stalowa powierzchnia narty obciążona ciśnieniem $0,3 \text{ kg/cm}^2$ i przy temperaturze otoczenia -2°C daje współczynnik tarcia $0,26$ po 5 sekundach i już $0,45$ po 10 sekundach.

To przymarznięcie spoczynkowe zanika w temperaturze 0°C pozostawiając cieniutką warstwę tzw. filmu wodnego. Opisane wyżej zjawisko wymaga z jednej strony wstrząśnięcia całym samolotem przed ruszeniem z miejsca, w celu zerwania warstwy zamrożonej, która „przykleja” samolot do podłoża, zaś z drugiej strony wymaga unikania zwilżania powierzchni ślizgowej.

Tarcie dynamiczne

Na opór ślizgania w warunkach tarcia rozwiniętego składa się:

— „czyste” tarcie, które maleje ze wzrostem obciążenia, jak to wskazują wykresy; zależy ono również od smukłości narty i ukształtowania powierzchni bocznej;

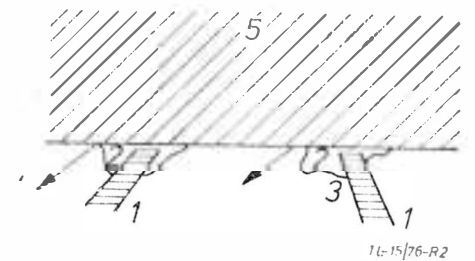
— ubijanie śniegu przez nartę; opór z tym związany wzrasta ze wzrostem obciążenia.

Wąskie, smukłe narty bardziej zapadają się w śnieg. Wytrzymałość powierzchni swobodnie leżącego świeżego śniegu wynosi około $0,02 \text{ kg/cm}^2$, a śniegu twardego 6 kg/cm^2 . Wytrzymałość powierzchni utwardzonej przez wiatr wzrasta do 20 kg/cm^2 ; śnieg osiąga wtedy gęstość $0,3 \div 0,5$. Rozumie się, że w każdym z tych przypadków inna jest optymalna wartość obciążenia powierzchni nart.

Ubijanie śniegu wykonuje część noskowa narty, prowadząc przed sobą

jakby rodzaj plastycznej fali dziobowej. Zwykle prędkość ruchu narty jest dla tej fali prędkością „naddźwiękową”. Stąd konieczność starannego ukształtowania części noskowej, prawidłowego określenia jej długości pochyleń.

Analizując mikrostrukturę kontaktu narty ze śniegiem można stwierdzić, że rzeczywiste punkty styku ograniczają się do drobnych kryształków lodu. Dla nart poruszających się można określić powierzchnię styku



Rys. 2. Struktura pokrywy śnieżnej; pozornie narta całą powierzchnią styka się ze śniegiem; rzeczywiste punkty styku realizują się poprzez kryształki lodu (rys. w dużym powiększeniu): 1 — kryształki lodu, 2 — kropelki z roztopionego lodu, 3 — punkty krystalizacji wody, 4 — napięcie powierzchniowe, 5 — narta

zależną od obciążenia; przykładowo dla obciążenia $0,1 \text{ kg/cm}^2$ wynosi ona 20% powierzchni narty, a dla $0,25 \text{ kg/cm}^2$ już 50%. W czasie ruchu kryształki lodu w punktach styku topnieją i kontakt narty z podłożem realizuje się poprzez cieniutką warstwę filmu wodnego o grubości ok. $1 \mu\text{m}$. Taka interpretacja zwana teorią topnienia pod ciśnieniem w większości przypadków jest zgodna z wynikami doświadczeń.

Jednak doświadczenia wykonane w USA w 1944 r. przez T. H. McConica wykazały, że narty osobowe wykonane ze stopu magnezowego zachowywały się niezgodnie z tą teorią: były szybsze w temperaturach poniżej punktu topnienia niż porównywalne narty drewniane. W dodatku zauważono, że z dwóch par nart ze stopu magnezowego, większe z nich były szybsze na zimnym śniegu i ta przewaga wzrastała ze spadkiem temperatury. Stąd wywnioskowano, że chodzi tu o jakiś inny mechanizm ślizgania, niezależny od smarowania filmem wodnym. Wysłunięto przypuszczenie, że kryształki lodu, podobnie jak grafit, mika i inne materiały krystaliczne, mogą mieć własności samosmarowania dzięki działaniu adsorbowanego filmu. Jest to możliwe, gdyż lód wykazuje wyraźne określone ciśnienie pary poniżej temperatury topnienia. Teoria adsorbowanego filmu smarującego mogłaby wyjaśnić wyniki doświadczeń. Narzucił się wniosek, że od pewnej granicznej wartości obciążenia jednostkowego (wystarczająco wysokiej jak na zastosowania lotnicze) efektywnym środkiem smarowania jest nie płynna

woda, lecz zaadsorbowany film wodny o pewnych nie do końca jeszcze zbadanych własnościach. Potwierdzenie tej teorii w praktyce ma wielkie znaczenie dla nart lotniczych, gdyż w przypadku słuszności teorii topnienia pod ciśnieniem narty należałoby projektować na jak największe możliwe obciążenia jednostkowe. Jeżeli jednak słuszna jest teoria adsorbowanego filmu, wówczas ze wzrostem obciążenia powyżej pewnej — stosunkowo niskiej — maksymalnej wartości wzrastałyby opór tarcia. Istotnie — wyniki szczegółowych badań prowadzonych w USA potwierdziły podstawową rolę adsorbowanego filmu wodnego w smarowaniu podczas ślizgania na śniegu.

O ile się to da ustalić, pierwsze systematyczne studia nad własnościami nart w zastosowaniach lotniczych rozpoczął G. J. Klein w Canadian National Research Council w 1934 r. Rozpatrywał następujące parametry:

- obciążenie jednostkowe,
- punkt przyłożenia obciążenia,
- kształt dzioba narty,
- obrys powierzchni ślizgowej,
- wydłużenie,
- podatność,
- materiał powierzchni ślizgowej,
- warunki śniegowe.

Te same kryteria rozpatrywał Klein ponownie w 1974 r. Wytyczne Kleina przyjęto jako punkt wyjścia w systematycznych badaniach w ramach tzw. Projektu SOIAS (*Sliding On Ice And Snow* — Ślizganie na lodzie i śniegu) prowadzonych przez US Army. W wyniku tych prób można było skorygować niektóre zalecenia Kleina.

Poniżej omawiamy istniejące zalecenia co do układu i geometrii nart.

Geometria nart

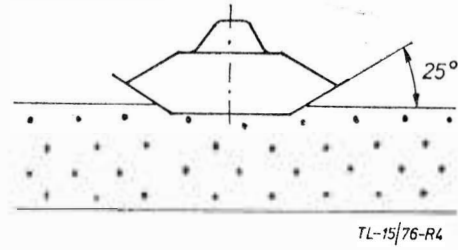
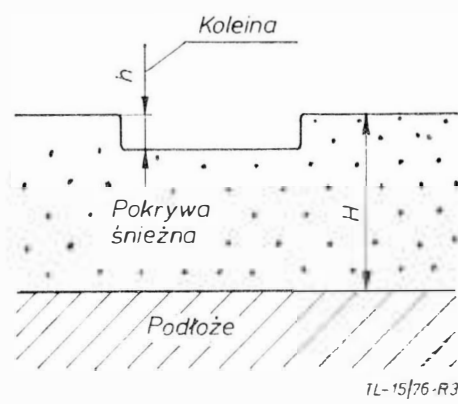
Obciążenie jednostkowe powierzchni

Jak już wspomniano, wzrost obciążenia powierzchni ma wpływ dwójaki: z jednej strony powoduje głębsze zapadanie się, a więc wzrost oporów ubijania śniegu, zaś z drugiej strony — w warunkach zbliżonych do punktu topnienia zmniejsza adhezję i współczynnik tarcia ślizgowego.

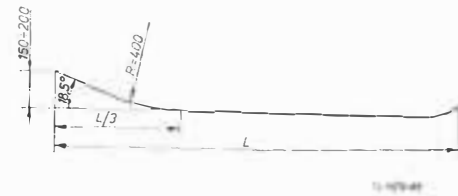
Należy wspomnieć, że w warunkach nasłonecznienia, na skutek skupiania promieni przez układ optyczny złożony z kryształów lodu, niezamarznięta woda pomiędzy kryształami może się utrzymywać przy temperaturach otoczenia nawet -10°C .

Klein podaje jako optymalne obciążenie powierzchni $400\div 500\text{ lb/sq.ft}$ (około $0,2\div 0,25\text{ kG/cm}^2$) z tym, że wyższe wartości odpowiadają nartom przewidzianym dla eksploatacji w warunkach niskich temperatur. Ten zakres obciążeń potwierdzają zalecenia francuskie jedynie w odniesieniu do samolotów ciężkich (w przypadku przyjęcia mniejszego obciążenia powierzchni rozmiary — a więc ciężar i opory aerodynamiczne — wypadają zbyt duże). Natomiast dla samolotów lekkich, zwłaszcza eksploatawanych w trudnych warunkach śniegowych (np. loty w górach, zasy itp.), trzeba obniżyć obciążenie jednostkowe nawet do $0,05\text{ kG/cm}^2$. Wynika to z faktu, że głębokość kolein (zapadania się w śniegu) jest proporcjonalna

Rys. 3. Wpływ grubości pokrywy śnieżnej na zapadanie się narty



Rys. 4. Wznios krawędzi bocznych narty



Rys. 5. Typowy wznios dzioba narty przyjęty w Projekcie SOIA

Również prace Projektu SOIAS po przebadaniu różnych obciążeń w zakresie $100\div 1350\text{ lb/sq.ft}$ ($0,048\div 0,66\text{ kG/cm}^2$) ustaliły optymalne niższe obciążenia rzędu $215\div 300\text{ lb/sq.ft}$ czyli $0,10\div 0,17\text{ kG/cm}^2$

Wydłużenie

Według Kleina i danych francuskich zalecane wydłużenie wynosi około 6. Jednak w trakcie prac projektu SOIAS okazało się, że wydłużenie nie jest tak istotne dla osiągow narty. Zadowolające wyniki dały narty o wydłużeniu 3,7. Potwierdziły to też badania szczegółowe samolotu Mohawk, którego narty w ostatecznej, najlepszej wersji miały wydłużenie około 3.

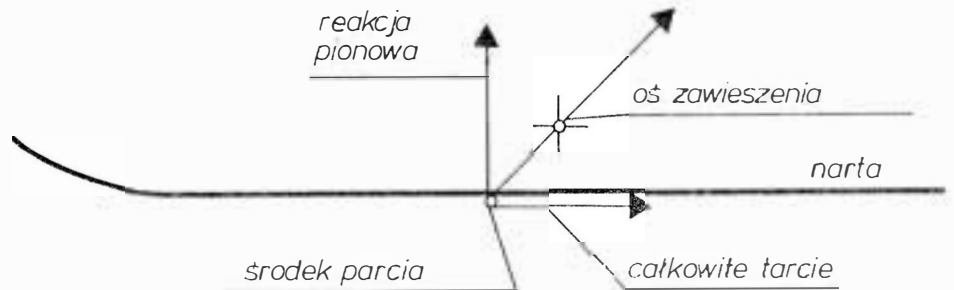
Przekrój poprzeczny

Poprzeczny przekrój narty zasadniczo nie jest istotny dla osiągow narty na śniegu i wpływa głównie na własności aerodynamiczne. Jednak dla lepszej stabilizacji kierunkowej (przeciwdziałania poślizgom bocznym) pożądane są rowki wzdłużne (trudne do wykonania na nartach metalowych) lub listwy wzdłużne wystające z powierzchni ślizgowej, bądź też wznios krawędzi bocznych narty (nawet 25°), jak pokazano na rys. 4.

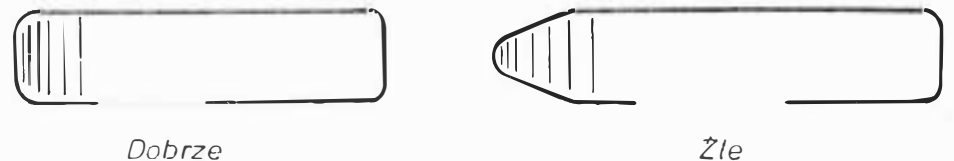
Profil dzioba i rufy

Konfiguracja dzioba jest jednym z najważniejszych czynników (poza obciążeniem i materiałem powierzchni ślizgowej), oddziałujących na własności ślizgowe nart. Klein zaleca jako wartości rozsądne maksymalny wznios dzioba $150\div 200\text{ mm}$ i kąt maksymalny $20\div 25^{\circ}$. W ramach Projektu SOIAS przyjęto jako podstawowy

TL-15/76/R6



Rys. 6. Rozkład sił działających na nartę



Rys. 7. Obrys dzioba narty

do obciążenia powierzchni i do grubości pokrywy śnieżnej. Dobrą zgodność z doświadczeniem daje zależność (rys. 3):

$$Q/F [\text{kG/cm}^2] = 0,34 h/H$$

gdzie: Q — ciężar samolotu przypadający na nartę, F — powierzchnia narty.

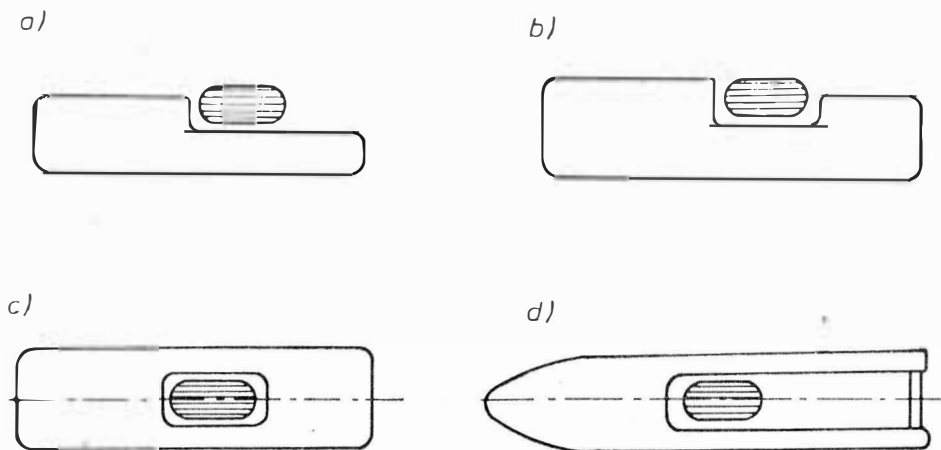
wznios 150 mm pod kątem $18,5^{\circ}$ i promień przejścia $R=400\text{ mm}$ między dziobem i powierzchnią spodu narty. Zalecono też, aby długość dzioba (tj. części zakrzywionej) wynosiła około $1/3$ długości narty (rys. 5).

Położenie osi zawieszenia

Oś powinna być tak umieszczona, aby wypadkowa sił przechodzących

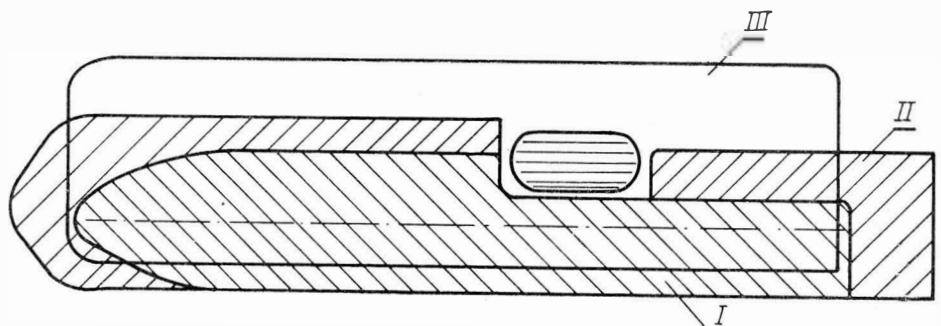
Rys. 8. Różne rozwiązania podwozi nartowo-kołowych: a — narta z bocznym wycięciem na koło (Federal, Pilatus, Ecrem), b — boczne wycięcie na koło, c — narta z centralnym wycięciem na koło; w położeniu roboczym na śniegu opona opiera się o nartę, a otwór zamykany jest płytą, d — narta z centralnym wycięciem na koło (Fernandez)

TL-15176-R8



Rys. 9. Wersje rozwojowe narty do samolotu Mohawk: I — pierwsza narta eksperymentalna, II — druga narta eksperymentalna, III — pierwsza narta prototypowa

TL-15176-R9



przez oś, wynikających z pokonania oporów ślizgania, obciążenia pionowego oraz momentu pochodzącego od układu stabilizującego nartę (linki, amortyzatory itp.), trafiała w środek narty, a ściślej — w środku ciężko-

ci powierzchni ślizgowej. Znaczy to, że oś zawieszenia powinna przypadać nieco za połową długości narty. Jako „receptę” można podać 55% od przodu, chociaż w przypadku samolotu Mohawk optymalne okazało się 58%

(rys. 6). Wysokość osi nad powierzchnią ślizgową nie powinna przekraczać 1/5 długości narty.

O b r y s

Obrys dzioba w widoku z góry jest istotny z punktu widzenia zapadania się. Narty o obrysie zbyt zaokrąglonym mają większą tendencję do zarycia w śnieg niż porównywalne narty prostokątne. Narty zakładane zamiast kół mają z reguły stałą szerokość. Natomiast w przypadku podwozi nartowo-kołowych panuje różnorodność obrysów. Można oczywiście mocować nartę obok koła, bez żadnych wcięć na nartę, jednak dodatkowe obciążenie nogi od narty na wysięgniku skłania konstruktorów do „wcinania” koła w obrys narty. Każdy z układów pokazanych na rys. 8 jest stosowany. Poza tym otwór w nartę dla przepuszczenia koła jest zwykle zakrywany specjalną zasłonką przy roboczym położeniu narty. Jak się można domyślić, nie symetria obrysów i wielkie wykroje odbijają się niekorzystnie na osiągnięciu narty; stosowanie ich jest wynikiem kompromisu. Ciekawym przykładem może być rozwój narty wspomnianego już samolotu Mohawk. Na rys. 9 pokazano trzy kolejne wersje, z których ostatnia dopiero okazała się zadowalająca i zapewniała eksploatację praktycznie w każdych warunkach śniegowych. W trakcie prób tego samolotu stwierdzono, że nawet nieznaczne wystawianie kół poniżej powierzchni ślizgowej narty raczej dyskwalifikuje nartę na śniegu.

LITERATURA

1. D. B. SMALL: Flight Tests of the Ski Equipped Mohawk. *Canadian Aeronautics and Space Journal* nr 174.
2. JACQUES LECARME: Les skis. *Aviation Magazine* nr 649, 650, 651, 652/1975 r.
3. NEVILLE: Modern Airmanship.
4. Materiały prospektowe i fabryczne.
5. *Czasopismo Kridla Vlasti*.

Opr.: mgr inż. Tadeusz Piwowarczyk

PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA

Turbinowe silniki śmigłowe • Część II

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Obecna produkcja i perspektywy firmy Roll-Royce (silnik BS-360 Gem). Działalność pozostałych zachodnioeuropejskich wytwórni silników śmigłowych.

Rolls-Royce jest trzecim co do wielkości producentem silników turbinowych w krajach kapitalistycznych. Obrót firmy w 1974 r. wyniósł ponad 1,2 mld dol., a wartość eksportu przekroczyła 540 mln dol., stanowiąc połowę wartości całego eksportu angielskiego przemysłu lotniczo-kosmicznego. Całkowite zatrudnienie we wszystkich przedsiębiorstwach Rolls-Royce wynosiło w 1975 r. 65 000 osób.

Piątym pod względem wielkości zakładem produkcyjnym Rolls-Royce'a, a drugim i praktycznie ostatnim (po francuskiej Turbomeca) zachodnio-europejskim liczącym się na rynku producentem turbinowych silników śmigłowych

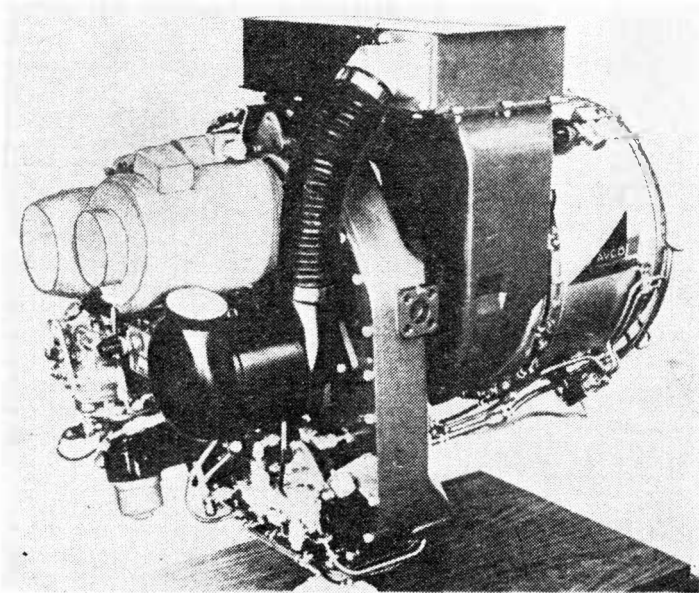
jest Helicopter Engine Group — HBG (Wydział Silników Śmigłowych, dawniej Small Engine Division) — w Leaverton, zatrudniający 3500 osób czyli 5,4% wszystkich pracowników Rolls-Royce. Taka też jest mniej więcej skala wartości obrotów tego wydziału w porównaniu z macierzystą firmą. Profil produkcyjny HEG charakteryzuje się dążeniem do uniknięcia współzawodnictwa z Turbomeca pod względem wytwarzania silników o podobnej klasie mocy.

Silnikiem HEG o najniższej mocy jest **Nimbus** (odmiana francuskiego Artouste) o mocy 710 KM, użytkowany w wielozadaniowych śmigłowcach angielskich Wasp i Scout.

Jak dotychczas, podstawę produkcji HEG stanowią silniki **Gnome** (amerykańskie General Electric T-58/CT-58)

dla średnich i ciężkich śmigłowców, jak np. Sea King, Wessex i Commando o mocy (w zależności od odmiany silnika) 1050 ÷ 1795 KM. HEG zbudował do połowy 1975 r. ponad 1500 Gnome'ów.

Ponadto HEG produkuje na zasadzie kooperacji z Turbomeca (40% części dostarcza RR) silniki Astazou IIN dla śmigłowców Gazelle, zamówionych w liczbie 60 sztuk przez brytyjskie siły zbrojne (do 1975 r. Rolls Royce zbudował 67 silników Astazou IIN) oraz silniki Turbomeca Turmo III C do śmigłowców Puma (udział Rolls Royce wyniósł 27%).



Rys. 1. Lycoming LTS-101

Jedynym silnikiem własnej konstrukcji Rolls Royce'a, który obecnie wszedł do seryjnej produkcji, jest trzywałowy, wyposażony w wolną turbinę silnik BS-360 Gem o projektowanej startowej mocy (pierwsza odmiana) 900 KM.

Silnik Rolls Royce BS-360 Gem

Narodziny Gema trwały długo. Koncepcja silnika powstała w 1965 r. Do wykonawstwa warsztatowego przystąpiono w 1967 r., próby z pierwszą wytwornicą gazu na hamowni Rolls Royce rozpoczął w 1969 r. We wrześniu 1970 r. odbyły się próby zespołu silnik — wirnik, a oblot silnika nastąpił w marcu 1971 r. Łącznie Rolls Royce zbudował 51 silników przedseryjnych i prototypów. I wówczas zaczęły się mnożyć kłopoty.

Oto opinia doc. mgr. Leszka Piechowskiego o rozwoju silnika Gem:

Silnik BS-360 jest najwybitniejszym realizowanym projektem, jaki kiedykolwiek został podjęty przez Oddział Małych Silników (SED) firmy Rolls Royce. Silnik ten, skonstruowany samodzielnie, wyróżnia się w swojej klasie niekonwencjonalnym, nowoczesnym układem tj. dwuwalową wytwornicą gazu przy swobodnej turbinie napędowej; powinien być reprezentować najwyższy poziom światowy w dziedzinie techniki silników śmigłowcowych lat siedemdziesiątych. Szczególnie trudnym problemem było osiągnięcie wysokich wskaźników jednostkowych pomimo zastosowania konwencjonalnych materiałów i tradycyjnych metod wytwarzania. Jednocześnie postawiono warunek, aby koszty rozwoju i produkcji silnika były na tyle niskie, żeby jego cena mogła być konkurencyjna w stosunku do silników o prostej budowie i niemodularnym podziale montażowym.

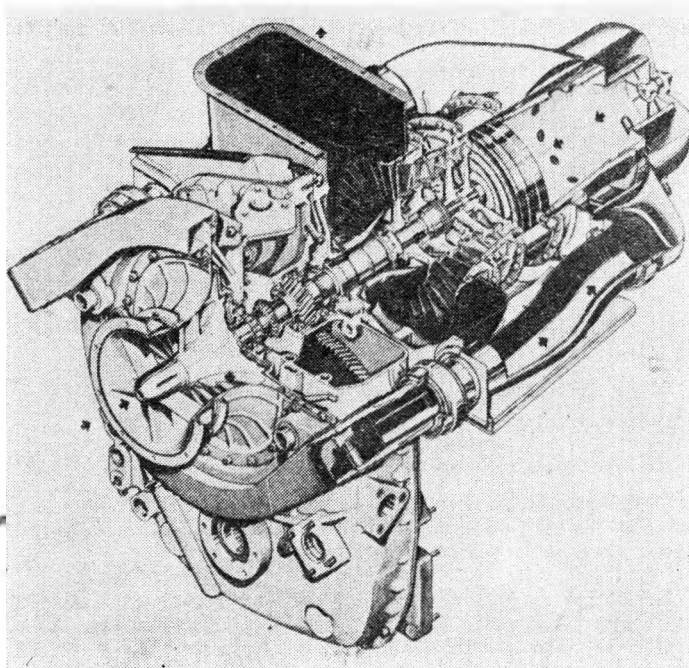
Stosowanie zespołów modułowych stawia mianowicie bardzo wysokie wymagania odnośnie tolerancji wykonawczych, ponieważ nawet nieznaczne ich rozszerzenie prowadzi do obniżenia osiągnięć silnika ... wg posiadanych danych takie właśnie zjawisko zachodzi (w 1973 r. — przyp. WłW) w silnikach prototypowych, które zresztą zawiodyły oczekiwania

firmy również pod względem niezawodności, mocy i jednostkowego zużycia paliwa... *).

Wobec ograniczenia obciążenia cieplnego zaszła konieczność obniżenia mocy startowej z zakładanych 900 KM do 830 KM, przy zmniejszeniu wydatku sprężarki o 10%, a sprężu do 11,2 zamiast obliczeniowych 12 (*Interavia* nr 3) (1975 r.). Temu pogorszeniu charakterystyk towarzyszyło obniżenie sprawności cieplnej i wzrost jednostkowego zużycia paliwa. Zakładana moc startowa — 900 KM — traktowana jest obecnie jako maksymalna moc chwilowa, a maksymalna moc trwała wynosi według *Jane's All the World Aircraft 1975/1976* tylko 750 KM.

Zdaniem doc. Piechowskiego (op. cit. s. 83), pierwszym zadaniem Rolls Royce'a będzie przywrócenie pierwotnie zakładanych osiągnięć, gdyż teraz trudno ocenić, jakie rezerwy istnieją w obciążeniu cieplnym i mechanicznym silnika. Zastosowanie materiałów awangardowych i trudno-obrabialnych oraz specjalnych metod wytwarzania pozwalających na podwyższenie parametrów cieplnych byłoby naruszeniem doktryny Rolls Royce'a, dotyczącej powstania silnika BS-360, tj. doktryny nowoczesnej konstrukcji przy tradycyjnych materiałach i technologii. Doc. Piechowski jest zdania, że Rolls Royce powinien dopracować silnik pod względem przepływowym, zarówno w odniesieniu do problemów teoretycznych jak i dokładności wykonywania elementów traktu gazowego.

Tę opinię doc. Piechowskiego potwierdza fakt, że amerykańska korporacja General Electric, która miała opcję na marketing i sprzedaż silników Gem BS-360 na terenie Stanów Zjednoczonych i Kanady, zrezygnowała z niej właśnie w 1973 r., kiedy wyszły na jaw wszystkie usterki omawianych silników. Natomiast w dwa lata później General Electric (prawdopodobnie stwierdziwszy, że część usterek została usunięta) wznowił ważność opcji na przeciąg 1975 r. Wydaje się, że General Electric obawia się, że może go ominąć okazja do wykorzystania we własnych silnikach koncepcji Rolls Royce'a, gdyż nawet zaproponował angielskiemu wytwórcy, że Gem, który jest silnikiem mniejszym niż zespoły napędowe GE obecnie produkowane lub znajdujące się na etapie prac rozwojowych, może być produkowany przez General Electric w Stanach Zjednoczonych, jeżeli nadarzy się odpowiednia okazja do zrobienia biznesu. Sformułowanie General Electric daje dość szerokie pole do jego interpretacji. Pozostaje natomiast faktem, że amerykańska firma zastrzegła sobie (prawdopodobnie na wszelki wypadek) wyłączność sprze-



Rys. 2. Allison 250-C30

* Doc. mgr inż. Leszek Piechowski: *Przegląd Konstrukcji Współczesnych Turbinowych Silników Lotniczych*. Instytut Lotnictwa, Warszawa 1973 r., s. 60.

daży i ewentualnej produkcji Gemów na rynkach Północnej Ameryki.

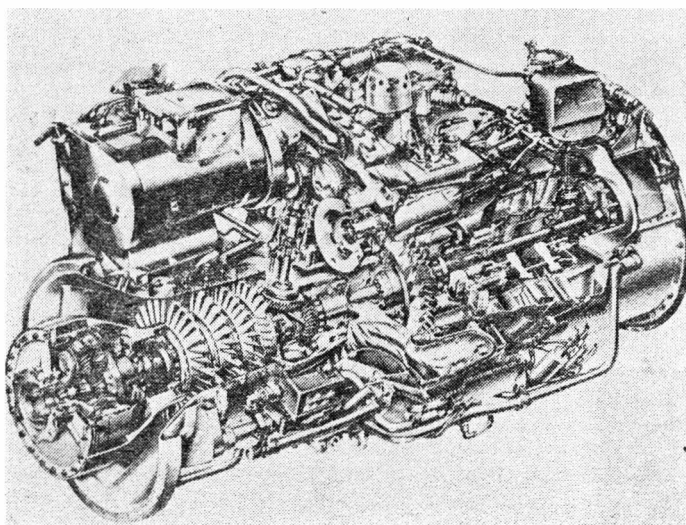
Odmiany i charakterystyka silników BS-360 Gem

Rolls Royce podał do wiadomości przyszłych użytkowników silników Gem dane dotyczące planów rozwojowych tych silników oraz charakterystykę i osiągi Gemów znajdujących się obecnie w produkcji (styczeń 1976 r.).

Gem Mk 10001: silnik przeznaczony dla śmigłowców Lynx; w pierwszych miesiącach 1976 r. zostanie poddany intensywnym próbom kwalifikacyjnym w Ośrodku Prób brytyjskiej marynarki wojennej;

Gem 2: eksportowa odmiana wojskowa; przeznaczona dla wersji morskiej i wielozadaniowej śmigłowców Lynx; według materiałów Jane'sa została ona zamówiona przez kilku importerów zagranicznych;

Gem Mk 501: cywilna odmiana silnika Gem 2; przeznaczenie: wersje cywilne śmigłowców Lynx, oznaczonych jako Westland 606;



Rys. 3. Rolls Royce GEM

Gem 4: pierwsza rozwojowa odmiana podstawowego silnika wojskowego Gem 2, o chwilowej mocy maksymalnej (awaryjnej) wynoszącej 1056 KM; odmiana ma mieć zmodyfikowaną wytwornicę gazu, zwiększony wydatek powietrza o 10% (do wartości obliczeniowej wydaktu powietrza, która nie została dotychczas osiągnięta) oraz nieco podniesioną temperaturę na wlocie do turbiny.

Silnik ten ma napędzać rozwojową odmianę Lynxa, który ma wejść do produkcji seryjnej w 1979 r. Rozwojowy Lynx będzie miał ciężar startowy 4762 kG. Zużycie paliwa przy maksymalnej mocy startowej silnika wynosi 0,236 kG/KM/h.

Jak przedstawiają się perspektywy sprzedaży Gem'ów?

Na razie wiadomo, że angielskie i fancuskie siły zbrojne zakupią Lynxy, które będą wyposażone w 250 silników Gem. I to jest konkret. Rolls Royce oraz Westland (producent śmigłowców) z jednej strony, a francuski Aérospatiale z drugiej prowadzą intensywną akcję marketingową, mającą na celu zachęcenie potencjalnych klientów (tj. przedstawicieli sił zbrojnych w różnych krajach) do nabycia Lynxów, a więc i silników Gem. Najdalej są posunięte negocjacje z Holandią i Egiptem. Czym się one zakończą — nie wiadomo, zważywszy, że i Amerykanie nie zasypują gruszek w popiele, zwłaszcza po udzieleniu pomocy finansowej Egiptowi i obietnicy dostaw do tego kraju uzbrojenia (w tym lotniczego, a więc samolotów i śmig-

łowców). Czasopismo *Flight* (24.4.1974 r.) jest zdania, że w 1977 r. sprzedaż Gemów powinna osiągnąć liczbę 400 sztuk. Nie jest to wiele, jeżeli sobie przypomnimy, że tylko pierwsza seria amerykańska silników General Electric T-700-GE-700 określana jest na 5000 sztuk.

Większy zbył Gemy mogą mieć, naszym zdaniem, jedynie w przypadku nawiązania kooperacji przez ich wytwórców z firmami amerykańskimi. W każdym innym przypadku zamiast rozwoju można się spodziewać, że tempo produkcji wyniesie w najlepszym przypadku około 150 sztuk rocznie (Rolls Royce przewiduje tempo produkcji Gemów w liczbie: po 9 sztuk miesięcznie w ostatnim kwartale 1975 r., po 12 sztuk miesięcznie w IV kwartale 1976 r. i po 14 sztuk miesięcznie w 1977 i następnych latach — *Flight* 2.02.1975 r. s. 21). Ileż więc potrzeba lat, aby zamortyzowały się koszty studiów i prac rozwojowych nad tymi silnikami, mając na względzie, że nowy silnik turbinowy amortyzuje się dopiero po sprzedaniu 2000 ÷ 2500 sztuk?

To również jest konkret, a wnioski i prognoza wpływające z tego stanu faktycznego nie są pomyślnie dla przyszłego rozwoju produkcji silników śmigłowcowych Wydziału Small Engine Division firmy Rolls-Royce.

Pozostali zachodnioeuropejscy producenci silników śmigłowcowych

Oprócz szerzej omówionych dwu zachodnioeuropejskich firm produkujących silniki śmigłowcowe na naszym kontynencie, poza blokiem państw socjalistycznych, działają jeszcze licencjodawcy kooperanci i poddostawcy amerykańskich wytwórców tego sprzętu, ale ani wielkość, ani wartość ich produkcji nie mają żadnego porównania z Turbomeca czy Rolls Royce Small Engine Division.

Zachodniemiecka firma Motoren und Turbinen Union praktycznie kończy budowę licencyjnych silników General Electric T-64-GE-7 o mocy 3925 KM dla producentów również amerykańskich licencyjnych śmigłowców CH-53G tj. kooperujących ze sobą przedsiębiorstw Sikorsky/VFW-Fokker. Udział MTU w dostawach części do montażu silników wyniósł 35% wartości całego silnika. MTU również nabyła licencję na produkcję śmigłowcowych silników Allison 250-C20, w które mają być wyposażone latające cele Dornier-Kiebitz Do-34. Te licencyjne silniki zastąpią zespół napędowy Klöckner-Humboldt-Deutz T212, użytkowany w doświadczalnym Dornierze Kiebitz Do-32.

Klöckner-Humboldt-Deutz ograniczył swoją działalność w dziedzinie silników śmigłowcowych do przeglądów i remontów oraz wytwarzania niektórych części zamiennych do silników Avco-Lycoming T-53-L-13, które KHD produkował na zlecenie Dorniera dla licencyjnego śmigłowca Dornier-Bell UH-1D.

Na tym kończy się działalność niemieckich firm w dziedzinie silników śmigłowcowych.

Nieco bardziej zróżnicowany profil produkcyjny mają włoscy producenci silników śmigłowcowych.

Na pierwszym miejscu należy wymienić Wydział Lotniczy państwowej firmy Alfa Romeo, która zajmuje się remontami i przeglądami silników śmigłowcowych i równocześnie produkuje poważną liczbę części do angielskich silników Gnome H-1000 i H-1400, amerykańskich T-58-GE-3 i 10 oraz kanadyjskich PT6-T. Alfa Romeo zakupił również licencję na produkcję kompletnych silników T-58, ale jeszcze nie przystąpił do ich wytwarzania.

W swych zakładach w Genui Wydział Silników Lotniczych Piaggio buduje na zasadzie licencji silniki T-53L-13A i T-55-L-11A dla śmigłowców (odpowiednio): Agusta Bell 204B i 205 i Agusta Boeing-Vertol Chinook.

W związku z małymi zamówieniami firmy Agusta produkcja silników jest niewielka, ale Włochom się opłaca, gdyż po uiszczeniu *royalties*, otrzymują oni od swych zagranicznych odbiorców, zwłaszcza z Iranu i szejkatów z nad zatoki Perskiej, poważne zyski.

Majowy numer naszego czasopisma będzie w dwóch wersjach językowych: polskiej i angielskiej, przeznaczony na Targi Poznańskie.

Zostanie poświęcony polskim samolotom i usługom agrolotniczym.

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

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

Próby urządzenia podwieszanego CW-314 (1972)

Jednym z elementów wpływających ujemnie na ekonomię śmigłowcowych zabiegów agrotechnicznych jest dość długi czas tracony na napełnianie zbiorników nową porcją chemikaliów po każdym locie. Rozwiązaniem, które rokuje nadzieję na radykalne skrócenie tego czasu jest zastosowanie wymiennego urządzenia podwieszanego pod śmigłowiec zamiast urządzenia przymocowanego do niego na stałe.

Budowę takiego wymiennego urządzenia podwieszanego (oznaczonego CW-314) dla śmigłowca Mi-2 podjęto w Instytucie Lotnictwa w Zakładzie Agrolotnictwa. Do budowy prototypu wykorzystano jeden ze zbiorników zdemontowanego kompletu aparatury do wytwarzania aerozoli gorących. Zaopatrzone go w rurowy stojak (podwozie), zespół rur opryskujących z pompą oraz system zasilania i zawieszania. Przewidziano — do celów eksperymentalnych — cztery metody zawieszania urządzenia. Śmigłowiec Mi-2 zaopatrzone w specjalne zamki i precyzyjny radiowysokociomierz.

Próby w locie objęły opanowanie techniki lotów z urządzeniem podwieszonym oraz metod zaczepiania i odczepiania, następnie badanie zachowania urządzenia w locie z różnymi prędkościami i przy różnych sposobach zawieszania, a wreszcie próby funkcjonalne połączone z wypryskiwaniem cieczy.

Próby dały wiele interesującego materiału. Choć prowadzone, w części funkcjonalnej, przy nienajlepszej pogodzie, pozwoliły na stwierdzenie, że przy zastosowanym rozwiązaniu konstrukcyjnym:

— nie zostały spełnione nadzieje na radykalne skrócenie martwego czasu między operacjami; czas odczepiania i zaczepiania CW-314 był w przybliżeniu taki sam jak napełniania zwykłych zbiorników;

— dla ludzi pracujących na ziemi zabieg zaczepiania urządzenia był niezbyt bezpieczny ze względu na pracę pod wiszącym śmigłowcem i nieprzyjemny ze względu na ładunki elektrostatyczne;

— z punktu widzenia agrotechniki urządzenie działało doskonale; wypryskane pasmo cieczy nie wchodziło w strefę wirów i kładło się na ziemię bardzo równomiernie;

— urządzenie nie zanieczyszczało konstrukcji śmigłowca;
— z urządzeniem podwieszonym nie było możliwe wykonywanie szybkich nawrotów na skraju obrabianego pola.



Rys. 9. Próba z eksperymentalnym urządzeniem do opryskiwania podwieszonym pod śmigłowcem Mi-2 Fot. W. Garbarczyk

Uzupełniające próby typu Mi-2 wersji rolniczej (1972)

Śmigłowiec Mi-2 uzyskał świadectwo typu dla wersji pasażerskiej, transportowej, sanitarnej i szkolnej wiosną 1972 r. Dokument ten został wydany przez Inspektorat

Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych Min. Kom. w oparciu o materiały udowadniające zgodność z polskimi przepisami budowy (PSLCzBC — Śmigłowce) i o wyniki prób przeprowadzonych w WSK w Świdniku i w Instytucie Lotnictwa.

W celu stworzenia podstaw do rozszerzenia świadectwa typu Mi-2 wersji podstawowych (nie różniących się w zasadzie osiąganymi i aerodynamiką) na wersję rolniczą konieczne było przeprowadzenie prób uzupełniających. Chodziło głównie o zbadanie widma zmienności mocy przy zabiegach agro (profilu sterowania mocą), pomiarów osiągow z zabudowaną aparaturą agro — znacznie zwiększającą opór czołowy i zmieniającą poprzeczny moment bezwładności — oraz o sprawdzenie technik pilotowania przewidywanych w razie awarii jednego silnika w różnych fazach lotu, m.in. przy starcie maksymalnie obciążonej maszyny.

Przeprowadzone w obszarze TMA lotniska Okęcie w Warszawie próby wykazały, że mimo o większej niż w wersjach podstawowych częstotliwości zmian mocy łączny udział mocy startowej w całkowitym czasie pracy silników nie przekracza dopuszczalnych 5%, a mocy nominalnej — 40%. Przelotowe osiągi śmigłowca określone zostały jako: prędkość przelotowa 130 km/h z kompletem aparatury i 150 km/h z kratownicą lecz bez zbiorników, zużycie paliwa



Rys. 10. Śmigłowiec Mi-2 z aparaturą dla chemikaliów stałych w locie jednosilnikowym. Fot. J. Piontek

ok. 280 dm³/h, długość lotu (z rezerwą) 1 h 47 min, zasięg w ciszy 230 i 270 km.

Próby lotu jednosilnikowego potwierdziły, że przy maksymalnej masie startowej 3550 kg śmigłowiec rolniczy nie jest zdolny do lotu poziomego i musi lądować po awarii

jednego silnika. Manewr ten nie jest trudny niezależnie od sytuacji, w jakiej następuje ubytek 50% mocy. Przy masie 3000 kg śmigłowiec jest zdolny do lotu poziomego, a nawet lekkiego wznoszenia z połową mocy, może zatem wykonywać lądowanie w dowolnie wybranym miejscu.

Wizualizacja opływu śmigłowca Mi-2 wersji rolniczej (1972)

Zjawiskiem, które wywoływało u użytkowników rolniczego śmigłowca Mi-2 wiele uwag krytycznych, było ochładzanie konstrukcji śmigłowca wypryskiwanymi chemikaliami. W szczególności zanieczyszczenie konstrukcji dawało się we znaki na belce ogonowej, gdyż przyspieszało korozję.

W celu zbadania źródeł powstawania zanieczyszczenia konstrukcji i stworzenia podstaw do przeciwdziałania temu zjawisku podjęto w IL próby wizualizacji opływu wokół śmigłowca.

Próby przeprowadzono w dwu etapach. W pierwszej kolejności zbadano obraz zawirowań powstających na bryle śmigłowca. W tym celu na pokryciu kadłuba, oknach i zbiornikach chemikaliów naklejono liczne tasiemki i w locie obserwowano ich zachowanie. Rejestrację ruchów tasiemek prowadzono metodą filmowania z wnętrza kadłuba i z zewnątrz z pokładu śmigłowca towarzyszącego. Obraz zawirowań zbadano przy prędkości lotu 30, 60, 90 i 120 km/h. Wynikiem tego etapu było stwierdzenie powstawania bardzo silnych zawirowań za pękatymi zbiornikami środków chemicznych. Intensywność tych wirów prawie nie zależała od prędkości lotu.

W drugiej kolejności zbadano obraz strug strumienia zawirowaniowego. Do tego celu użyto kolorowych świec dymnych mocowanych w wybranych miejscach aparatury, uruchamianych elektrycznie. Kolorowe fotografie pozwoliły na stwierdzenie drogi dymów w pobliżu kadłuba. Okazało się, że oprócz wirów zbiornikowych istnieją jeszcze inne zawirowania „podsysające” niektóre strugi strumienia zawirowaniowego ku górze, a z nim i drobin chemikaliów wypryskiwanych z aparatury.

W rezultacie badań wskazano konstruktorom aparatury te jej punkty, których zaślepienie może zredukować opryskiwanie kadłuba.



Rys. 11. Śmigłowiec Mi-2 podczas prób wizualizacji opływu przy pomocy świec dymnych przymocowanych do aparatury. Fot. W. Garbarczyk

Ekspertyza górskich użytków zielonych (1973)

Latem 1973 r. do Instytutu Lotnictwa zwrócił się Instytut Melioracji i Użytków Zielonych z prośbą o wykonanie serii lotów śmigłowcowych nad terenami górskimi użytków zielonych pozostających pod naukową obserwacją IMUZ. Loty te miały pozwolić na wyrobienie opinii o przydatności śmigłowca do wykonywania pewnych typowych operacji, które dotychczas realizowane były przez IMUZ przy pomocy transportu samochodowego lub pieszo. Przede wszystkim chodziło o nawożenie pastwisk górskich, rachubę owiec, inwentaryzację użytków, dokumentowanie fotograficzne ich stanu i granic, pobieranie próbek gleby oraz radykalne przyspieszenie transportu ekip specjalistycznych na obiekty położone wysoko w górach.

Dla Zakładu Badań w Locie IL zadanie miało charakter głównie eksperymentu pilotażowego w warunkach górskich. Nie wymagało ono angażowania od razu śmigłowca rolniczego i do bazy na lotnisku w Nowym Targu skierowany został łokowy śmigłowiec SM-1 SP-SGA. Wykonano na nim obloty terenów wskazanych przez IMUZ i stwierdzono praktycznie przydatność techniki śmigłowcowej do wszystkich przewidzianych zadań. Szczególnie wysoko ocenili specjaliści IMUZ zdolność transportową śmigłowca, który w ciągu kilkunastu minut osiągał tereny dostępne dotychczas po kilku godzinach jazdy i wspinaczki oraz możliwości nawożenia pastwisk wysokogórskich.

Terenami objętymi ekspertyzą śmigłowcową były: Kotlina Nowotarska, Dolina Dunajca (Czorsztyn, Jaworki), Gołce i poboja doliny Raby, Beskid Sądecki i Niski (aż do Dukli i Krosna), Wysokie Tatry.

Loty dla IMUZ wykonywane były metodą konturową, tj. w stałej odległości od terenu, niezależnie od jego rzeźby. Technika ta jest stosowana w innych pracach śmigłowcowych dość rzadko, dlatego zebrane doświadczenia miały dużą wagę.



Rys. 12. Śmigłowiec SM-1 na pastwisku górskim (Beskid Sądecki) Fot. J. Piótek

Badania ergonomiczne warunków pracy pilota śmigłowca rolniczego (1973/74)

Celem badań podjętych wspólnie przez Instytut Lotnictwa i Centralny Instytut Ochrony Pracy była ocena psychofizjologicznego obciążenia pilota śmigłowca podczas prac agrolotniczych. Jako parametry do oceny przyjęto: obciążenie układu krążenia krwi, obciążenie układu mięśniowego, zmęczenie analizatora wzrokowego i kinestetycznego,



Rys. 13. Próby ergonomiczne podczas zabiegów agrolotniczych; śmigłowiec Mi-2 wykonuje typowy szybki nawrót na skraju obrabianego pola

Fot. W. Garbarczyk

krzywą progową czucia wibracji, krzywą progową słuchu, czas reakcji prostej.

W celu uzyskania obrazu uwzględniającego, obok innych, także wpływ rodzaju napędu, próby przeprowadzono w dwu seriach. Pierwszą zrealizowano na lotnisku w Grójcu na śmigłowcu łokowym SM-1 a drugą — w PGR Stebłów na Śląsku Opolskim na śmigłowcu turbinowym Mi-2. „Królikami doświadczalnymi” byli piloci śmigłowcowi Instytutu Lotnictwa.

Loty badawcze obejmowały wszystkie elementy typowe dla śmigłowcowych prac agro: start maszyny maksymalnie obciążonej, dołot, przeloty robocze z pozbywaniem się ładunku, nawroty, powrót, lądowanie maszyny lekkiej. Zapisy danych z pracy organizmu pilotów i testy wykonywane były na ziemi i w locie trzykrotnie: przed lotami (stan spoczynkowy), w środku akcji i po lotach.

Próby dały wiele bardzo interesującego materiału rzucającego nowe światło na warunki pracy pilota w śmigłowcowych zabiegach agro. Po porównaniu z wynikami uzyskanymi z analogicznych prób samolotowych okazało się, że ogólne obciążenie psychofizyczne pilota śmigłowca przy robotach rolniczych jest mniejsze niż pilota samolotu. Potwierdziło się natomiast, że loty śmigłowcowe dają dość szybko efekty zmęczenia pilotów, zauważalne już po trzech godzinach pracy w powietrzu. Na zmęczenie silny wpływ miała bez wątpienia duża hałaśliwość śmigłowca. Występujące wielokrotnie w locie agro sytuacje ekstremalne (np. szybkie nawroty) dają wyraźne przyspieszenie rytmu pracy serca pilota; u jednego z badanych pilotów przyspieszenie to sięgało nawet 100% częstotliwości spoczynkowej.

Próby urządzenia agri-fix (1974)

Opracowane przez firmę Decca Survey Inc. w Houston, USA, elektroniczne hiperboliczne urządzenie nawigacyjne agri-fix przeznaczone jest w zasadzie dla samolotów rolniczych. Służy ono precyzyjnemu oblatywaniu poszczególnych równoległych pasów w czasie zabiegów agrolotni-

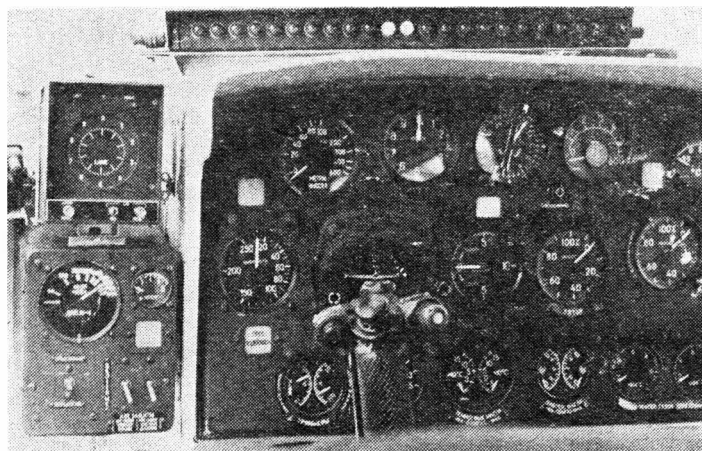
czych z dokładnością szerokości roboczej $\pm 0,8$ m i bez pomocy sygnalistów naziemnych.

Udostępnienie agri-fix do demonstracji i prób na samolocie An-2 na poligonie badawczym IL w Kętrzynie (w czerwcu 1974) stworzyło okazję do przeprowadzenia pierwszego na świecie eksperymentu z zastosowaniem agri-fix na śmigłowcu.

Urządzenie złożone z odbiornika, anteny, dekometru, liniowego wskaźnika świetlnego i wiązek przewodów zostało zamontowane na pokładzie śmigłowca Mi-2 SP-PSC wykonującego zabiegi ochrony roślin w PGR na Śląsku Opolskim. Radiostacje naziemne Master i Slave wytwarzające sieć hiperbolicznych linii fazowych, wg których następuje pilotowanie, zostały rozmieszczone w odległości ok. 20 km w pobliżu PGR Stebłów k.Koźła.

Za pomocą urządzenia agri-fix wykonano szereg zabiegów, głównie na terenie przodującego Kombinatu PGR Kietrz. Ocenie, zarówno przez specjalistów IL, jak i przez reprezentanta firmy Decca, podlegała dokładność wykonywania lotów agro, przydatność urządzenia na tle odmiennej od samolotowej techniki lotów śmigłowca, stopień utrudnienia (lub ułatwienia) pilotowania.

W czasie eksperymentu największą trudność sprawiało na śmigłowcu przechwytywanie linii fazowej, wzdłuż której (wg wskazań dekometru i liniowego wskaźnika świetlnego) miał on lecieć nad polem. Czynność ta wykonywana jest przez samolot podczas proceduralnego nawrotu trwającego 1÷1,5 min, natomiast śmigłowiec wykonywał nawrót w czasie zaledwie 7 s. Doskonale natomiast agri-fix służył odnajdywaniu miejsca, w którym następowała przerwa zabiegu (np. po wyczerpaniu chemikaliów nad wielkim polem).



Rys. 14. Tablica przyrządów śmigłowca Mi-2 wersji rolniczej z zabudowanymi wskaźnikami urządzenia agri-fix; z lewej strony — dekometr, u góry — liniowy wskaźnik świetlny

Fot. R. Witkowski

Pneumatyki kół lotniczych

Zewnętrzny pierścień normalnego koła podwozia samolotu jest gumowym pneumatykiem złożonym z gumowej dętki wypełnionej powietrzem pod ciśnieniem i obejmującej ją „uzbrojonej” gumowej opony ochronnej. Tylko niektóre małe kółka ogonowe są wyposażone w pełny lub drażony jednolity pierścień gumowy.

Pneumatyki pracują z amortyzatorami w układzie szeregowym, w którym są pierwszym elementem wchodzącym w bezpośrednie zetknięcie z podłożem. Wynika stąd rozszerzony zakres zadań pneumatyków, poza ich przemieszczeniem do pochłaniania energii.

Obok tego, że chronią przed niszczeniem zarówno koła, jak nawierzchnię lotniska (szczególnie przy hamowaniu), mają one jeszcze tę bardzo korzystną właściwość, że stykają się z podstawą na znacznej powierzchni, która przy tym rośnie wraz z obciążeniem. Jest to szczególnie ważne dla ruchu po niezbyt twardym i trwałym gruncie.

W zależności od ciśnienia w pneumatyku ogumienia kół lotniczych można podzielić na cztery grupy:

- 1) ogumienie niskiego ciśnienia ($p_0 \leq 4,5 \text{ kG/cm}^2$),
- 2) ogumienie średniego ciśnienia ($p_0 \leq 6,5 \text{ kG/cm}^2$),
- 3) ogumienie wysokiego ciśnienia ($p_0 \leq 9,5 \text{ kG/cm}^2$),
- 4) ogumienie bardzo wysokiego ciśnienia ($p_0 > 9,5 \text{ kG/cm}^2$).

Wielkość ciśnienia w pneumatyku w znacznym stopniu określa wielkość nacisków jednostkowych na nawierzchnię lotniska oraz „przyczepność” samolotu do podłoża. Im wyższe ciśnienie w pneumatyku, tym

TABLICA 1. Konstrukcyjne parametry pneumatyków różnych typów

| Wymiar pneumatyka | p_0 [kG/cm ²] | D_1 | B | Π | K_1 | K_2 | K_3 |
|--|--------------------------------|-------|-----|-------|-------|-------|-------|
| Ogumienie kół niskiego ciśnienia | | | | | | | |
| 200 × 80 | 3,5 | 70 | 80 | 65 | 1,23 | 0,65 | 0,4 |
| 300 × 125 | 3,5 | 90 | 125 | 105 | 1,20 | 0,70 | 0,415 |
| 400 × 150 | 4,0 | 115 | 150 | 142,5 | 1,05 | 0,71 | 0,375 |
| 470 × 210 | 3,5 | 127 | 210 | 171,5 | 1,23 | 0,73 | 0,445 |
| 500 × 125 | 3,5 | 300 | 125 | 100 | 1,25 | 0,40 | 0,25 |
| 500 × 150 | 2,5 | 230 | 150 | 135 | 1,11 | 0,54 | 0,30 |
| 595 × 185 | 2,5 | 280 | 185 | 157,5 | 1,18 | 0,53 | 0,31 |
| 600 × 180 | 4,5 | 280 | 180 | 160 | 1,13 | 0,535 | 0,30 |
| 800 × 260 | 4,5 | 330 | 260 | 235 | 1,11 | 0,65 | 0,325 |
| 600 × 250 | 2,5 | 150 | 250 | 225 | 1,11 | 0,75 | 0,375 |
| 900 × 300 | 4,5 | 370 | 300 | 265 | 1,13 | 0,59 | 0,333 |
| 1200 × 450 | 3,8 | 430 | 450 | 335 | 1,34 | 0,56 | 0,375 |
| Ogumienie kół średniego ciśnienia | | | | | | | |
| 500 × 180 | 6 | 250 | 180 | 125 | 1,45 | 0,50 | 0,36 |
| 700 × 250 | 4,5 | 356 | 250 | 172 | 1,46 | 0,49 | 0,36 |
| 840 × 300 | 5,2 | 419 | 300 | 210 | 1,43 | 0,50 | 0,36 |
| 950 × 350 | 5,2 | 451 | 350 | 225 | 1,55 | 0,475 | 0,36 |
| 1325 × 480 | 5,4 | 635 | 480 | 345 | 1,40 | 0,52 | 0,36 |
| 1450 × 520 | 5,5 | 685 | 520 | 382 | 1,36 | 0,52 | 0,36 |
| Ogumienie kół wysokiego ciśnienia | | | | | | | |
| 930 × 305 | 8,5 | 406 | 305 | 262 | 1,16 | 0,56 | 0,33 |
| 1100 × 330 | 9,5 | 508 | 330 | 296 | 1,11 | 0,54 | 0,30 |
| 1450 × 450 | 9,5 | 630 | 450 | 410 | 1,10 | 0,56 | 0,31 |
| 1500 × 500 | 9,5 | 630 | 500 | 435 | 1,15 | 0,58 | 0,33 |
| Ogumienie kół bardzo wysokiego ciśnienia | | | | | | | |
| 570 × 140 | 10,5 | 305 | 140 | 132,5 | 1,06 | 0,465 | 0,246 |
| 600 × 155 | 10,5 | 305 | 155 | 147,5 | 1,05 | 0,49 | 0,26 |
| 660 × 200 | 12,0 | 335 | 200 | 162,5 | 1,23 | 0,49 | 0,3 |
| 800 × 200 | 12,0 | 416 | 200 | 192 | 1,04 | 0,48 | 0,25 |
| 880 × 230 | 13,5 | 468 | 230 | 206 | 1,11 | 0,47 | 0,26 |
| 1160 × 290 | 13,5 | 625 | 290 | 267,5 | 1,08 | 0,46 | 0,25 |

gorsza „przyczepność” do podłoża i większe naciski jednostkowe ogumienia na powierzchnię pasa startowego.

Oprócz tego ze wzrostem ciśnienia w pneumatyku maleje rewers opony,

bowiem jest ona coraz bardziej „sztywna”.

I tak, aczkolwiek samoloty DC-6 i DC-7 mają takie same pneumatyki (17.00—20), to rewers opon kół podwozia samolotu DC-6 mających ciś-

TABLICA 2. Podstawowe dane opon lotniczych

| Wymiar pneumatyka | p_o [kG/cm ²] | σ_{st} [mm] | σ_{md} [mm] | P_{st} [kG] | P_{md} [kG] | F_{md} [kGm] | V [km/h] | G [kG] |
|-----------------------------------|-----------------------------|--------------------|--------------------|---------------|---------------|----------------|------------|----------|
| Ogumienie kół niskiego ciśnienia | | | | | | | | |
| 200×80 | 3,5 | 11,5 | 32 | 165 | 465 | 6 | 160 | 1,5 |
| 300×125 | 3,5 | 18,5 | 65 | 370 | 1340 | 36 | 200 | 3,5 |
| 400×150 | 4,0 | 30,0 | 99 | 925 | 3000 | 130 | 200 | 5,0 |
| 460×210 | 3,5 | 29,0 | 115 | 1150 | 4500 | 200 | 185 | 9,0 |
| 500×125 | 3,5 | 20,0 | 64 | 575 | 1800 | 50 | 165 | 6,0 |
| 500×150 | 2,5 | 23,0 | 88 | 480 | 1800 | 60 | 120 | 7,0 |
| 595×185 | 2,5 | 26,0 | 106 | 630 | 2550 | 140 | 105 | 10,0 |
| 600×180 | 4,5 | 20,0 | 104 | 810 | 4500 | 200 | 200 | 10,0 |
| 600×250 | 2,5 | 46,0 | 150 | 1300 | 4470 | 315 | 125 | 16,0 |
| 800×260 | 4,5 | 52,0 | 165 | 2800 | 8900 | 670 | 160 | 25,0 |
| 900×300 | 4,5 | 58,0 | 187 | 3830 | 12300 | 1050 | 160 | 36,0 |
| 1200×450 | 3,8 | 78,0 | 270 | 6000 | 20800 | 2600 | 125 | 80,0 |
| Ogumienie kół średniego ciśnienia | | | | | | | | |
| 500×180 | 6,0 | 25,0 | 77 | 1300 | 4050 | 126 | 250 | 7,5 |
| 700×250 | 4,5 | 50,0 | 127 | 3150 | 7500 | 410 | 100 | 16,5 |
| 840×300 | 5,2 | 48,0 | 140 | 3800 | 11000 | 680 | 140 | 28,0 |
| 950×350 | 5,2 | 58,0 | 186 | 4800 | 15300 | 1200 | 160 | 37,0 |
| 1100×400 | 6,5 | 58,0 | 180 | 7900 | 24400 | 1840 | 230 | 62,0 |
| 1450×520 | 5,5 | 100,0 | 276 | 14300 | 38800 | 4500 | 220 | 130,0 |
| Ogumienie kół wysokiego ciśnienia | | | | | | | | |
| 570×140 | 7,0 | 20,0 | 85 | 1200 | 5250 | 190 | 240 | 9,0 |
| 660×200 | 9,0 | 42,0 | 107 | 3600 | 9300 | 430 | 315 | 15,0 |
| 800×225 | 9,0 | 39,0 | 132 | 4200 | 14200 | 800 | 300 | 22,0 |
| 1100×330 | 9,5 | 58,0 | 197 | 9500 | 32000 | 2600 | 300 | 67,0 |
| 1500×500 | 9,5 | 90,0 | 305 | 20000 | 68000 | 8900 | 300 | 180,0 |

nienie w pneumatykach 7,4 kG/cm² wynosi 145 lądowań, w porównaniu z 95 lądowaniami dla samolotu DC-7 mającego ciśnienie w pneumatykach kół podwozia równe 8,8 kG/cm².

Przy wzroście ciśnienia w pneumatykach do 12÷14 kG/cm² resurs spada do 30 ÷ 50 lądowań.

Ciśnienie w pneumatyku określa rodzaj ogumienia oraz jego podstawowe charakterystyki konstrukcyjne.

W tabelicy 1 przedstawiono parametry konstrukcyjne ogumień różnych typów (D_1 — średnica wewnętrzna opony, B — szerokość przekroju opony, H — wysokość przekroju opony, K_1 — współczynnik określający stopień „okrągłości” przekroju opony, równy stosunkowi B do H , K_2 — względna wysokość przekroju ogumienia).

Pneumatyki o bardzo niskim i niskim ciśnieniu stosuje się w samolotach o prędkości lądowania nie przekraczającej 200 km/h. Przy większych prędkościach lądowania i startu stosuje się ogumienie wysokiego ciśnienia.

Wzrost ciśnienia w pneumatykach spełnia w tym przypadku między in-

TABLICA 3. Parametry pneumatyków kół głównego podwozia samolotów firmy Douglas

| Samolot | Oznaczenie pneumatyka | Obciążenie pneumatyka [kG] | Ciśnienie pneumatyka [kG/cm ²] | Prędkość oderwania [km/h] |
|---------|-----------------------|----------------------------|--|---------------------------|
| DC-3 | 17,00—16 | 6100 | 3,3 | 144 |
| DC-4 | 17,00—20 | 11600 | 6,6 | 208 |
| DC-6B | 15,50—20 | 13600 | 9,4 | 224 |
| DC-7 | 17,00—20 | 15700 | 9,1 | 256 |
| DC-8 | 44×16 | 16100 | 11,9 | 320 |

Opracował R. C. na podst. „Эксплуатационная надежность авиационных колес”. Хазанов И.

nymi rolę kompensatora sił odśrodkowych osiągających przy większych prędkościach odpowiednio duże wartości.

Charakterystyki amortyzacyjne pneumatyków zależą od ich geometrycznych wymiarów, ciśnienia wewnętrznego oraz sztywności konstrukcji ogumienia. Te cechy pneumatyków ujmują krzywe ugięć obrazujące zależność ugięcia (skoku) pneumatyka δ od obciążenia P .

Wielkość ugięcia statycznego δ_{st} pneumatyka odpowiadającego statycznym obciążeniom P_{st} stanowi 30 ÷ 35% całkowitego ugięcia pneumatyka δ .

Z kolei wielkość maksymalnego dopuszczalnego ugięcia δ_{md} odpowiada 95% całkowitego ugięcia pneumatyka.

Warto nadmienić, że dla pneumatyków kół przedniego podwozia ważnym parametrem jest dynamiczne obciążenie i odpowiadające mu dynamiczne ugięcie równe w przybliżeniu 50% całkowitego odkształcenia ogumienia.

Podstawowe dane różnych typów pneumatyków obrazuje tabl. 2.

W tabelicy 3 przedstawiono wielkość obciążenia, ciśnienie w pneumatykach oraz dopuszczalną prędkość oderwania dla opon kół podwozia głównego transportowych samolotów amerykańskiej firmy Douglas.

Wzrost roboczych obciążeń oraz prędkości startu i lądowania powoduje zwiększenie wymiarów i ciężaru pneumatyków.

Schweizer SGS 1-34 • USA •

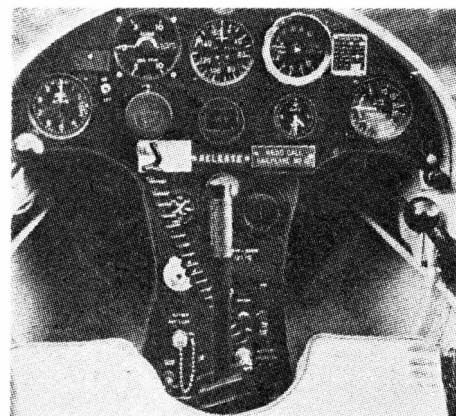
Szybowiec wyczynowy klasy standard

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy wolnonośny grzbietopłat metalowy.

Płat dwudzielny, trapezowy, z profilem Wortmanna FX-61-163 u nasady, a na końcu FX-60-126. Wznios $3^{\circ}30'$, kąt zaklinowania 1° u nasady i 0° na końcu, bez skosu. Całość konstrukcji metalowej, półskorupowej, ze stopu aluminium. Górne powierzchnie skrzydeł zostały wzmocnione za pomocą specjalnych usztywnień przyklejonych od środka, co pozytywnie wpływa na gładkość powierzchni i polepsza osiągi. Lotki zwykle, całkowicie metalowe, o wychyleniach różnicowych. Hamulce aerodynamiczne odchylane, podwójne, na górnej i dolnej powierzchni płata, ograniczają skutecznie prędkość pionowego nurkowania. Umieszczenie ich w tylnej części płata zmniejsza zaburzenia przepływu, a skuteczność umożliwia łatwe sterowanie prędkością przy podejściu do lądowania oraz ukończenie dobiegu na krótkim odcinku. Skrzydło bez klap. Do połączenia skrzydeł z kadłubem zarówno przy dźwigarze głównym jak i pomocniczym służą sworznie z uchwytnymi ręcznymi (dla demontażu bez użycia narzędzi). Podobne (szybkorozłączne)



Rys. 1. Chowane podwozie



Rys. 2. Tablica przyrządów kolumna zawiera radiostaję i instalację tlenową



jest połączenie popychaczy lotek, natomiast hamulców aerodynamicznych — samoczynne.

Kadłub całkowicie metalowy, ze stopów lekkich, konstrukcji półskorupowej. Obszerna kabina może pomieścić pilota o wzroście 193 cm i ciężarze 109 kG. Położenie oparcia tylnego zmieniane na ziemi z czterema pozycjami. Położenie pedałów steru kierunku przestawialne w locie z pięcioma pozycjami. Tak szeroki zakres zmian powoduje możliwość pomieszczenia pilota o prawie dowolnym wzroście. Półleżąca pozycja pilota jest wynikiem gruntownych badań siedzeń w szybowcach amerykańskich i zagranicznych. Osłona kabiny jednoczęściowa wysokiej jakości optycznej i z odsuwającym okienkiem bocznym. Układ wentylacyjny o dużej wydajności gwarantuje prawidłowe przewietrzanie nawet w warunkach pustynnych oraz przeciwdziała poceniu się i oszronieniu szyb podczas latania na fali lub w zimie. Obicie kabiny zwiększa komfort i wygodę. Kabina zaprojektowana do przenoszenia dużych obciążeń, może pochłaniać dużą energię — co jest cechą konstrukcji metalowej — zapewniając pilotowi maksymalne bezpieczeństwo przy lądowaniu w terenie przygodnym.

Usterzenie wolnonośne w układzie klasycznym, konstrukcji całkowicie metalowej ze stopów lekkich. Usterzenie pionowe trapezowe ze skosem; poziome bez skosu, ze stałym kątem zaklinowania statecznika. Bez kłapek wyważających. Montaż statecznika i napędu steru wysokości samoczynny z blokowaniem pojedynczym sworzniem; montaż bez użycia narzędzi.

Podwozie niechowane jednokołowe z płożą przednią i pomocniczym kołem ogonowym. Koło o wymiarach 5,00 — 5, wytwórni Cleveland, typ III, ogumienie z czterech warstw. Hamulec koła tej samej wytwórni. Na życzenie nabywcy podwozie główne chowane, prostej konstrukcji, przystosowane do eksploatacji w trudnych warunkach, z mechanizmem wymuszonego zamykania osłony, zwiększona doskonałość o około 5%.

Uwagi. Wszystkie części płatowca pokryte są warstwą ochronną, zgodnie z wymaganiami wojskowymi. Szybowiec jest budowany obok samolotów wojskowych i cywilnych według wymagań FAA, a więc jego elementy podlegają tak samo ostrym normom. Kooperacja z wytwórniami Grumman, Bell, Lockheed, Piper, Fairchild-Hiller i innymi zmusza do ciągłego unowocześniania rozwiązań konstrukcyjnych i technologicznych. Szybowiec SGS 1-34 otrzymał certyfikat FAA (w wielu przypadkach wymagania FAA są bardziej ostre niż przepisy innych krajów). Szybowiec został zaliczony do I klasy kategorii szybowców o wysokich osiągnięciach i narzucających najwyższe wymagania. Dzięki zastosowaniu profilu Wortmanna uzyskano dobre własności w krążeniu, umożliwiające szybkie wzniesienie. Niewielki opór wpływa na dobrą doskonałość. Założono, że możliwość wykorzystywania słabych nosiszeń i utrzymania się w powietrzu w słabych warunkach jest ważniejsza od kilku jednostek doskonałości.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Wytwórnia Schweizer produkuje w dziedzinie konstrukcji i produkcji szybowców

wśród zakładów amerykańskich. Na jej obecną produkcję składają się szybowce: SGS 2-33 dwumiejscowy wielocelowy, SGS 1-26 jednomiejscowy wyczynowy, dostępny także w postaci zestawów, SGS 2-32 dwu- i trzymiejscowy wyczynowy, SGS 1-34 jednomiejscowy wyczynowy oraz najnowszy SGS 1-35 jednomiejscowy wysokowyczynowy. W porozumieniu z wytwórnią Grumann, Schweizer wytwarza również rolnicze dwupłatowce Ag-Cat, a ostatnio także czteromiejscową amfibię TSC-1 Teal. W

zakładach jest zatrudnionych około 400 pracowników, a od 1930 r. zbudowano tu ponad 1500 szybowców.

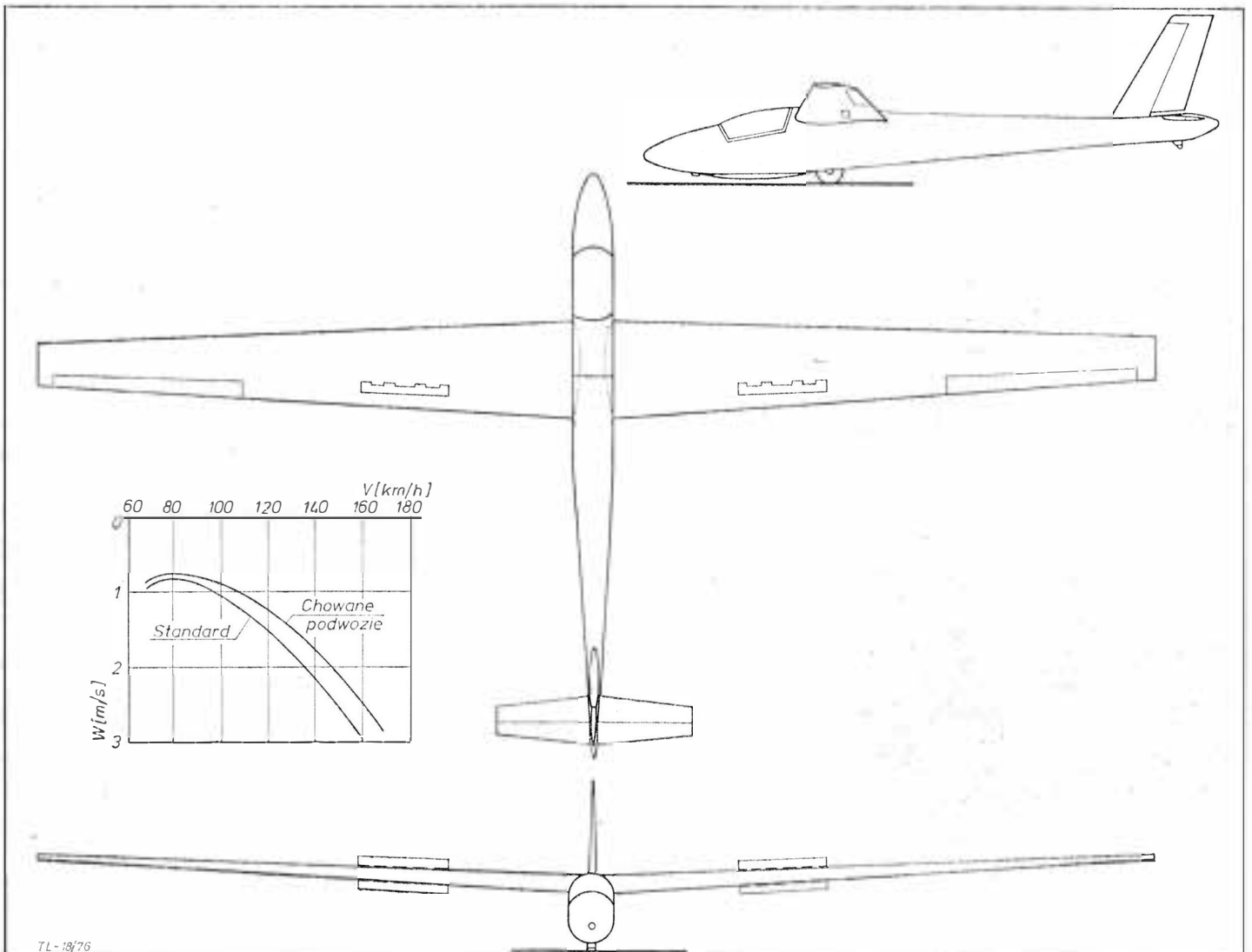
Szybowiec SGS 1-34 został zaprojektowany w celu zastąpienia SGS 1-23. Jego konstruowanie rozpoczęto w 1967 r., a budowę prototypu w roku następnym. Pierwszy lot prototypu odbył się wiosną 1969 r. Certyfikat typu przyznano w październiku 1969 r. Do stycznia 1975 r. wyprodukowano ponad 90 sztuk. Jest to szybowiec o dobrych osiągnięciach w

klasie standard, mający zastosowanie w prawie wszystkich stadiach latania szybowcowego. SGS 1-34 został zaprojektowany i zbudowany zgodnie z pierwotnymi zasadami FAI odnośnie klasy standard, których celem był szybowiec o dobrych osiągnięciach, a jednocześnie stosunkowo tani, łatwy w pilotażu, mający hamulce ograniczające prędkość lotu nurkowego oraz o prostej konstrukcji i łatwy w eksploatacji, co gwarantuje jego praktyczne zastosowanie w klubach.

DANE TECHNICZNE

| | | | |
|---------------------------------|----------------------|--|------------------------|
| Rozpiętość | 15 m | — statecznika poziomego | 1,23 m ² |
| | | — steru wysokości | 0,55 m ² |
| Cięciwa skrzydła u nasady | 1,31 m | Ciężar własny | 249 kG |
| Cięciwa skrzydła na końcu | 0,56 m | Maksymalny ciężar startowy | 362 kG |
| Wydłużenie skrzydła | 16 | Maksymalne obciążenie powierzchni nośnej | 25,9 kG/m ² |
| Długość całkowita | 7,85 m | Doskonalskość | 34 |
| Wysokość | 2,29 m | — przy prędkości optymalnej | 84 km/h |
| Rozpiętość usterzenia poziomego | 2,59 m | Opadanie minimalne | 0,64 m/s |
| | | — przy prędkości ekonomicznej | 74 km/h |
| Powierzchnia nośna | 14,03 m ² | Prędkość maksymalna w spokojnym powietrzu | 217 km/h |
| — lotek (całkowita) | 1,01 m ² | Prędkość maksymalna holowania za samolotem | 185 km/h |
| — statecznika pionowego | 0,51 m ² | Obciążenie niszczące | + 3,33 — 5,33 |
| — steru kierunku | 0,49 m ² | | |

T.W.



RFB Fanliner • RFN •

Lekki eksperymentalny samolot sportowy

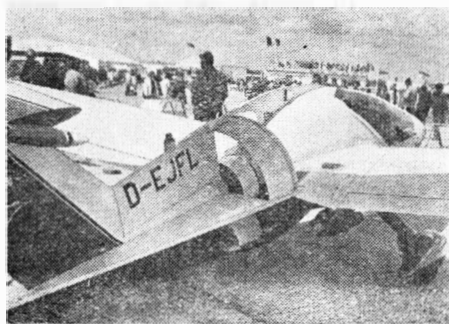
KONSTRUKCJA. Dwumiejscowy średniopłat z napędem wentylatorowym i z silnikiem Wankla.

Plat wolnonośny dwuczściowy o obrysie prostokątnym (adaptowany z GAA AA-5 Traveler), konstrukcji dźwigarowej z pokryciem wzmocnionym podłużnicami i żebrami ze stopu aluminium. Lotki konstrukcji półskorupowej z zastosowaniem konstrukcji przekładkowej. Na krawędzi spływu kłapy wychylane elektrycznie.

Kadłub złożony z dwóch części: przedniej opartej na dźwigarze, do którego przymocowano siedzenia, przednie koło i laminatową skorupę tworzącą kabinę, oraz tylnej, złożonej ze środkowej belki klejonej z laminatu metalowego i obudowy (tunelu) wentylatora, połączonej z belką i z przednią częścią za pomocą czterech wzdluznych żeber. Oslona kabiny dwuczściowa, mocowana do jednej wręgi, otwierana na boki do wewnątrz. Fotele umieszczone obok siebie. Do uruchomienia steru wysokości i lotek służą wolanty. Kabina wyposażona w zdwojony standardowy zespół przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych.

Usterzenie wolnonośne w układzie litery T. Na skośnym stateczniku pionowym zamocowany statecznik poziomy. Ster wysokości z wyważeniem kombinowanym: rogowym i za pomocą trymera. Konstrukcja ze stonów aluminium z zastosowaniem konstrukcji przekładkowych.

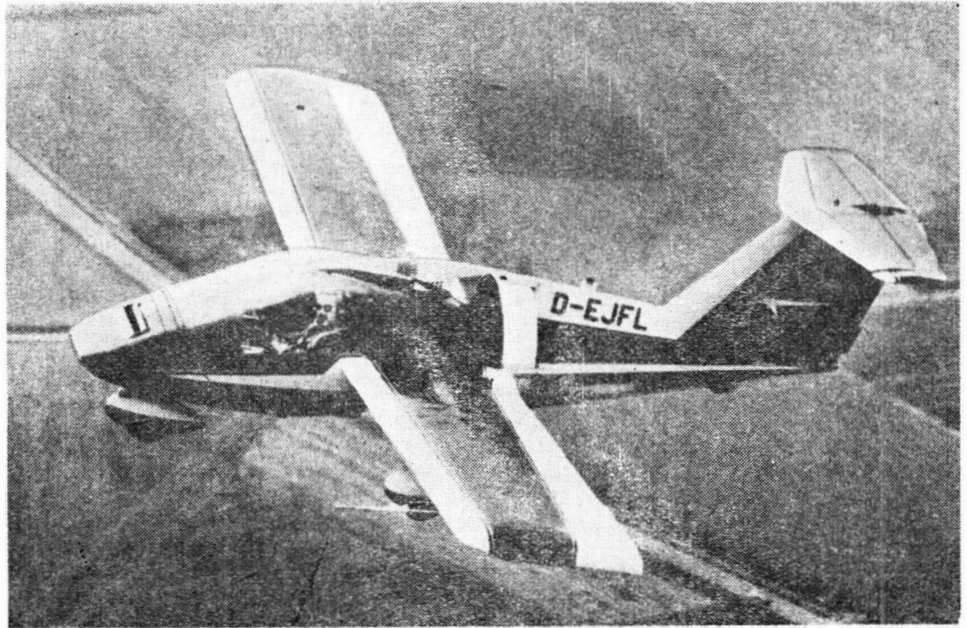
Podwozie stałe, trójkołowe z kołem przednim. Koła obudowane owiewkami, zamocowane na sprężystych gołeniach. Przednie koło o wymiarach 5.00-5, a koła główne o wymiarach 17x6.00-6. Hamulce napędzane hydraulicznie.



Rys. 1. Otunelowane śmigło w kadłubie
Fot. W. Burczak

Napęd. Silnik tłokowy typu Wankel z dwoma tarczami wirującymi Audi NSU Ro 135 o mocy 114 KM chłodzony wodą. Jego konstrukcję oparto na silniku samochodowym NSU Ro 80 o mocy 110 KM. Silnik napędza wentylator umieszczony w tunelu, trójłopatowy, konstrukcji laminatowej. Zespół napędowy daje ciąg statyczny równy 220 kG. Jest to o 20 kG więcej niż może dać śmigło nieobudowane przy takiej samej mocy. Kierunek ciągu przechodzi przez środek ciężkości i jego działanie nie daje dodatkowych momentów. Paliwo w ilości 65 kG mieści się w zbiornikach integralnych.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Firma Rhein-Flugzeugbau GmbH w Mönchengladbach (RFN) znana jest głównie z konstrukcji wyposażonych w unikalny napęd tzw. integralne śmigło otunelowane, którego twórcą jest inż. Hanno Fischer pracujący w tej firmie. Po konstrukcjach motoszybow-

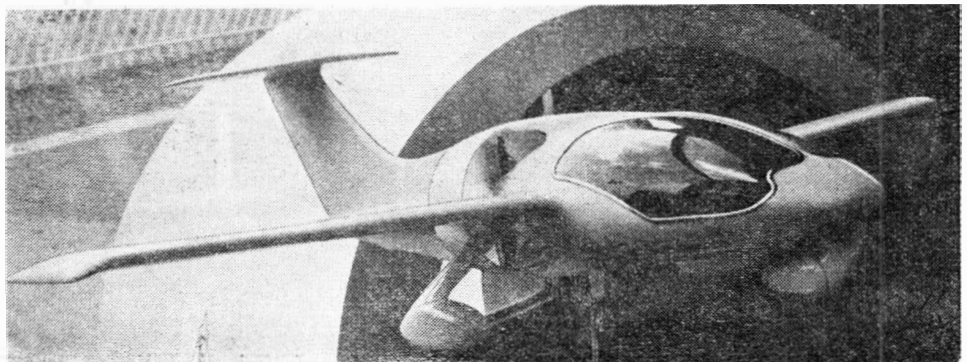


DANE TECHNICZNE

| | Prototyp z silnikiem NSU Ro 135 | Prototyp z silnikiem NSU KM 871 |
|---|---------------------------------|---------------------------------|
| Wymiary | | |
| Rozpiętość | 7,45 m | 9,60 m |
| Wydłużenie | 6,00 | 7,10 |
| Długość | 6,10 m | 6,59 m |
| Wysokość | 2,03 m | 2,27 m |
| Powierzchnia nośna | 9,30 m ² | 13,00 m ² |
| Ciężary | | |
| Ciężar własny | 520 kG | 545 kG |
| Maks. ładunek | 230 kG | 305 kG |
| Maks. ciężar w locie | 750 kG | 850 kG |
| Maks. obciążenie pow. nośnej | 80,64 kG/m ² | 65,38 kG/m ² |
| Maks. obciążenie mocy | 6,58 kG/KM | 5,67 kG/KM |
| Osłagi (z maks. ciężarem w locie) | | |
| Prędkość maksymalna | 220 km/h | |
| — na wysokości | 0 m | |
| Prędkość przelotowa | 180 km/h | 250 km/h |
| — na wysokości | 0 m | 0 m |
| Maks. wznoszenie | 3,30 m/s | 5,50 m/s |
| Zasięg | 660 km | 1000 km |

ców Sirius I i Sirius II powstał lekki samolot oznaczony RFB Fanliner, jedyny w swoim rodzaju. Powstał on przy współpracy amerykańskiej firmy Grumman American Aviation. Koncepcja i napęd wentylatorowy są własnością firmy Rhein-Flugzeugbau, natomiast w celu zmniejszenia ceny samolotu zastosowano szereg elemen-

tów z samolotów produkowanych aktualnie przez Grumman American Aviation: Trainer i Traveler. Adaptowano płat, usterzenie i podwozie. Od 8 grudnia 1973 r. trwają próby w locie, a pierwszy publiczny pokaz nastąpił na Wystawie Lotniczej w Hannoverze w 1974 r. Na Salonie Lotniczym i Astronautycznym w Paryżu w



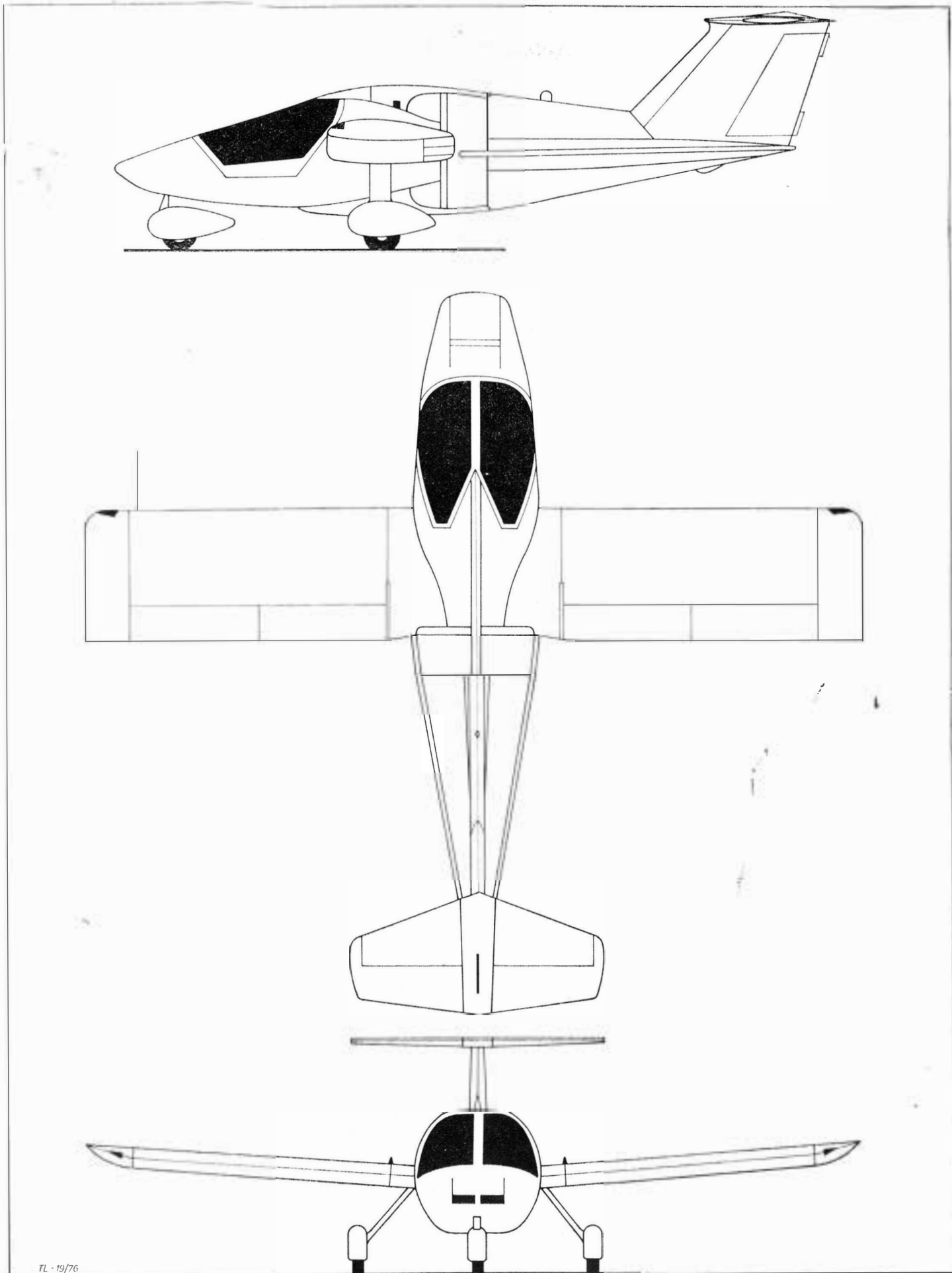
Rys. 2. Model seryjnego Fanlinera
Fot. W. Burczak

1975 r. pokazano model nowego Fanlinera, którego projekt przewiduje zastosowanie nowego silnika NSU KM 871 o mocy 150 KM i nieco zmienioną sylwetkę (powiększenie kabiny i przestrzeni bagażowej).

Poza tym przewiduje się zastosowanie cieńszego profilu na łopaty wentylatora i podobnie jak w przypadku prototypu, adaptowanie części z produkowanych już samolotów, m.in. płat z samolotu Tr-2

Trainer, powiększonego AA-5 Travelera. Obecnie trwają prace nad wprowadzeniem samolotu do produkcji seryjnej.

W.B.



TL - 19/76

Postęp techniczny w budowie samolotów w aspekcie oszczędności paliwowych

Mgr inż. JAN STASZEK

Oszczędności paliwowe wynikające z zastosowania nadkrytycznych profilów skrzydeł oraz rozpraszaczy wirów brzegowych. Możliwości zmniejszenia oporów drogą zredukowania tarcia powierzchniowego. Perspektywy koncepcji aktywnego sterowania.

W ramach studiów mających na celu złagodzenie skutków krytycznej sytuacji w zakresie paliw opartych na ropie naftowej pogłębiono i rozszerzono analizę możliwości dotyczących postępu technicznego w budowie i eksploatacji samolotów. Jako jeden z głównych celów postawiono uzyskanie lotu maksymalnie wydajnego pod względem energetycznym, a więc przede wszystkim zmniejszenie zużycia paliwa na pasażero-kilometr przelecanej trasy.

Od kilku lat prowadzone były rozszerzone analizy kierunków postępu technicznego w zakresie samolotów komunikacyjnych średniego i dalekiego zasięgu w celu określenia i przyspieszenia rozwoju w tych dziedzinach techniki lotniczej, które mogłyby upewnić nas, że nowy samolot najbliższej generacji będzie dostatecznie lepszy i środowiskowo bardziej odpowiadający rynkowi światowemu. Studia te wykazały, że chociaż obecne samoloty transportowe są w rozsądnych granicach energetycznie dostatecznie wydajne, to jednak można jeszcze wprowadzić szereg poważnych ulepszeń konstrukcyjnych poprawiających ich efektywność. Ulepszenia takie możliwe są przede wszystkim zarówno w dziedzinie aerodynamiki i stosowania nowych materiałów oraz związanych z nimi nowych koncepcji struktury samolotów, jak również i w zakresie zastosowania aktywnego sterowania w celu zmniejszenia oporów i ciężaru samolotu.

Postęp techniczny w dziedzinie aerodynamiki wprowadzany obecnie dotyczy przede wszystkim zastosowania nadkrytycznych profilów skrzydeł oraz rozpraszaczy wirów brzegowych (*vortex diffusers*), natomiast w aerodynamice najbliższej przyszłości przewiduje się zmniejszenie oporów w pierwszym rzędzie drogą zredukowania tarcia powierzchniowego.

Profile nadkrytyczne zostały opracowane dla zwiększenia doskonałości samolotu przy takiej samej, przydźwiękowej prędkości przelotowej. Dają one możliwość stosowania grubości profilów o około 50% większej niż przy profilach obecnie stosowanych i to bez ryzyka wzrostu oporu spowodowanego ściśnięciem powietrza z powodu znacznie mniejszych różnic prędkości opływu na grzbietowej stronie (prawie prostokątny wykres ciśnienia).

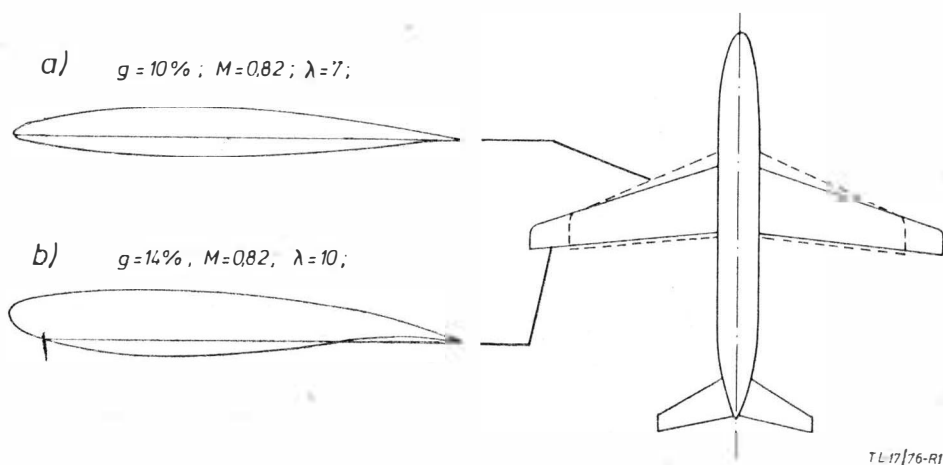
W wyniku wielu tysięcy godzin prób tunelowych oraz badań w locie

wykonanych na trzech samolotach różnych typów zaopatrzonych w nadkrytyczne profile skrzydeł ustalono jednoznacznie, że aerodynamika nadkrytyczna rozszerza użyteczne granice „prędkości” i grubości profilu, umożliwiając konstruktorom opracowanie skrzydła lżejszego i o większej doskonałości aerodynamicznej.

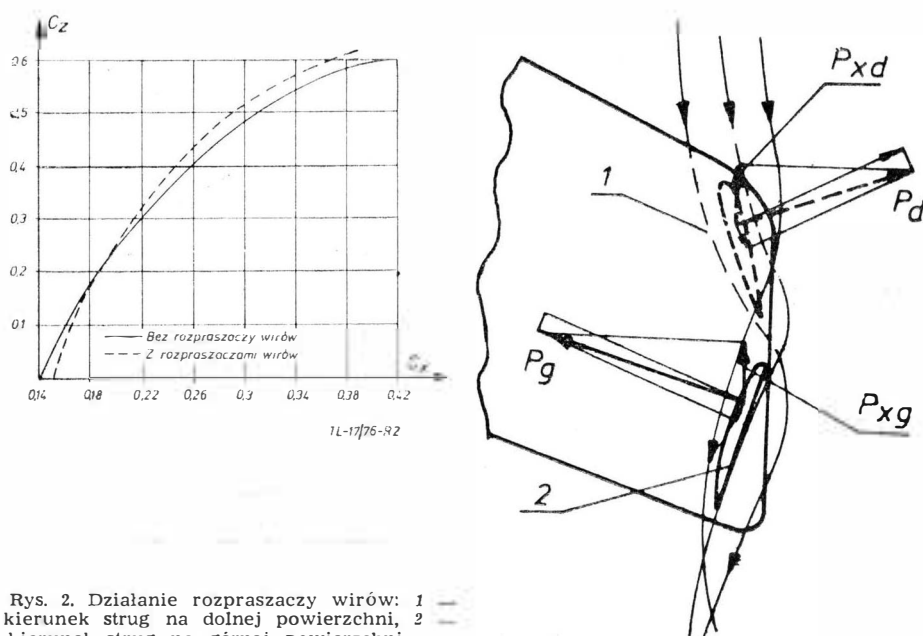
Szczegółowe obliczenia i analizy pozwalają przewidywać, że profile nadkrytyczne mogą pozwolić na zwiększenie wydłużenia skrzydeł przydźwiękowych samolotów komunikacyjnych z 7 do 10 przy zwiększeniu grubości profilu do ok. 14% i jednocześnie zmniejszeniu skosu skrzydeł o kilka stopni, co pozwala na poprawienie doskonałości o 10–15%, bez pociągania za sobą ujemnych

skutków w postaci zwiększenia ciężaru konstrukcji. Bardziej szczegółowa analiza wykazuje, że poprawione osiągi aerodynamiczne przy cieńszym profilu i większym wydłużeniu są korzystniejsze niż ewentualne zmniejszenie ciężaru, które mogłyby być uzyskane przy większej grubości profilu i mniejszym wydłużeniu skrzydeł. Wyniki tych studiów zostały potwierdzone badaniami tunelowymi i próbami w locie.

Rozpraszacze wirów brzegowych (*vortex diffusers*) zostały opracowane według innej koncepcji niż płyty brzegowe, których dodatkowy opór tarcia powierzchniowego jest z reguły większy niż zmniejszenie oporu indukowanego przy stosowanych obecnie wydłużeniach skrzydła. Płyty



Rys. 1. Porównanie profilu obecnie stosowanego (a) z profilem nadkrytycznym (b)



Rys. 2. Działanie rozpraszaczy wirów: 1 - kierunek strug na dolnej powierzchni, 2 - kierunek strug na górnej powierzchni

brzegowe były pomyślane raczej jako ograniczenia skrzydła i w ten sposób miały zmniejszać opór indukowany, natomiast rozpraszacze wirów są zaprojektowane jako powierzchnie nośne umieszczone pod odpowiednim kątem do strug powietrza w skręconym śrubowo wirze brzegowym. Są one

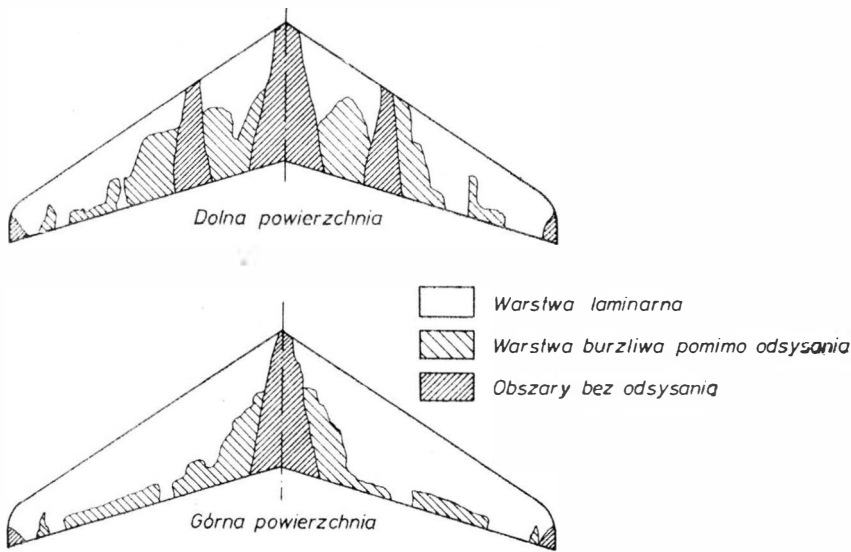
kompleksowych rozważaniach nie tylko samej aerodynamiki, ale i ciężaru skrzydła oraz możliwości zastosowania tych urządzeń do już istniejących samolotów w ramach bieżących udogodnień przy minimum nakładów. Główną zaletą rozpraszaczy wirów jest w tym przypadku niewielkie ra-

mię momentu, jaki daje normalna siła w stosunku do nasady skrzydła, podczas gdy powiększenie rozpiętości daje duży wzrost momentu zginającego.

W celu sprawdzenia, czy zmniejszony opór nie powoduje większego wzrostu momentu zginającego, określono moment zginający oraz rozkład ciśnienia wzdłuż rozpiętości. Porównano krzywe dla danego skrzydła odniesienia, dla skrzydła z rozpraszaczami wirów i dla skrzydła eliptycznie obciążonego, o wydłużeniu zwiększonym w taki sposób, aby uzyskać to samo zmniejszenie oporów, co i dla skrzydła z rozpraszaczami wirów. W rezultacie okazało się, że rozpraszacze powodują wzrost momentu zginającego u nasady skrzydła tylko o 0,5%, podczas gdy zwiększone wydłużenie daje zwiększenie rozpiętości powodujące wzrost momentu o 8,5%. Rozpraszacze wirów mają więc niewielki wpływ na zwiększenie ciężaru samolotu, być może nawet żaden przy starannym zaprojektowaniu, podczas gdy zwiększanie rozpiętości powoduje zawsze poważny przyrost ciężaru.

Osobnym, największym składnikiem oporu obecnych poddźwiękowych samolotów komunikacyjnych jest tarcie powierzchniowe. Warstwa przyścienne na powierzchniach omywanych zewnętrznym strumieniem powietrza jest w przeważającej części burzliwa i w związku z tym siły tarcia są znacznie większe niż w przypadku, gdyby można było burzliwości zapobiec lub zmniejszyć współczynnik tarcia powierzchniowego burzliwego. Obydwie te metody są znane i obecnie przeprowadza się intensywne badania w celu zastosowania ich na nowych samolotach.

Zapobieganie burzliwości przepływu uzyskuje się za pomocą sterowania przepływem laminarnym, przy czym z różnych, możliwych metod technicznych zachowania laminarności opływu dużych samolotów komunikacyjnych jedynie metoda odsysania warstwy przyściennej okazała się skuteczną i możliwą do zastosowania w locie. Sposób ten polega na odsysaniu stosunkowo niewielkiej ilości powie-



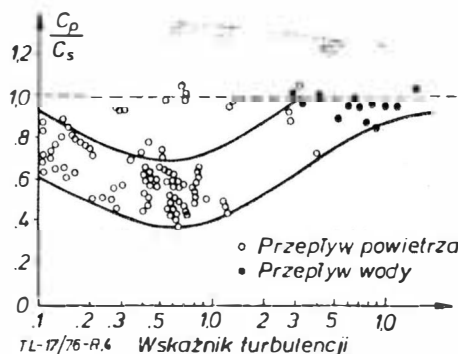
TL-17/76-R3

Rys. 3. Odsysanie na skrzydle X-21

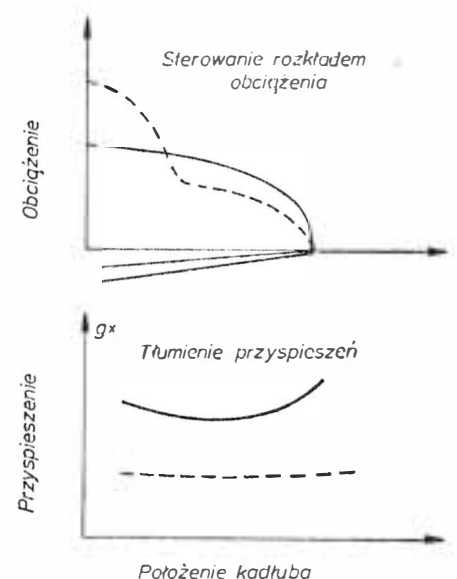
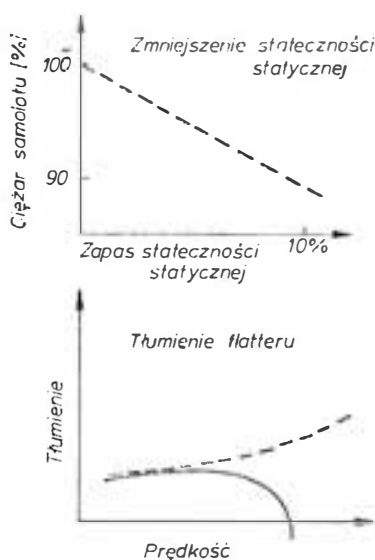
odchylone o około 17,5° od pionu, przy czym wydłużenie i skos górnych powierzchni umieszczonych poza połowę cięciwy zakończenia skrzydła są w przybliżeniu takie same jak i skrzydła głównego, natomiast dolne powierzchnie rozpraszaczy, umieszczone przed połową cięciwy, muszą być mniejsze, aby zachować ich dostateczną odległość od ziemi. Wstępne wyniki badań tunelowych i studiów analitycznych pozwalają przypuszczać, że możliwe jest zmniejszenie za pomocą tych urządzeń oporu indukowanego o około 15-20%, co odpowiada poprawieniu doskonałości samolotu przy prędkości przelotowej o około 5%.

Wyjaśnieniem działania rozpraszaczy wirów jest fakt, że miejscowy kierunek strug powietrza nad końcem skrzydła jest zwrócony ku płaszczyźnie symetrii, zaś przepływ pod końcem skrzydła ma kierunek na zewnątrz. Umieszczając skrzydełka w takim polu przepływu pod odpowiednimi kątami natarcia powodujemy powstawanie sił bocznych, mających składowe odchylone ku przodowi i dające w sumie czynną składową ciągu, większą niż opór profilowy rozpraszacza. Niezależnie od tego rozpraszacze wytwarzają wiele słabszych wirów spływających z nich, które mają w sumie mniejszą energię niż jeden silny wir brzegowy. Korzystne efekty o wielkości zbliżonej do rzeczywistości zostały również potwierdzone na drodze rachunku teoretycznego.

Można udowodnić, że zwiększenie wydłużenia i związanej z nim rozpiętości skrzydła jest bardziej skuteczne dla zmniejszenia oporu indukowanego niż rozpraszacze wirów. Wyższość tych ostatnich polega jednak na



Rys. 4. Stosunek współczynnika oporu ścianki podatnej C_p do współczynnika oporu ścianki sztywnej C_s przy przepływie burzliwym



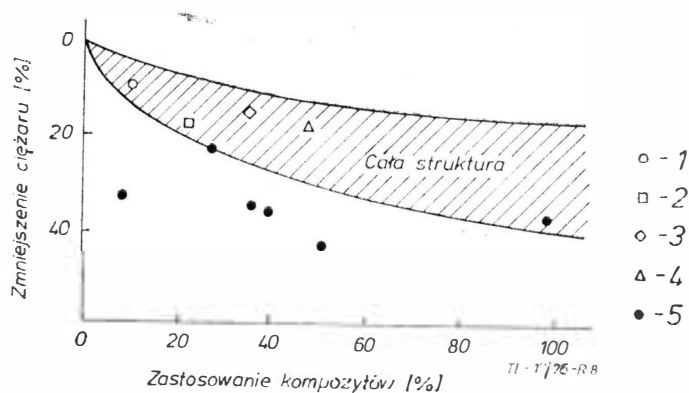
Rys. 5. Koncepcja aktywnego sterowania (linie przerywane)

TL-17/76-R5

trza przez pokrycie i spowodowanie ścinienia i ustatecznienia warstwy przyściennej. W idealnym rozwiązaniu pokrycie powinno być porowate, ale w technicznym wykonaniu stosuje się zasysanie powietrza wąskimi, o długości do 10 cm szczelinami rozmieszczonymi na całej rozpiętości. Na doświadczalnym samolocie X-21 (Skyhawk) uzyskano w ten sposób opływ laminarny na całym skrzydle, co według wstępnej oceny powinno dać oszczędności w zużyciu paliwa rzędu 30%. Badań jednak nie zakończono i dopiero w roku 1975 podjęto prace uzupełniające, z przeznaczeniem przyszłego zastosowania w lotnictwie komunikacyjnym (rys. 3).

Zmniejszanie oporów tarcia burzliwego uzyskuje się przez wdmuchiwanie powietrza w warstwę przyścienną poprzez porowate pokrycie lub przez szczeliny skierowane ku tyłowi. Aby wdmuchiwana masa zapewniała ogólny zysk w wydajności, konieczne jest uzyskanie powietrza bez powodowania dodatkowego oporu przy zmniejszaniu prędkości odpowiedniej ilości

Rys. 8. Możliwości zmniejszenia ciężaru przez zastosowanie kompozytów: 1 — keson skrzydła samolotu komunikacyjnego, 2 — ustrzenie poziome, 3 — keson skrzydła myśliwca, 4 — tylna część kadłuba, 5 — elementy drugorzędne



powietrza pobieranego z przepływu swobodnego. Na samolocie X-21 powietrze zasysane z powierzchni skrzydeł jest wykorzystywane do wdmuchiwania przez szczeliny rozmieszczone na kadłubie.

W ostatnich latach przeprowadzono serię badań wielkości tarcia przepływu burzliwego w warstwie przyściennej o podatne, elastyczne pokrycie.

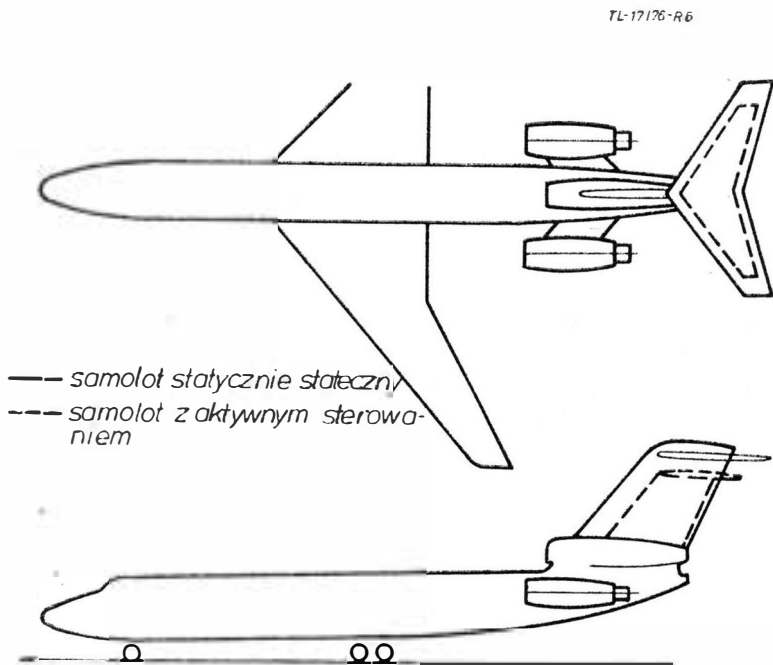
Stwierdzono bowiem, że odpowiednie pokrycie, kształtujące się zgodnie z liniami prądu i fluktuacjami ciśnienia opływu burzliwego, pozwala na zmniejszenie współczynnika tarcia powierzchniowego. Z rys. 4 widać, że możliwe jest zmniejszenie oporu nawet o ponad 50%. Uzyskane dotychczas rezultaty w tunelu o małej turbulencji są również bardzo obiecujące (16% zmniejszenie oporu tarcia o podatne, elastyczne ścianki w porównaniu do ścianek sztywnych, twardej). Powierzchnią badaną była folia mylarowa o grubości 0,025 mm, silikonowym klejem do podkładu z poliuretanowej pianki o grubości 6,4 mm.

Prowadzi się dalsze badania teoretyczne i doświadczalne dla lepszego poznania zjawisk zachodzących przy opływie podatnej, elastycznej ścianki oraz możliwości wykorzystania ich w budowie samolotów komunikacyjnych. Ma to duże znaczenie nie tylko dla lotnictwa, ale i dla innych środków transportu.

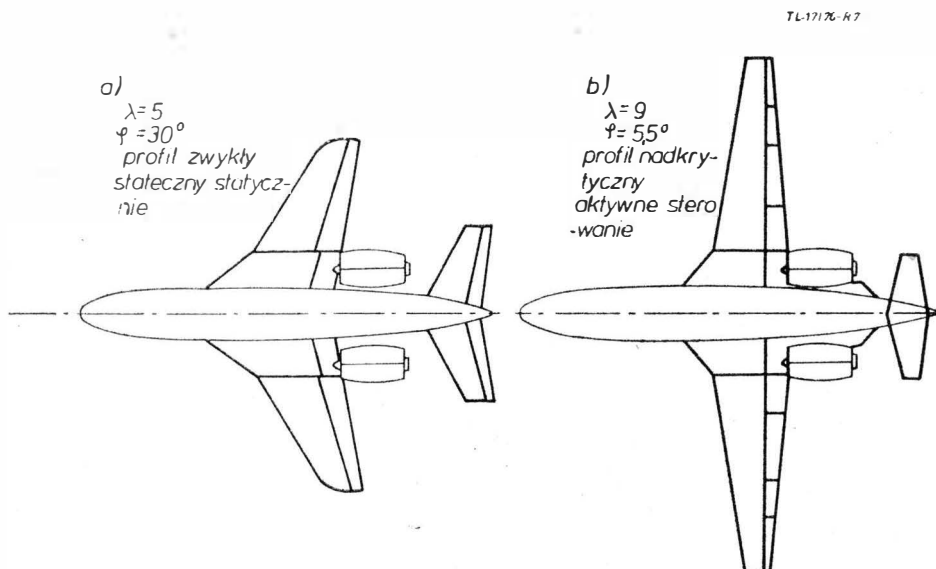
W zakresie bezpośrednio związanym ze zjawiskami mechaniki lotu i wytrzymałości konstrukcji przeprowadzone są badania dotyczące zastosowania aktywnego sterowania. Jest to system sterowania powodujący automatyczne poruszanie się powierzchni sterów bez impulsu ze strony pilota. Można w ten sposób polepszyć osiągi samolotu stabilizując tor lotu i zmniejszając obciążenia. Badana obecnie w Stanach Zjednoczonych koncepcja aktywnego sterowania obejmuje zmniejszenie stateczności statycznej, zmniejszenie wpływu podmuchów, tłumienie flatteru i poprawienie jakości toru lotu (rys. 5).

Zmniejszając wymagania stateczności statycznej możemy otrzymać układ konstrukcyjny mający minimalne opory zrównoważenia samolotu bezpośrednio ujawniające się w postaci mniejszych i lżejszych powierzchni usterzeń poziomych i pionowych, jak to ilustruje rys. 6. Oczywiście to zmniejszenie wymagań musi być zastąpione odpowiednim systemem automatycznego uruchamiania sterów dla utrzymania danego stanu lotu. Zmniejszenie oporów i ciężaru samolotu powoduje jednocześnie zmniejszenie zużycia paliwa.

System zmniejszający wpływ podmuchów polega na takim kształtowaniu rozkładu obciążeń wzdłuż rozpiętości przy locie w burzliwej atmosferze i przy wykonywaniu manewrów, aby zmniejszać momenty zginające przy nasadzie skrzydła. Zastosowanie



Rys. 6. Zmniejszenie usterzeń przy aktywnym sterowaniu



Rys. 7. Porównanie samolotu konwencjonalnego (a) z samolotem nowej generacji (b)

wanie takiego systemu odciągającego prowadzi więc do zmniejszenia ciężaru całkowitego, co z kolei zmniejsza zużycie paliwa. Zmniejszenie momentów zginających skrzydło uzyskuje się np. przez wychylenie lotek ku górze dla zmniejszenia siły nośnej na zewnętrznych częściach płata przy jednoczesnym wychyleniu kłapku dołowi dla zrównoważenia ubytków nośności. Ostatnie studia wykazały jednak, że urządzenia do aktywnego zmniejszania obciążeń powinny być z większym pożytkiem zastosowane raczej do zwiększania wydłużenia niż do oszczędzania ciężaru. W zakładach Lockheed przestudiowano konstrukcję samolotu Jetstar (rys. 7) przy zastosowaniu aktywnego sterowania i nadkrytycznego profilu skrzydła. Ostateczny układ ma wydłużenie 9 zamiast początkowego 5, zaś skos skrzydła zredukowano z 30° do 5,5°. Przekonstruowany układ odpowiada wszystkim wymaganiom początkowym, dając zmniejszenie zużycia paliwa o 26%.

Inne koncepcje aktywnego sterowania nie były badane szczegółowo pod kątem ich wpływu na zużycie paliwa. Pewne jest jednak, że zastosowanie tego systemu w początkowej fazie projektu nowego samolotu może mieć poważny wpływ na cały układ konstrukcyjny. Dla przykładu: zastosowanie systemu szybkiego wychylania lotek w celu zmniejszania drgań flatterowych na pewno pozwoli na śmielsze stosowanie dużych wydłużeń skrzydeł o cienkich profilach.

Chociaż obecnie nie ma dostatecznych danych do bardziej dokładnego obliczenia bezpośrednich korzyści stosowania aktywnego sterowania w odniesieniu do zużycia paliwa, to wydaje się możliwe osiągnięcie oszczędności rzędu 10%.

W dziedzinie materiałowej największe nadzieje budzi zastosowanie materiałów przekładkowych i kompozytów. Laminaty z żywicy epoksydowych czy poliuretanowych wzmocnionych włóknem szklanym, grafitowym i borowym były już stosowane od lat pięćdziesiątych na nie obciążone lub mało obciążone elementy konstrukcyjne. Wysoka wytrzymałość i sztywność tych elementów predestynuje je jednak do użycia i na elementy podstawowej struktury, szczególnie że ostatnio stosuje się również i metale wzmocnione włóknami o dużej wytrzymałości. Z wykonanych już serii studyjnych projektów zastosowania tej techniki wynikają duże możliwości zmniejszenia ciężaru konstrukcji (rys. 8). Zastosowanie tych materiałów daje w efekcie końcowym interesujące nas zmniejszenie zużycia paliwa, a niezależnie od tego powinno przyczynić się do uzyskania wyższej żywotności konstrukcji i do zmniejszenia kosztów produkcji.

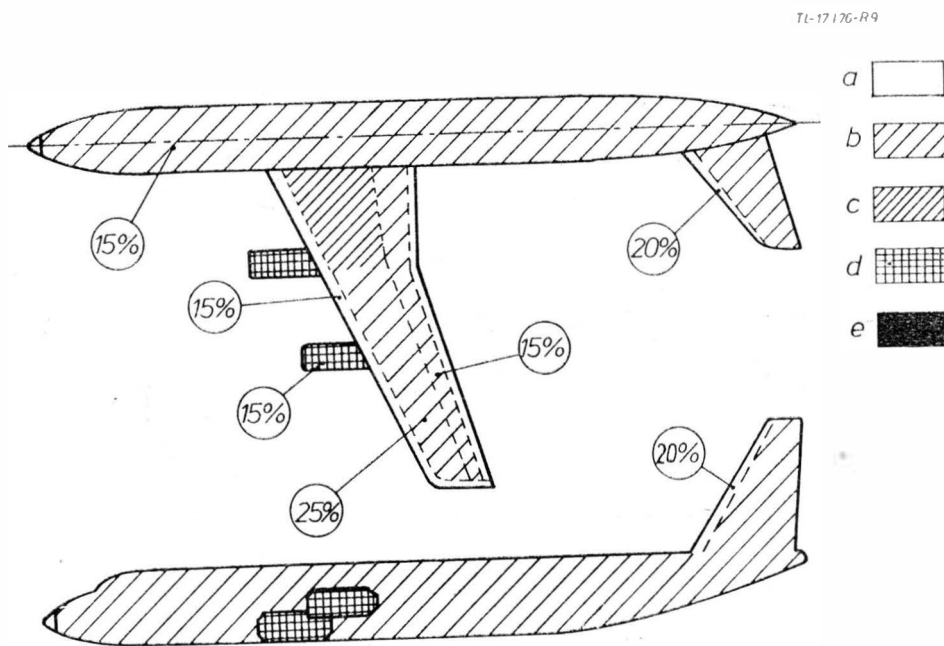
W ramach studiów nad budową nowoczesnego samolotu komunikacyjnego przeanalizowano koncepcję szerokiego użycia kompozytów i materiałów przekładkowych (rys. 9). Jako rezultat uzyskano oszczędności ciężaru rzędu 25% i zmniejszenie zużycia paliwa rzędu 15%.

Jedną z przyczyn trudnego torowania sobie przez materiały przekład-

kowe i kompozyty drogi do zastosowania w produkcji jest ich wysoka cena. Na szczęście koszt ich wytwarzania spada coraz szybciej w miarę rozszerzania zastosowania tych materiałów również i w innych dziedzinach techniki. Czynnikiem najbardziej utrudniającym szersze wprowadzenia ich w technice lotniczej jest jeszcze brak doświadczenia i danych odnośnie pracy w konkretnych warunkach eksploatacyjnych. Powoduje to niezdecydowanie i brak zaufania konstruktorów zarówno do ich żywotności jak i do wymaganych metod użytkowania, które nie są jeszcze określone dostatecznie dokładnie. Dla zebrania większej liczby danych, które mogłyby zmniejszyć niepewność i wzbudzić zaufanie, wciągnięto do współpracy poza laboratoriami również i szereg linii komunikacyjnych, które kompletują doświadczenia eksploatacyjne różnych badanych elementów.

zmniejszeniu konstrukcji nowych samolotów o niekonwencjonalnych koncepcjach, np. w latających skrzydłach pozwalających na bardzo równomierne rozłożenie obciążeń. Wymaga to jednak znacznego zwiększenia wymiarów i udźwigu takich samolotów. Musi to być przedmiotem przyszłych badań i zmusza do opracowania nowych technologii oraz zbudowania odpowiedniego oprzyrządowania do nich.

Przeprowadzone studia i badania laboratoryjne wraz z uwzględnieniem postępu w zakresie napędów pozwalają przypuszczać, że najbliższe, nowe samoloty komunikacyjne mogą uzyskać do 35% oszczędności paliwa, zaś transportowce następnej generacji nawet do 55%. Oczywiście całkowicie nowe koncepcje konstrukcyjne mogą nawet ten wielki postęp przekroczyć, jednak wymaga to większej ilości czasu i nie jest spodziewane przy samolotach najbliższej generacji.



Rys. 9. Struktura samolotu z zastosowaniem kompozytów: a — ułowa konstrukcja przekładkowa, b — ułowa konstrukcja grafitowo-epoksydowa, c — ułowa konstrukcja grafitowo-epoksydowa usztywniona, d — konstrukcja integralna grafitowo-epoksydowa przeciwdźwiękowa, e — konstrukcja konwencjonalna; w kółkach — procent oszczędności na ciężarze

Wiele korzyści rokuje zastosowanie laminatów i materiałów przekładkowych do konstrukcji gondoli silnikowych, które pracują w bardzo trudnych warunkach akustycznych wytwarzanych przez osłanianą jednostkę napędową. Gondole takie są nie tylko lżejsze i sztywniejsze, ale tłumią również lepiej hałas i umożliwiają uzyskanie bardziej poprawnych, gładkich kształtów aerodynamicznych, przy jednoczesnej dostatecznie dużej żywotności.

Poważne oszczędności w zużyciu paliwa uda się na pewno uzyskać przy

LITERATURA

1. R. E. BLACK, J. A. STERN: Advanced subsonic transports — a challenge for the 1990's. Washington 1975.
2. A. C. MASCY, L. J. WILLIAMS: Air transportation energy consumption: yesterday, today and tomorrow. Washington 1975.
3. A. L. MAGEL, W. J. ALFORD jr., G. F. DUGAN jr.: Future long-range transports-prospects for improved fuel efficiency. Washington 1975.

ANGIELSKA GWARA LOTNICZA

- 1 — artyleria plot, ogień plot
- 2 — przewozy lotnicze, most powietrzny (łuk powietrzny)
- 3 — radiooperator pokładowy („iskry powietrzne”)
- 4 — nawigacja lotnicza (skrót)
- 5 — prąd zstępujący („dziura powietrzna”)
- 6 — śmigłowiec („koń powietrzny”)
- 7 — prąd zstępujący („kieszka powietrzna”)
- 8 — szeregowy lotnictwa („człowiek od samolotów”)
- 9 — pilot z lotniskowca
- 10 — entuzjasta latania („świnia powietrzna”)
- 11 — lotnisko („półko lotnicze”)
- 12 — wysokość w tysiącach stóp („aniol”)
- 13 — szyk bojowy rozmieszczony na różnych wysokościach („drabina anielska”)
- 14 — wznosić się („aniolować w górę”)
- 15 — dyżurny strażak na pokładzie lotniskowca („człowiek azbestowy”)
- 16 — astronawigacja (skrót)
- 17 — nawigator (skrót)
- 18 — odrzuć zbiornik paliwa („niemowlę”, „dziecko”)
- 19 — źle wykonane zadanie („zły pokaz”)
- 20 — straty, strącony samolot, strącać („worek”)
- 21 — benzyna, paliwo („woda wybuchowa”)
- 22 — pilot wojskowy („ptak bojowy”)
- 23 — warta grupa bombowców i myśliwców („ul”)
- 24 — ciężki bombowiec („duży chłopiec”)
- 25 — własny bombowiec („duży przyjaciel”)
- 26 — ciężki bombowiec („duży ptak żelazny”)
- 27 — bombowiec („duży jeep”)
- 28 — duża bomba („duży hałas”)
- 29 — bomba atomowa, b. wodorowa („ta duża”)
- 30 — bomba atomowa, b. wodorowa („samolot urok”)
- 31 — samolot, pilot wojskowy („ptak”)
- 32 — mechanik lotu („ptasia mechanika”)
- 33 — lot koszący („lot (przez) gniazda ptaków”)
- 34 — pogoda nielotna („pogoda, gdy ptaki chodzą piechotą”)
- 35 — otwarcie spadochronu, otwierać się („kwiat”, „rozkwitanie”)

- 36 — samolot odrzutowy („dmuchawka”)
- 37 — samolot odrzutowy („lampa lotownicza”)
- 38 — samolot nierozpoznany („czart”, „bies”, „lich”, „strach”)
- 39 — lot ze zniżaniem („sznurowanie butów”)
- 40 — elektroniczny układ kontroli lotu („skrzyńka z mózgiem”)
- 41 — skok ze spadochronem („skok z parasolem”)
- 42 — lecieć w trudnych warunkach meteo („trząść się na wozie”)
- 43 — silnik, przestarzały samolot („kubel sworzni”)
- 44 — mechanik radio („pluska”, „mikrofon”)
- 45 — samolot („powozik”, „wózek dziecięcy”)
- 46 — pilot samolotu pasażerskiego („kierowca autobusu”)
- 47 — zakańcząć przygotowanie do lotu („zapinać guziki”)
- 48 — lecieć z dużą prędkością (nieść pocztę)
- 49 — chmury pierzaste („kocie pazury”, „kocie wąsy”)
- 50 — nocny myśliwiec („kocie oko”)
- 51 — trening startów i lądowań („okrzęcenia i stuknięcia”)
- 52 — meteorolog („urzędnik od pogody”)
- 53 — lądować z awarią („sprac”, „wytrząpać skórę”)
- 54 — technik usprzętu („tluczący zegary”)
- 55 — pokładowe urządzenie odzewowe („kogucik”)
- 56 — błąd pilota („błąd w kabinie pilota”)
- 57 — utrata orientacji („mgła w kabinie pilota”)
- 58 — śmigłowiec („młynek do kawy”)
- 59 — przerywanie silnika, nagle zatrzymanie s. („nawalenie”)
- 60 — wieżyczka strzelca („oranżeria”)
- 61 — bomba lotnicza dużego kalibru („babeczka”, „ciastko”)
- 62 — śmigłowiec (skrót)
- 63 — szyk samolotów („stadko” np. kurapatw)
- 64 — samolot starszy lub przestarzały („skrzyńka”, „pudło”, „kosz”)
- 65 — samolot tankowany w powietrzu („klient”)
- 66 — lądowanie ze stojącym śmigłem („l. z martwym kijem”)
- 67 — antena paraboliczna (antena „półmiskowa”)

- 68 — radiolatarnia lotniskowa („pies”)
- 69 — (grupowa) walka powietrzna („psia walka”)
- 70 — samolot doświadczalny („psi statek”)
- 71 — samolot-pocisk, śmigłowiec („mrówkolew”)
- 72 — przelatywać nisko nad lotniskiem („bronować pole”)
- 73 — wpaść w morze, ze spadochronem do wody („napić się”)
- 74 — lotnisko (skrót)
- 75 — wodnosamolot, amfibia („kaczka”)
- 76 — pilot, uczeń szkoły lotniczej, średni bombowiec („orzel”)
- 77 — bomba wielkiego kalibru („b. wywołująca trzęsienie ziemi”)
- 78 — śmigłowiec („trzepaczka do jajek”)
- 79 — pilot automatyczny
- 80 — nieprawidłowa praca silnika („nawalenie silnika”)
- 81 — mechanik, szeregowy lotnictwa
- 82 — śmigło („wentylator”)
- 83 — ulec awarii („uprawiać rolę”)
- 84 — denerwować się w locie („walczyć ze sterami”)
- 85 — pilot automatyczny
- 86 — lądowanie zmięką („l. ruchem rybiego ogona”)
- 87 — przyspieszacz rakietowy („świszczący garnek”)
- 88 — lot na małej wysokości („lot, jak płaski kapeluszy”)
- 89 — lotniskowiec („płaski wierzch”)
- 90 — młody pilot („świeżo upierzony ptak”, „zółtodziób”)
- 91 — ster wysokości („łapa z pletwą” np. pingwina)
- 92 — lotniskowiec („pływająca wyspa”)
- 93 — pilot („latający chłopiec”)
- 94 — lecieć z wypuszczonym podwoziem („l. z wysuniętymi nogami”)
- 95 — lecieć z wyłączonym pilotem automatycznym („l. bez trzymania”)
- 96 — balon („latający słoń”)
- 97 — lotnik pierwszej klasy, as („latający wariat”)
- 98 — lekki samolot („latający jeep”)
- 99 — samolot dozoru radarowego („latający talerz”)
- 100 — teren z częstymi mgłami („fabryka mgły”)
- 101 — lądowanie na dwa punkty („l. po francusku”)
- 102 — wskaźnik kierunku wiatru, rękaw (prezerwatywa”)

ENGLISH AVIATION SLANG

- 1 — ack-ack
- 2 — aerial arch
- 3 — aerial sparks
- 4 — aerogation
- 5 — air hole
- 6 — air horse
- 7 — air pocket
- 8 — aircraftsman
- 9 — airdale
- 10 — airhog
- 11 — airpatch
- 12 — angel
- 13 — angel's ladder
- 14 — angel upward
- 15 — asbeston man
- 16 — astrogation
- 17 — avigator
- 18 — baby
- 19 — bad show
- 20 — bag
- 21 — bang-water
- 22 — battle bird
- 23 — bechive
- 24 — big boy
- 25 — big friend
- 26 — big iron bird
- 27 — big jeep
- 28 — big noise
- 29 — big one
- 30 — big whammy
- 31 — bird
- 32 — bird-mechanics
- 33 — bird's nesting flight
- 34 — birds' walking weather
- 35 — blossom

- 36 — blow pipe
- 37 — blow torch
- 38 — bogey, bogie, bogy
- 39 — boot lacing
- 40 — brain box
- 41 — brally hop(ping)
- 42 — buck
- 43 — bucket o'bolts
- 44 — bug
- 45 — buggy
- 46 — bus driver
- 47 — button
- 48 — carry the mail
- 49 — cat's claws, cat's whiskers
- 50 — cat's eye
- 51 — circuits and bumps
- 52 — clerk of the weather
- 53 — clobber in
- 54 — clock basher
- 55 — cockerel
- 56 — cockpit failure
- 57 — cockpit fog
- 58 — coffee grinder
- 59 — conk
- 60 — conservatory
- 61 — cockie
- 62 — copter
- 63 — covey
- 64 — crate
- 65 — customer
- 66 — dead-stick landing
- 67 — dish antenna
- 68 — dog
- 69 — dog fight

- 70 — dog ship
- 71 — doolebug
- 72 — drag the field
- 73 — drink
- 74 — drome
- 75 — duck
- 76 — eagle
- 77 — earthquake bomb
- 78 — egg beater
- 79 — Elmer
- 80 — engine conk
- 81 — erk
- 82 — fan
- 83 — farm
- 84 — fight the controls
- 85 — Filbert
- 86 — fishtail landing
- 87 — fizz pot
- 88 — flat-hatting
- 89 — flat-top
- 90 — fledgling
- 91 — flipper
- 92 — floating island
- 93 — flyboy
- 94 — fly feet off
- 95 — fly hands off
- 96 — flying elephant
- 97 — flying fool
- 98 — flying jeep
- 99 — flying saucer
- 100 — fog factory
- 101 — French landing
- 102 — French letter



Spotkanie wigilijne

W grudniu ub.r. z okazji Świąt i kończącego się 1975 r. Zarząd Klubu Seniorów Lotnictwa Aeroklubu Warszawskiego zorganizował wigilijne i noworoczne spotkanie członków. Na spotkanie przybyli seniorzy (w liczbie blisko stu), przedstawiciele lotniczych władz cywilnych i wojskowych oraz osoby zaprzyjaźnione z Klubem Seniorów i Aeroklubem. W części oficjalnej spotkania powitał przybyłych przewodniczący Warszawskiego Klubu Seniorów Lotnictwa — kol. J. Osiński, po czym Wiceminister Komunikacji — J. Raczkowski — omówił plany, zamierzenia i potrzeby lotnictwa cywilnego w Polsce, zaś prezes APRL — W. Jagiello — zapoznał zebranych z realizacją planów lotnictwa sportowego. W rodzinnej atmosferze — przy zapalanej choince — dziesięciu seniorów otrzymało pamiątkowe plakietki jubileuszu 50-letniej działalności lotniczej.

Życzenia noworoczne

Z okazji nowego 1976 roku Zarząd Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP — na ręce Zarządów Oddziałów i Kół naszej Sekcji — składa wszystkim Członkom najserdeczniejsze życzenia powodzenia w pracy dla postępu nowoczesnego lotnictwa polskiego oraz wszelkich osobistych pomysłowości.

Zyczymy również, abyśmy umieli wygrać priorytet elektroniki — ustanowiony w naszym kraju — dla narodzin i rozwoju sprzętu awionicznego, niezbędnego w życiu narodów lotniczych.

Zadania Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP

Opublikowany na łamach *Techniki Lotniczej i Astronautycznej* kierunkowy program działania Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP został uzupełniony terminami oraz nazwiskami kolegów odpowiedzialnych za realizację poszczególnych pozycji planu. Wszystkie zadania mające na celu postęp w lotnictwie lub dobro spraw ogólnolotniczych będą realizowane wspólnie z kolegami z Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK.

Walny Zjazd SITK

W nawiązaniu do opublikowanej już w tej rubryce notatki o Walnym Zjeździe Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji, informujemy, że Stowarzyszenie liczy 21,5 tys. członków indywidualnych zrzeszonych w 793 kołach zakładowych i 19 oddziałach oraz 342 członków zbiorowych. Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej ma 535 członków zrzeszonych w 16 kołach i trzech sekcjach oddziałowych.

Warto przytoczyć obowiązki i wytyczne w działalności członka SITK. Członkowie Stowarzyszenia powinni brać czynny udział w procesach rozwojowych wszystkich dziedzin komunikacji i transportu. Powinni aktywnie — na codzień — współuczestniczyć w rozwiązywaniu problemów materiałowych, konstrukcyjnych, technologicznych i organizacyjnych w swoich zakładach pracy. Znaczenie i rola transportu i komunikacji w systemie gospodarczym

kraju powinny być podkreślane we wszystkich formach działalności Stowarzyszenia.

System transportowy należy uznać za integralną część składową całego systemu społeczno-gospodarczego kraju; należy traktować go jako układ nośny całej gospodarki narodowej służący jej dynamicznemu rozwojowi. Należy organizować zintegrowany system transportowy jako uporządkowany zespół środków i działań wszystkich gałęzi transportu. Niezbędne jest określenie kierunków i tempa rozwoju poszczególnych gałęzi transportu i komunikacji z uwzględnieniem prognoz demograficznych, paliwowo-energetycznych i surowcowych. Należy poddać analizie i unowocześnianiu infrastrukturę obecnego systemu transportowego, kształtowaną w różnych okresach i warunkach i nie odpowiadającą w pełni potrzebom i wymaganiom wynikającym z tempa rozwoju społeczno-gospodarczego kraju.

Skład osobowy Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK w kadencji 1975 ÷ 1978

Przewodniczący: mgr inż. Eligiusz Kłodziński; zastępcy przewodniczącego: inż. Kazimierz Szumielewicz i inż. Józef Rachwański; sekretarz: mgr inż. Włodzisław Styczeń; członkowie Sekcji: Władysław Bryliński, mgr inż. Zygmunt Celewicz, mgr inż. Jan Chojnacki, mgr inż. Franciszek Gwiżdż, mgr inż. Andrzej Liwotow, prof. dr inż. Zdzisław Łopatek, mgr inż. Teresa Mierzwińska, mgr inż. Karol Norejko, mgr inż. Jan Smoleński, inż. Jan Oficjański, mgr inż. Jan Wiczyński, mgr inż. Jan Wyszomirski, mgr inż. Bogdan Żarski.

Problematyka działalności Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK w kadencji 1975 ÷ 78 r.

Działalność organizacyjna:

- dalszy rozwój organizacyjny Sekcji oraz aktywizacja działalności istniejących małych kół terenowych;
- realizacja uchwał XX Zjazdu SITK w dotyczących Sekcji dziedzinach;
- udział Sekcji w organizacji VII Kongresu Techników Polskich poprzez przygotowanie — wspólnie z Sekcją Lotniczą SIMP — specjalnych ekspozycji lotniczych dla uczestników kongresu;
- realizacja uchwał VII KTP w dotyczących Sekcji dziedzinach;
- nawiązanie współpracy z Sekcją Główną Dróg SITK w zakresie rozwoju techniki budowlanej dróg samochodowych i lotniczych.

Działalność wydawnicza:

- współpraca przy redagowaniu miesięcznika *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, a zwłaszcza okolicznościowego działu związanego z VII KTP pt. *Trybuna Lotników*;
- systematyczna praca nad wkładką lotniczą do kalendarza NOT (obecnie w dziale *Komunikacja*).

Działalność techniczna:

- III ogólnokrajowa konferencja *Aktualne problemy polskiego lotnictwa* — organizacja wspólnie z Sekcją Lotniczą SIMP;

— opracowanie założeń międzysekcyjnej konferencji SITK, poświęconej podziałowi zadań przewozowych między poszczególne rodzaje transportu w ramach zintegrowanego systemu transportowego;

— rozwój komunikacji lotniczej w poszczególnych regionach kraju — wg oddzielnego programu;

— zabezpieczenie ruchu lotniczego — wg oddzielnego programu;

— wyposażenie lotnictwa cywilnego w sprzęt latający — wg oddzielnego programu;

— zimowe utrzymanie lotnisk — wg oddzielnego programu.

Działalność szkoleniowa:

— kształcenie kadr technicznych dla lotnictwa i przemysłu lotniczego — wg wspólnego programu sekcji lotniczych SITK i SIMP;

— szkolenie kursowe — we współdziałaniu z Główną Komisją Szkoleniową SITK.

Z żałobnej karty

● Na początku grudnia ub.r. nauka polska poniosła dotkliwą stratę. Zmarł były profesor hydro- i aerodynamiki na Politechnice Warszawskiej, doktor nauk technicznych, **Julian Bonder**. Dobrze znany starszemu pokoleniu inżynierów lotniczych, wychowawca młodych naukowców, członek rzeczywisty Polskiej Akademii Nauk — dr Bonder — był organizatorem i pierwszym kierownikiem Zakładu Mechaniki Cieczy i Gazów Instytutu Podstawowych Problemów Techniki PAN. Za całokształt działalności był wielokrotnie odznaczony.

● Prawie równocześnie zmarł technolog lotniczy mgr inżynier **Bronisław Zentka**. Wychowanek Politechniki Warszawskiej starszej generacji, ceniony pracownik wydziału silników lotniczych Centralnego Zarządu Przemysłu Sprzętu Komunikacyjnego i Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego. Wieloletni członek Sekcji Lotniczej SIMP.

● W czasie ubiegłorocznych świąt zmarł nagle **Franciszek Janik**, emerytowany profesor Politechniki Warszawskiej, współzałożyciel Klubu Seniorów i wiceprzewodniczący Rady Seniorów Lotnictwa. Mgr inż. Franciszek Janik był zasłużonym, wieloletnim pracownikiem naukowym przedwojennego Instytutu Technicznego Lotnictwa i obecnego Instytutu Lotnictwa. Oddany wychowawca młodzieży studenckiej był zarazem promotorem wielu doktorantów nauk lotniczych. Inż. Janik — członek Lwowskiego Związku Awiatycznego w latach dwudziestych — przed wojną był znanym pilotem szybowcowym, samolotowym i rekordzistą sportu balonowego, zaś do ostatnich dni życia — czynnym działaczem Aeroklubu Warszawskiego. Prof. Janik — kawaler Krzyża Virtuti Militari — został udekorowany jubileuszową plakietką 50-lecia lotnictwa sportowego i licznymi odznaczeniami państwowymi. Na cmentarzu — aby Go pożegnać — zebrało się liczne grono przyjaciół, towarzyszy pracy i członków organizacji społecznych, do których należał.

Uniwersytet Lotniczy im. T. H. Embry i J. P. Riddle w Daytona-Beach (USA)

Doc. dr inż. KAZIMIERZ OCZOŚ

Historia amerykańskiego Uniwersytetu Lotniczego. Struktura organizacyjna Uniwersytetu oraz przebieg i zakres studiów na poszczególnych kierunkach. Zasada tzw. studiów przeniesionych.



Przed pięćdziesięciu laty w 1926 r. dwóch lotników prowadzących przedsiębiorstwo zajmując się transportem poczty lotniczej — T. Higby Embry i J. Paul Riddle — rozpoczęło na lotnisku Lunken w Cincinnati (Ohio) szkolenie własnych pilotów i mechaników. W dwa lata później spółka Embry-Riddle połączyła się z innym lotniczym przedsiębiorstwem przewozowym i utworzyła firmę pod nazwą American Airlines (Amerykańskie Linie Lotnicze), a jej szkoła przeniesiona została do Miami na Florydydzie.

Placówka ta rozwijała się szybko i wkrótce stała się znana nie tylko w Stanach Zjednoczonych. W czasie II wojny światowej udzielała pomocy armii USA oraz siłom powietrznym Anglii i Francji w szkoleniu pilotów i mechaników. Wraz z systematycznym rozszerzaniem programu szkoleniowego uczelnia zaczęła odgrywać w USA pierwszoplanową rolę w teoretycznym i praktycznym kształceniu lotniczym. W ciągu pięćdziesięcioletniej działalności z małej szkoły lotniczej przekształciła się w Międzynarodową Szkołę Lotniczą (*International School of Aviation*), następnie w Instytut Lotniczy (*Aeronautical Institute*), by w końcu stać się Uniwersytetem Lotniczym (*Embry-Riddle Aeronautical University*).

W 1965 r. Uniwersytet został przeniesiony z Miami do Daytona-Beach, lokalizując się w bezpośrednim sąsiedztwie lotniska okręgowego. Tutaj na powierzchni blisko 50 ha zbudowano obiekty uczelni w układzie jedno- lub dwukondygnacyjnych pawilonów. Stacjonarnie kształcą się w niej obecnie ok. 1800 studentów na ogólną liczbę 3200. Pozostali bowiem studiują w filiach Uniwersytetu rozmieszczonych w obrębie Stanów Zjednoczonych oraz w bazach lotniczych na terenie RFN, Wielkiej Brytanii, Hiszpanii i Grecji. W gronie studiujących znajdują się przedstawiciele wszystkich 50 stanów USA oraz ponad 60 krajów świata.

W planach rozwojowych przewiduje się wzrost liczby studentów do ok. 5000 — po zrealizowaniu pełnego programu rozbudowy Uniwersytetu.

Rektorem Embry-Riddle Aeronautical University jest od wielu lat Jack R. Hunt.

Wydziały Uniwersytetu i dziedziny kształcenia

Uniwersytet ma trzy wydziały, prowadzące szereg kierunków studiów, których ukończenie upoważnia do uzyskiwania określonych stopni i świadectw.

Wydział Studiów Lotniczych (*College of Aeronautical Studies*) umożliwia uzyskiwanie po ok. 3-letnich studiach I stopnia akademickiego B.S. (*Bachelor of Science Degree*) z zakresu:

- inżynierii lotniczej (*Aeronautical Engineering*),
- budowy samolotów (*Aircraft Engineering Technology*),
- studiów lotniczych (*Aeronautical Studies*),
- zarządzania lotnictwem (*Aviation Management*),
- zarządzania obsługą lotnictwa (*Aviation Maintenance Management*),
- zarządzania (*Management*).

Nieakademicki stopień A.S. (*Associate in Science Degree*) można uzyskać na ogół po blisko 2-letnich studiach z zakresu:

- budowy samolotów,
- techniki lotniczej (*Aeronautical Engineering Technology*),
- studiów lotniczych,
- zarządzania lotnictwem,
- zarządzania obsługą lotnictwa.

Wydział Techniki Lotnictwa (*College of Aviation Technology*) prowadzi studia na stopień B.S. i A.S. z zakresu wiedzy o lataniu (*Aeronautical Science*).

Ponadto Wydział realizuje kształcenie umożliwiające uzyskiwanie kwalifikacji z zakresu techniki lotu (*Flight Technology*) oraz techniki obsługi lotnictwa (*Aviation Maintenance Technology*).

Wydział Kontynuacji Kształcenia (*College of Continuing Education*) prowadzi kształcenie mające na celu uzyskiwanie stopnia B.A. (*Bachelor of Professional Aeronautics*) oraz stopnia A.A. (*Associate in Professional Aeronautics*) z zakresu lotnictwa zawodowego (*Professional Aeronautics*). W Wydziale otrzymać można stopień A.S. (*Associate in Science Degree*) z zakresu bezpieczeństwa lotnictwa (*Aviation Safety*).

Tok i zakres studiów

Studia akademickie upoważniające do uzyskania stopnia B.S. (*Bachelor of Science*) trwają w zależności od kierunku 6 ÷ 9 trymestrów ujmując realizację programu kształcenia w wymiarze od 1515 do 2070 godzin szkolnych.

Stopień A.S. (*Associate in Science*) uzyskuje się w wyniku realizacji programu studiów trwających 4 ÷ 5 trymestrów (975 ÷ 1215 godzin szkolnych).

Obciążenie programowe jednego trymestru waha się w granicach 15 ÷ 18 tzw. godzin kredytowych, co odpowiada 225 ÷ 270 godzinom szkolnym.

W ramach przekazywanych studentom treści programowych pozostawia się im na ogół pewną liczbę godzin na przedmiot wybieralny. Dla przykładu w programie na stopień B.S. na kierunku inżynierii lotniczej studenci mogą w ramach 90 godzin, a na kierunku budowy samolotów w ramach 135 godzin, wybrać sobie jeden z następujących przedmiotów technicznych:

- mechanika przestrzeni,
- mechanika ciała stałego dla zaawansowanych,
- mechanika ośrodków ciągłych,
- drgania,
- wymiana ciepła,
- fizyka współczesna,
- części maszyn,
- aerodynamika (dla zaawansowanych),
- aerodynamika helikopterów,
- matematyka (dla zaawansowanych),
- technika lotu,
- technika komputerowa (dla zaawansowanych),
- kształcenie przemienne,
- laboratorium tuneli powietrznych,
- laboratorium pomiarów inżynierskich.

Na niektórych kierunkach kończących się uzyskiwaniem stopnia B.S. — a mianowicie: na studiach lotniczych, zarządzaniu lotnictwem, zarządzaniu i wiedzy o lataniu —

przewiduje się niezależnie od programu kształcenia podstawowego również specjalizację w ramach 180 ÷ 430 godzin szkolnych. Tematyka możliwych do wyboru na danym kierunku specjalizacji oraz ich wymiar godzinowy uzależniony jest zarówno od specyfiki kierunku, jak również dziedziny specjalizacji. Studenci mają ogólnie możliwość specjalizowania się w:

- inżynierii lotniczej,
- lotnictwie,
- zarządzaniu lotniskiem,
- zarządzaniu transportem lotniczym,
- zarządzaniu lotnictwem,
- matematyce stosowanej,
- pedagogice lotniczej,
- technice komputerowej,

TABLICA 1

| Trymestr | Studiowane przedmioty | Liczba godzin |
|---------------|--------------------------------------|---------------|
| I | Wstęp do inżynierii kosmicznej | 30 |
| | Komunikatywność I | 45 |
| | Rysunek techniczny II | 30 |
| | Chemia I | 60 |
| | Matematyka I | 60 |
| II | Komunikatywność II | 45 |
| | Chemia II | 60 |
| | Logika | 45 |
| | Rysunek techniczny II | 30 |
| III | Matematyka II | 60 |
| | Fizyka I | 75 |
| | Matematyka III | 60 |
| | Ekonomia | 45 |
| IV | Komunikatywność III | 45 |
| | Równania różniczkowe | 45 |
| | Statyka | 45 |
| | Programowanie komputerowe | 45 |
| | Fizyka II | 75 |
| V | Pisanie sprawozdań technicznych | 30 |
| | Wybrane zagadnienia z matematyki | 45 |
| | Aerodynamika I | 60 |
| | Mechanika ciała stałego | 45 |
| | Dynamika | 45 |
| VI | Historia Ameryki lub Historia świata | 45 |
| | Mechanika płynów | 45 |
| | Konstrukcje I | 45 |
| | Psychologia lub socjologia | 45 |
| VII | Termodynamika | 45 |
| | Aerodynamika II | 45 |
| | Stateczność i sterowność samolotu | 45 |
| | Konstrukcje II | 45 |
| | Elektrotechnika I | 45 |
| VIII | Napęd odrzutowy i raketowy | 45 |
| | Metallurgia | 45 |
| | Projektowanie samolotu I | 45 |
| | Elektrotechnika II | 45 |
| | Konstrukcje III | 45 |
| IX | Aerodynamika specjalistyczna I | 45 |
| | Wybieralny przedmiot humanistyczny | 45 |
| | Projektowanie samolotu II | 45 |
| | Wybrane zagadnienia z matematyki | 45 |
| | Wybieralny przedmiot humanistyczny | 45 |
| | Wybieralny przedmiot techniczny | 90 |
| Ogółem godzin | | 2070 |

TABLICA 2. Szkolenie wstępne

| Trymestr | Studiowane przedmioty | Liczba godzin |
|---------------|---|---------------|
| I | Ogólne wiadomości o żegludze powietrznej | 225 |
| | Podstawowe wiadomości o płatowcach | 225 |
| II | Podstawowe wiadomości o napędach lotniczych | 225 |
| | Zespoły samolotowe | 225 |
| III | Układy elektryczne samolotów | 225 |
| | Laboratorium blokowych zespołów napędowych | 225 |
| IV | Laboratorium silników turbinowych | 225 |
| | Laboratorium płatowców | 225 |
| V | Śmigła i laboratorium wirnikowe | 225 |
| Ogółem godzin | | 2025 |

TABLICA 3. Kształcenie podstawowe

| Trymestr | Studiowane przedmioty | Liczba godzin |
|---------------|--------------------------------------|---------------|
| I | Chemia I | 60 |
| | Komunikatywność I | 45 |
| | Rysunek techniczny I | 30 |
| | Wyższa algebra | 45 |
| | Trygonometria | 30 |
| | Historia świata lub Historia Ameryki | 45 |
| II | Komunikatywność II | 45 |
| | Chemia II | 60 |
| | Matematyka I | 60 |
| | Rysunek techniczny II | 30 |
| III | Logika | 45 |
| | Komunikatywność III | 45 |
| | Fizyka I | 75 |
| | Matematyka II | 60 |
| IV | Ekonomia | 45 |
| | Fizyka II | 75 |
| | Matematyka III | 60 |
| | Socjologia lub Psychologia | 45 |
| | Statyka | 45 |
| V | Pisanie sprawozdań technicznych | 30 |
| | Programowanie komputerowe | 45 |
| | Aerodynamika I | 60 |
| | Mechanika ciała stałego | 45 |
| VI | Metallurgia | 45 |
| | Projekt samolotu i jego części | 45 |
| | Konstrukcje samolotu I | 45 |
| | Mechanika płynów | 45 |
| | Dynamika | 45 |
| VII | Termodynamika | 45 |
| | Wybieralny przedmiot humanistyczny | 45 |
| | Konstrukcje samolotu II | 45 |
| | Wybieralny przedmiot humanistyczny | 45 |
| | Wybieralny przedmiot techniczny | 135 |
| Ogółem godzin | | 1665 |

TABLICA 4

| Trymestr | Studiowane przedmioty | Liczba godzin |
|---------------|--------------------------------------|---------------|
| I | Podstawy żegludgi powietrznej | 60 |
| | Historia lotnictwa | 45 |
| | Komunikatywność I | 45 |
| | Matematyka wyższa dla lotnictwa I | 45 |
| II | Przedmiot specjalizacyjny | 45 |
| | Nawigacja I | 45 |
| | Przepisy lotu i regulaminy | 45 |
| | Komunikatywność II | 45 |
| III | Matematyka wyższa dla lotnictwa II | 45 |
| | Chemia podstawowa | 45 |
| | Przedmiot specjalizacyjny | 45 |
| | Meteorologia | 45 |
| IV | Komunikatywność III | 45 |
| | Fizyka podstawowa | 45 |
| | Zasady zarządzania | 45 |
| | Wstęp do komputerów | 45 |
| | Przedmiot specjalizacyjny | 45 |
| V | Aerodynamika podstawowa | 45 |
| | Maszyny prądu zmiennego i układy | 45 |
| | Ekonomia I | 45 |
| | Wstęp do psychologii | 45 |
| | Przedmiot specjalizacyjny | 45 |
| VI | Logika lub filozofia | 45 |
| | Księgowość I | 45 |
| | Ekonomia II | 45 |
| | Historia świata lub Historia Ameryki | 45 |
| | Przedmiot specjalizacyjny | 45 |
| VII | Wybieralny przedmiot humanistyczny | 45 |
| | Fizjologia lotu | 30 |
| | Pisanie sprawozdań technicznych | 30 |
| | Analiza i koncepcje zarządzania | 45 |
| VIII | Przedmiot specjalizacyjny | 90 |
| | Rząd a lotnictwo | 45 |
| | Wybieralny przedmiot humanistyczny | 45 |
| IX | Przedmiot specjalizacyjny | 180 |
| | Prawo lotnicze | 45 |
| | Bezpieczeństwo lotnictwa | 45 |
| | Przedmiot specjalizacyjny | 135 |
| Ogółem godzin | | 1965 |

- technice urządzeń lotniczych,
- technice lotu,
- technice kontroli ruchu powietrznego,
- technice obsługi,
- obsłudze radia (telefonu),
- wiedzy wojskowej i taktyce.

Warunkiem uzyskania stopnia A.S. i B.S. na kierunku budowy samolotów oraz zarządzania obsługą lotnictwa jest posiadanie przez studenta świadectwa technika obsługi lotnictwa FAA (*Federal Aviation Administration*) przed dopuszczeniem do czwartego trymestru. W tym celu musi on ukończyć szkolenie wstępne w wymiarze 2025 godzin szkolnych (67,5 tygodni po 30 godzin), poprzedzające zajęcia programowe na stopień A.S. i B.S.

W każdym programie prowadzonych przez Uniwersytet kierunków studiów znajdują się niemal wszystkie z następujących przedmiotów:

- wstęp do komputerów,
- komunikatywność (wiedza o pisaniu, czytaniu i mówieniu),
- pisanie sprawozdań technicznych,
- ekonomia,
- socjologia,
- psychologia.

Poszczególne kierunki różnią się więc między sobą nie tylko czasokresem czy charakterem studiów (bardziej teoretycznie lub bardziej praktycznie), ale też dodatkowymi warunkami obligatoryjnymi dla studiujących. Dla przykładu: absolwent, który uzyskał I stopień akademicki na kierunku budowy samolotów (B.S. AET), a chciałby zdobyć również ten stopień na kierunku inżynierii lotniczej (B.S. AE), musi dodatkowo zaliczyć uzupełniający program w wymiarze ok. 450 godzin szkolnych. Natomiast student kierunku studiów lotniczych może w dowolnym czasie aż do ósmego trymestru przenieść się na kierunek wiedzy o lataniu — ze względu na niemal identyczny program kształcenia podstawowego — o ile spełnia wymagania zdrowotne i dodatkowo zaliczy zajęcia z pilotażu.

Przykładowe programy studiów

Kierunek: Inżynieria lotnicza (tabl. 1)
Uzyskiwany stopień: B.S. AE
Liczba tygodni w trymestrze: 15

Kierunek: Budowa samolotów (tabl. 2 i 3)
Uzyskiwany stopień: B.S. AET
Liczba tygodni w trymestrze: 15

Kierunek: Studia lotnicze (tabl. 4)
Uzyskiwany stopień: B.S.
Liczba tygodni w trymestrze: 15

Niektóre inne formy studiów i podnoszenia kwalifikacji

Uniwersytet prowadzi dla stacjonarnych studentów (obywateli amerykańskich) tzw. studia przemienne polegające na łączeniu nauki z pracą produkcyjną. Student może pracować w zakładzie o zakwalifikowanym przez uczelnię profilu produkcji do sześciu trymestrów, przy czym po każdym trymestrze pracy następuje trymestr nauki. Doświadczenia zebrane w toku prowadzenia tego trybu kształcenia wykazały jego przewagę nad trybem ciągłym.

Absolwenci, którzy uzyskali stopień B.S. w Uniwersytecie, mogą podjąć około dwuletnie studia w Georgia Institute of Technology, po których ukończeniu otrzymują stopień B.E. (*Bachelor of Engineering*) na kierunku administracyjnym, elektrycznym, przemysłowym lub mechanicznym, lub też stopień B.S. na kierunku np. matematyki stosowanej, ekonomii czy zarządzania przemysłem.

Szczególnie zdolni absolwenci Uniwersytetu, legitymujący się stopniem B.S., mogą we wspomnianej wyżej uczelni uzyskać po 2÷3-letnich studiach II stopień akademicki M.S. (*Mast of Science*) na kierunku np. inżynierii kosmicznej, zarządzania przemysłem czy informatyki.



Problemy lokalizacji i usuwania usterek sprzętu lotniczego

Mgr inż. ANDRZEJ SŁODOWNIK

Przedstawienie amerykańskiego systemu FEFI-TAFI jako optymalnego rozwiązania problemu lokalizacji i usuwania usterek w samolocie. Podstawowe założenia systemu oraz wyniki jego stosowania.

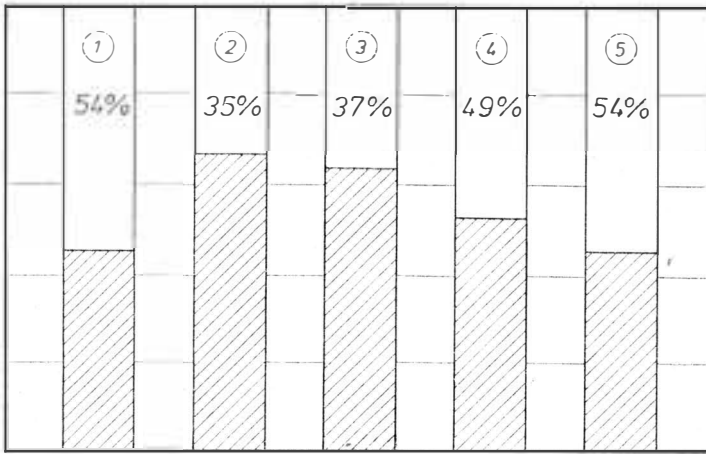
W artykule p.t. *Problemy obsługi startowej* (TLiA nr 3'75), w którym analizowano wpływ postulatu maksymalnego wykorzystania samolotów na zadania technicznej obsługi startowej, wykazano, że jednym z najważniejszych zagadnień stojących przed tą służbą jest zdolność szybkiego lokalizowania i usuwania w jak najkrótszym czasie nagłych usterek sprzętu lotniczego. W rozważaniach tych przyjęto za oczywisty postulat obecności w porcie wolnego zespołu specjalistów do usuwania usterek dysponującego odpowiednim zestawem środków.

Zadanie szybkiego lokalizowania i usuwania usterek jest bardzo złożonym problemem, który należało skutecznie rozwiązać w warunkach skracania czasu postoju samolotów, przy coraz bardziej skomplikowanym sprzęcie.

Przyjęcie dla nowo projektowanych samolotów średniego czasu postoju pomiędzy lotami w granicach 30 minut, przy jednoczesnym założeniu, że dopuszczalna granica opóźnienia startu z przyczyn technicznych wynosi jedno opóźnienie na sto odlotów, wymagało zupełnie nowego podejścia do problemu lokalizacji i usuwania usterek.

Jednym z parametrów charakteryzujących zdolność do lokalizowania i usuwania usterek jest stopień wykrywalności usterek. Można go scharakteryzować procentowo liczbą prawidłowo podjętych działań (dających w wyniku usunięcie za pierwszym razem usterki) do całkowitej liczby podjętych działań. I tak na przykład, jeżeli na 100 przypadków usterki instalacji klimatyzacji w 30 przypadkach usunięto usterkę za pierwszym razem przy wymianie uszkodzonego agregatu, a w pozostałych 70 przypadkach decyzja wymiany agregatów okazała się nietrafna, to stopień wykrywalności usterek wynosi 30%. Według źródeł amerykańskich analiza stopnia wykrywalności usterek przeprowadzona dla systemów obsługi technicznej nie dysponujących naukowo opracowaną metodą lokalizacji usterek wynosi średnio 50%.

Ilustruje to wykres na rys. 1 podający procentowe wielkości niepotrzebnie wybudowanych agregatów (w poszczególnych instalacjach samolotu) w wyniku nietrafnie zlokalizowanej usterki. Z wykresu tego widać wyraźnie, że liczba niepotrzebnie wybudowanych agregatów w wyniku nietrafnie zlokalizowanej usterki jest najwyższa dla systemów o wysokim stopniu złożoności (układ nawigacyjny, autopilot). Poziom wykrywalności usterek w granicach 50% należy uznać za niezadowalający. Biorąc pod uwagę, że koszty obsługi technicznej samolotów stanowią procentowo największy składnik (28,3% wg źródeł amerykańskich) kosztów



TL-11/76-R.1

Rys. 1. Wielkości [%] niepotrzebnie wbudowanych agregatów i zespołów w wyniku źle zlokalizowanych usterek dla poszczególnych instalacji samolotu (wg danych amerykańskich); 1 — autopilot, 2 — instalacja klimatyzacji, 3 — wyposażenie elektryczne, 4 — przyrządy kontroli pracy silnika, 5 — układ nawigacyjny

działalności przewozowej, a podniesienie poziomu wykrywalności usterek z 50% do 95% obniża koszty obsługi technicznej o 15%÷20%, widać jak poważnym zagadnieniem jest omawiany temat.

Obniżka kosztów obsługi technicznej samolotów przez zwiększenie stopnia wykrywalności usterek ma następujące źródła:

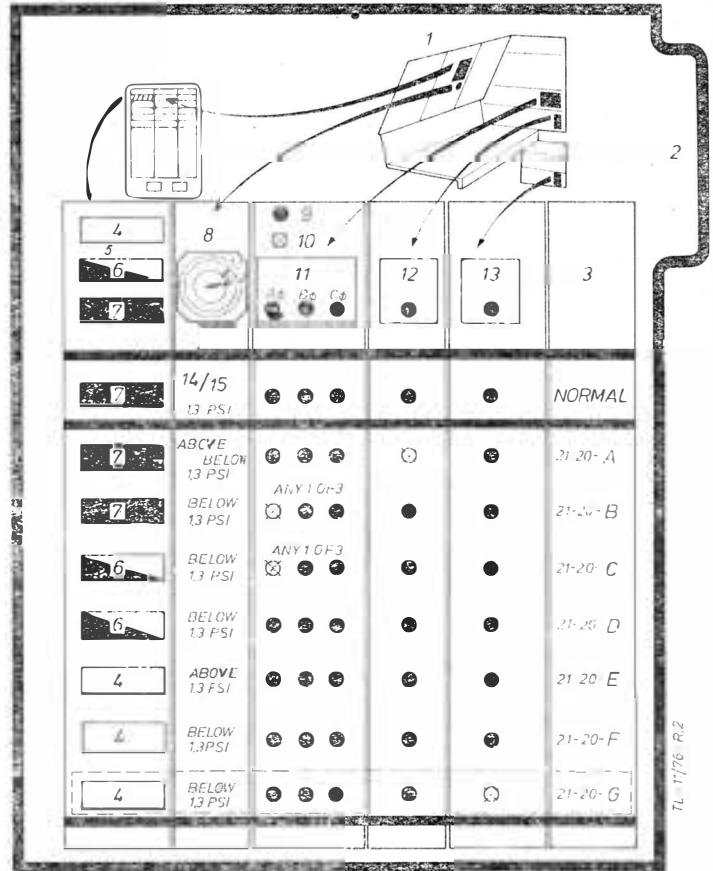
- zmniejszenie liczby opóźnionych odlotów z przyczyn technicznych,
- zmniejszenie liczby niepotrzebnych wymian agregatów i zespołów oraz uniknięcie sprawdzania (testowania) niepotrzebnie wybudowanych agregatów i zespołów
- zmniejszenie stanu części zamiennych.

Czynniki wpływające na poziom wykrywalności usterek podzielić można na czynniki bezpośrednie i pośrednie.

Czynniki bezpośrednie to:

- stopień złożoności samolotu i stopień dojrzałości jego konstrukcji,
- technologiczność procesu obsługi samolotu (to jest między innymi łatwość dostępu do agregatów czy zespołów o najwyższej usterkowości, łatwość wymiany tych agregatów itd.),
- stopień wyposażenia samolotu w układy kontrolno-

Rys. 2. Karta podręcznika systemu FEFI (fault isolation manual) dotycząca klasyfikacji niesprawności (usterek) instalacji chłodzenia bloku wyposażenia elektronicznego samolotu; 1 — tablica inżyniera pokładowego, 2 — instalacja chłodzenia wyposażenia elektronicznego, 3 — kod usterek, 4 — instalacja chłodzenia wyłączona, 5 — tabliczka świeci w sposób ciągły, 6 — tabliczka miga, 7 — tabliczka nie świeci się, 8 — wskaźnik ciśnienia różnicowego, 9 — włączony, 10 — wyłączony, 11 — AZS-y silnika wentylatora, 12 — AZS sygnalizacji przepływu powietrza chłodzącego, 13 — AZS zasilania wyposażenia elektronicznego, 14 — powyżej, 15 — poniżej



TL-11/76-R.2

Rys. 3. Karta podręcznika systemu TAFI dotycząca usuwania usterek układu chłodzenia wyposażenia elektronicznego

| KOD USTEREK | WSKAŹNIKI | | | | | POSTĘPOWANIE PRZY USUWANIU USTEREK |
|-------------|------------------------------------|------------------------|---|---------------------|-------------------------------|---|
| | Warning light Avionics flow off | Cabin differ. pressure | Circuit breaker position | | | |
| | | | Avionics compartment ventilation A B C | No avionics cooling | Avionics compt. utility power | |
| NORMAL | None | Above or below 13 PSI | ● ● ● | ● | ● | NONE |
| 21-20-A | None | Above or below 13 PSI | ● ● ● | ● | ● | ① Power must be on — IF — ② Remove P1-1334 connector — IF — ③ Flow at sensing switch — IF — Breaker will reset — replace flow sensing switch Breaker will not reset — replace light receptacle |
| 21-20-B | None | Below 13 PSI | ● ● ● | ● | ● | ① Power must be on — IF — ② Remove P1-1335 connector — IF — ③ At fan — IF — Breaker will reset — replace fan Breaker will not reset — replace fan control relay |
| 21-20-D | None | Below 13 PSI | ● ● ● | ● | ● | ① Power and fan must be off — IF — ② Inspect flow metering venturi for plugging — IF — ③ When clear — IF — Check valve works — replace fan Check valve jammed — replace check valve |
| 21-20-E | None | Above 13 PSI | ● ● ● | ● | ● | ① Power and fan must be off — IF — ② Inspect flow limiting venturi for plugging — IF — ③ Clear — replace flow sensing switch Plugged — remove obstruction |
| 21-20-F | None | Below 13 PSI | ● ● ● | ● | ● | ① Power must be on — IF — ② Fan runs — replace flow sensing switch — IF — Fan silent — Test for 28VDC — IF — Fan control relay — Live — replace fan control relay Fan scraping — replace fan control switch — IF — Dead — replace fan control switch |
| 21-20-G | None | Below 13 PSI | ● ● ● | ● | ● | ① Power must be on — IF — ② Remove P1-1333 connector — IF — Fan at control switch — IF — Breaker will reset — replace fan control switch Breaker will not reset — replace fan control relay |

21-20

TL-11/76-R.3

-pomiarowe i układy samokontroli (kontroli wewnętrznej), dające możliwość sprawdzania działania poszczególnych instalacji, wliczając w to systemy umożliwiające bieżącą kontrolę stanu technicznego samolotu.

Natomiast do czynników pośrednich można zaliczyć:

- stopień wykształcenia personelu latającego i technicznego,
- poziom opracowania dokumentacji techniczno-eksploatacyjnej,
- możliwość korzystania z tzw. banku informacji o usterekach w przekroju poszczególnego egzemplarza samolotu,
- poziom organizacji pracy obsługi technicznej.

Udaną próbą rozwiązania omawianego problemu podniesienia poziomu wykrywalności usterek jest system lokalizacji i usuwania usterek opracowany przez wytwórnię Douglas dla samolotu DC-10. System nazwany został FEFI-TAFI. Zapewnia on poziom wykrywalności usterek w granicach 95%, przy czym wykrycie i usunięcie usterki zajmując dla podstawowych układów objętych tym systemem nie więcej niż 45 minut.

| TI-1176-R.1 | (11) | (10) | (9) |
|-------------|-----------|---------|-----|
| (1) | 4,6 MIN | 1,6 MIN | (8) |
| (2) | 49,9% | 97% | (7) |
| (3) | 50,1% (4) | 3% (5) | (6) |

Rys. 4. Wyniki podniesienia sprawności personelu technicznego w lokalizowaniu usterek po przeszkoleniu na symulatorze i przy korzystaniu z systemu FEFI-TAFI; 1 — czas podjęcia decyzji o sposobie usunięcia usterki, 2 — procent prawidłowo podjętych decyzji, 3 — procent błędnych decyzji, 4 — 50,1% błędów, 5 — 3% błędów, 6 — 18-krotnie wyższy poziom wykrywalności, 7 — 2 do 1, 8 — czas decyzji skrócony do 1/3, 9 — przewaga systemu zastosowanego na DC-10, 10 — przy użyciu systemu FEFI-TAFI, 11 — przed szkoleniem (przy metodzie „prób i błędów”)

System FEFI był opracowywany równolegle z konstrukcją samolotu, tak więc każda instalacja była analizowana zarówno na drodze teoretycznej, jak i podczas badań eksploatacyjnych, pod kątem możliwości wystąpienia usterki.

Zasada systemu FEFI-TAFI opiera się na założeniu, że każdy rodzaj niesprawności powstały podczas lotu załoga rejestruje jako zestaw objawów, który można przekazać drogą radiową do bazy tak, aby umożliwić przygotowanie całości akcji usunięcia usterki przed wylądowaniem samolotu.

System składa się z dwóch części. Część pierwsza (FEFI)* obejmuje system oceny usterki przez załogę podczas lotu, umożliwiający poddanie jej klasyfikacji i zakodowanie tak, aby było możliwe przekazanie jak najpełniejszej informacji drogą radiową do bazy. Część druga systemu (TAFI)** jest opisem postępowania niezbędnego dla usunięcia usterki, przy czym opisy te są w formie schematów logiczno-decyzyjnych. Dokumentacja ta nie zastępuje w żadnym wypadku instrukcji technologicznych czy opisów technicznych, bowiem elementarna informacja zawarta w bloku logiczno-decyzyjnym zawiera hasło czynności (np. wymień agregat), tj. inaczej nazwę czynności, a nie sposób jej wykonania. Istotą tej części systemu jest to, że procedura wykrywania niesprawności zawarta w bloku logiczno-decyzyjnym jest procedurą prowadzącą w sposób najkrótszy do wykrycia wadliwego działającego agregatu i umożliwia usunięcie usterki w najkrótszym czasie.

System FEFI, który umożliwia załodze ocenę usterki, poddanie jej klasyfikacji i nazwanie jej odpowiednim systemem kodu usterek jest opracowany w formie albumu, którego każda strona odpowiada określonej instalacji czy systemowi. Na rysunku 2 opisany jest system klasyfikacji

niesprawności układu chłodzenia (wentylacji) bloków wyposażenia elektronicznego samolotu.

Układ strony podręcznika systemu FEFI jest typowy dla wszystkich układów i instalacji. W górnej części karty przedstawione są wszystkie wskaźniki, które mogą dać jakąkolwiek informację o działaniu instalacji. W omówionym przypadku wskaźnikami są:

- tabliczka świetlna sygnalizująca brak przepływu powietrza chłodzącego (układ wyłączony),
- wskaźnik wielkości ciśnienia różnicowego (różnica ciśnień między kabiną a otoczeniem),
- układ trzech bezpieczników automatycznych (tzw. AZS trójfazowego silnika napędu wentylatora),
- AZS sygnalizacji przepływu powietrza chłodzącego,
- AZS układu zasilania.

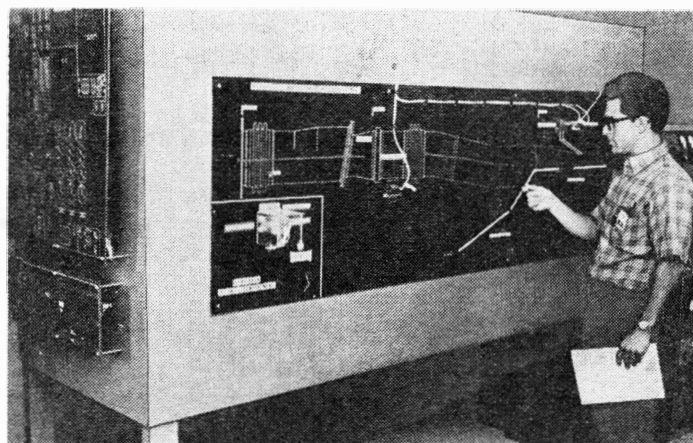
W tabeli podany jest układ (wielkości, położenia) wszystkich elementów sygnalizujących pracę układu, odpowiadający normalnej pracy systemu. Oprócz tego podane są warianty opisanego systemu sygnalizacji odpowiadające różnym rodzajom niesprawności, przy czym każdy z nich jest nazwany symbolem kodu usterki. W ten sposób, jeżeli pozwalają na to warunki, członek załogi samolotu mając do dyspozycji podręcznik FEFI może przez porównanie zachowania się systemu sygnalizacji z opisanymi w albumie skłasyfikować usterkę, to jest odczytać jej numer kodu i podać tę informację przez radio. I tak na przykład, jeżeli niesprawność systemu chłodzenia wyposażenia elektronicznego objawia się następującym zestawem informacji:

- świeci się tabliczka sygnalizacyjna *brak przepływu powietrza chłodzącego*,
- różnica ciśnień między kabiną a otoczeniem jest mniejsza niż 1,3 funt/cal²,
- wyrzucony jest automatyczny bezpiecznik układu zasilania, a pozostałe automatyczne bezpieczniki są łączone; wówczas wariant niesprawności ma kod 21-20G. Wszystkie przypadki niesprawności układu chłodzenia wyposażenia elektronicznego są oznaczone symbolem od 21-20A do 21-20G, tj. obejmują siedem wariantów.

Podręcznik systemu TAFI ma układ podobny do podręcznika FEFI (rys. 3), ale zawiera opis postępowania przy usuwaniu usterki w formie schematu logiczno-decyzyjnego. W przypadkach usterki układu bardziej złożonego niż układ chłodzenia wyposażenia elektronicznego opis postępowania przy usuwaniu usterki nie mieści się na tej karcie i jest podany oddzielnie.

W omawianym przypadku strona podręcznika TAFI zawiera opis postępowania dla siedmiu przypadków niesprawności, tj. od 21-20A do 21-20G. W szkoleniu personelu technicznego w części dotyczącej lokalizacji i usuwania usterek korzysta się coraz częściej z symulatorów umożliwiających symulowanie najróżniejszych wariantów niesprawności (rys. 5). Ciekawie prezentują się wyniki sprawności personelu technicznego szkolonego na symulatorze przy korzystaniu z systemu FAFI-TAFI (rys. 4).

Z przedstawionych danych wynika, że pretendują one do najwyższych osiągnięć w eksploatacji samolotów komunikacyjnych.



Rys. 5. Symulator układu chłodzenia bloków wyposażenia elektronicznego samolotu DC-10

* fault isolation manual (FEFI)

** turn around isolation manual (TAFI)

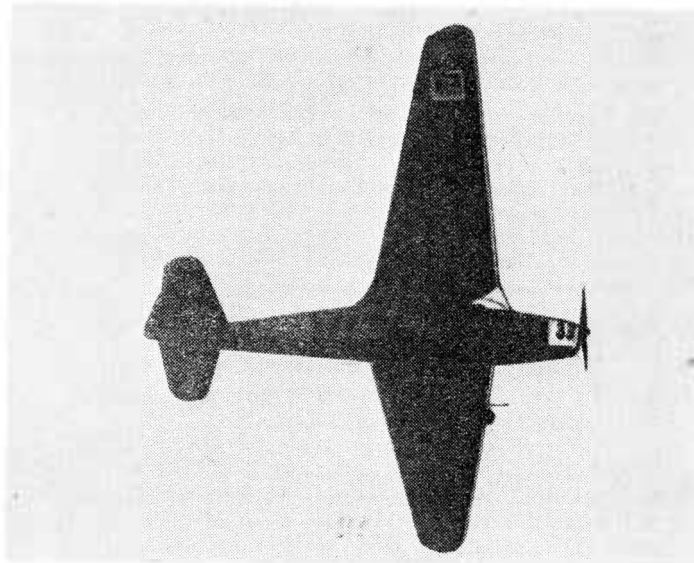
Samolot słabosilnikowy MIP Smyk

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

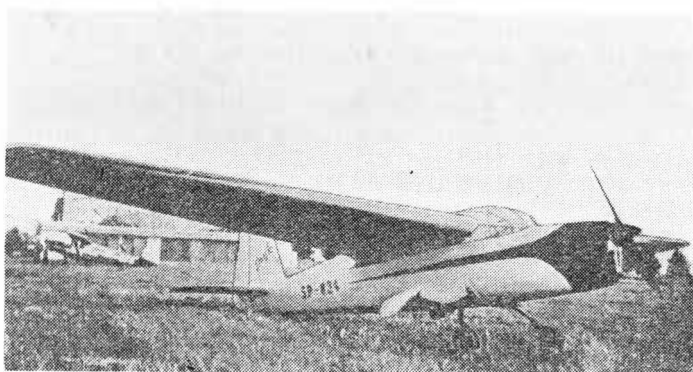
Samolot słabosilnikowy Smyk powstał jako projekt studencki na Politechnice Warszawskiej. Była to konstrukcja eksperymentalna o starannie opracowanej aerodynamice i chowanym podwoziu. Miała interesujący system otwierania kabiny. Samolot został oblatany jesienią 1937 r.

Z inicjatywy Jana Idzkowskiego trzech studentów Sekcji Lotniczej Politechniki Warszawskiej — Ludwik Moczarski, Jan Idzikowski i Jerzy Płoszajski (konstruktor szybowca w 1927 r.) — wykonali projekt samolotu słabosilnikowego MIP Smyk, uważanego też za motoszybowiec i mającego służyć do przeszkalania pilotów szybowcowych na samolot. Projekt ten był trzecią pracą przejściową wykonywaną u prof. Gustawa Mołrzyckiego, który popierał budowę lekkich samolotów sportowych będących równocześnie konstrukcjami doświadczalnymi. Zadaniem postawionym przed konstruktorami tego samolotu było uzyskanie najwyższych osiągnięć przez staranne opracowanie aerodynamiczne, przy silniku o małej mocy. Założenie to zmuszało do pewnego skomplikowania konstrukcji przez zastosowanie chowanego podwozia, starannego opracowania przejścia skrzydło — kadłub oraz kształtu kabiny itp. W projekcie była nawet chowana płoza ogonowa, lecz tego rozwiązania nie zrealizowano na prototypie.

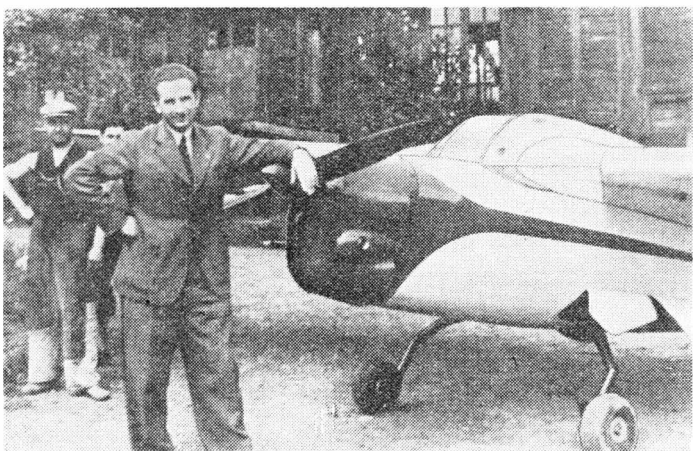
Prace projektowe rozpoczęli konstruktorzy w 1936 r. Na początku 1937 r. model Smyka przeszedł dmuchania w Instytucie Aerodynamicznym Politechniki Warszawskiej. Prototyp został zbudowany w Harcerskich Warsztatach Szybowcowych na lotnisku mokotowskim w Warszawie — przez konstruktorów przy pomocy M. Rembowskiego i W. Chojnackiego oraz harcerzy i pracowników warsztatów. Budowa była subwencjonowana przez LOPP. Koszt budowy



Rys. 3. Smyk w locie. Na skrzydle 1 osłonie silnika numer konkursowy 33



Rys. 1. Smyk SP-834 na lotnisku mokotowskim



Rys. 2. Smyk przed Harcerskimi Warsztatami Szybowcowymi

wyniósł 11 500 zł. Sprowadzony z Anglii silnik Scott, będący przeróbką silnika motocyklowego dla stosowania do samolotów Pou du Ciel, był cięższy niż przewidywano, gdyż jego ciężar wynosił aż 50 kg. Przyczyniło się to do zwiększenia ciężaru całkowitego z 250 kg do 290 kg. Ponadto moc silnika wynosiła 16 KM zamiast 23 KM. Smyk był zgłoszony na konkurs LOPP na samolot słabosilnikowy — motoszybowiec, lecz konkurs ten wygrał Bąk A. Kocjana. Budowa Smyka nieco się przeciągała, gdyż w 1937 r. dwóch konstruktorów musiało odbyć służbę wojskową. W końcu września prototyp był gotów, lecz KCSP po oględzinach stwierdziło konieczność usunięcia 115 usterek (jak np. zabezpieczenie nakrętek, drobne wzmocnienia i usztywnienie elementów); poprawienie samolotu zajęło 3 dni. W dniu 1.X.1937 r. pil. A. Onoszko dokonał oblotu Smyka na lotnisku mokotowskim — wykonując trzy loty. Pierwsze loty wykonano z zablokowanym podwoziem. Prototyp otrzymał szybowcowe znaki rejestracyjne SP-834. Próby samolotu przeprowadzone przez A. Onoszkę wykazały, że Smyk miał krótki start, duże wznoszenie i dobrą stateczność. Śmigło było za ciężkie i nie pozwalało na rozwinięcie więcej niż 80% mocy silnika. Pierwsze loty wykonano na samolocie niemalowanym, o powierzchni zabezpieczonej gruntem. Po pomalowaniu samolotu i wypolerowaniu powierzchni — prędkość maksymalna wzrosła o 20 km/h. W pierwszej połowie października wykonano tylko 1 h lotów, gdyż silnik przy dłuższej pracy zacierał się z powodu nadmiernego nagrzewania się tylnego cylindra. Zaletą silnika była prawidłowa praca i niewystępowanie drgań, które zwykle występują w silnikach dwucylindrowych. Konieczne były drobne poprawki na samolocie, głównie dotyczące chłodzenia silnika, lecz ponieważ konstruktorzy rozpoczęli pracę zarobkową — Moczarski w ITL, a Płoszajski w wytwórni Szomańskiego — samolot został poprawiony dopiero zimą 1937/38 r. W 1938 r. Smyk przeszedł próby w Instytucie Technicznym Lotnictwa, które wykazały, iż osiągnięte tej konstrukcji są lepsze od obliczeniowych wykonanych dla korzystniejszego czyli mniejszego ciężaru. Prędkość maksymalna była większa o 10 km/h od obliczeniowej, zaś pułap o 500 m. Podczas prób stwierdzono, że Smyk poprawnie wykonuje akrobację podstawową i daje się łatwo wyprzewadzić z korkociągu. Próby wykazały, że otwarte podwozie zmniejsza prędkość maksymalną tylko o 11 km/h, podczas gdy koszt podwozia stanowił 30% kosztu samolotu. Dla samolotu słabosilnikowego chowane podwozie było niekonieczne, w szczególności, że zastosowanie owiewek na podwoziu mogło tę różnicę prędkości jeszcze zmniejszyć.

Samolot był własnością ZHP, a znajdował się pod opieką konstruktorów.

Smyk brał udział w zlocie lotniczym do Torunia w 1933 r. pilotowany przez J. Idzkowskiego oraz wykonał loty do Płocka, Łowicza i Brześcia. Miał kilka uszkodzeń, m.in. kapotaż w koniczynie. We wrześniu 1939 r. Smyk spłonął na lotnisku mokotowskim. Wymontowany z niego silnik był przechowywany w domu Moczarskiego, gdzie uległ zniszczeniu podczas Powstania Warszawskiego w 1944 r. Konstruktorzy L. Moczarski i J. Idzkowski brali udział w ruchu oporu i zostali rozstrzelani przez okupanta.

Smyk pod względem aerodynamiki był najlepiej opracowanym polskim samolotem sportowym. Wiązało się to z interesującymi rozwiązaniami konstrukcyjnymi zastosowanymi na nim, wśród których na pierwszym miejscu należy wymienić oryginalne chowanie podwozia. Podwozie o skośnych osiach obrotu chowało się do tyłu w kadłub tak, że koła niemal się stykały. Podwozie to miało być również zastosowane na następnym samolocie Sekcji Lotniczej opracowanym z inicjatywy prof. G. Mokrzyckiego — bezogonowcu SSS, którego budowa nie została zrealizowana z powodu wybuchu II wojny światowej. Podwozie o tym układzie opracował w Anglii podczas wojny inż. J. Płoszajski do projektu samolotu myśliwskiego firmy Folland, który nie został zrealizowany. Podwozie o identycznym układzie kinematycznym zostało zastosowane na samolocie treningowo-myśliwskim Folland Gnat, zbudowanym w 1955 r.

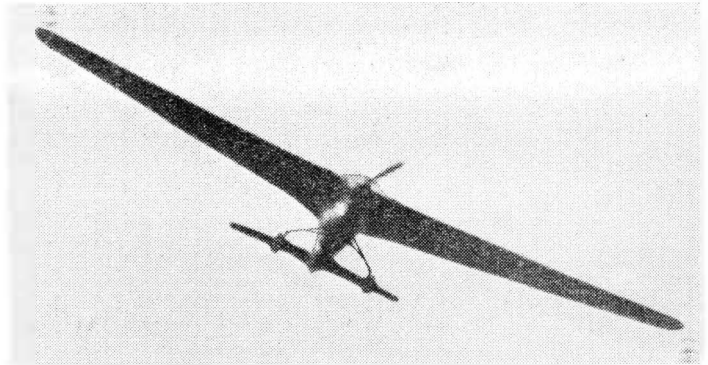
Konstrukcja

Jednomiejscowy samolot słabosilnikowy o cechach motoszybowca, konstrukcji drewnianej i układzie wolnonośnego średniopłata.

Kadłub o przekroju eliptycznym, półkorupowy, kryty sklejką. Osłona kabiny o szkieletcie z rurek stalowych, stanowiąca przednią część profilu płata. Osłona otwierana w górę do tyłu — na dwóch prostowodach. Sterownica w postaci drążka sterowego i pedałów spawanych z rurek. Na lewej burcie kabiny — dźwignia sterowania silnikiem, na prawej — korbka chowania podwozia. Tablica przyrządów wyposażona w prędkościomierz, wysokościomierz, busołą, obrotomierz i manometr oleju. Zakończenie tyłu kabiny — spawane z blachy aluminiowej, odejmowane, służące jako pokrywa mechanizmów sterowania usterzenia. Podwozie chowane mechanicznie. Golenie podwozia spawane ze stali, półwolnonośne. Mechanizm chowania podwozia składał się z korbki w kabinie, łańcucha rowerowego przesuwanego suwak (wózek) po szynie w górze kadłuba, prętów ciągniętych przez suwak i tylnych zastrzałów podwozia, łamanych podczas chowania podwozia. Dzięki skośnemu ustawieniu osi obrotu goleni — koła chowały się w kadłub. Pokrywy podwozia dwuczęściowe, z blachy, zamykane sprężynowo. Tylnie pokrywy zamykały się także po otwarciu podwozia. Koła niskociśnieniowe Dunlop o średnicy 350 mm. Płoza ogonowa ze stalowego resora piórowego.

Płat trapezowy, niedzielony, jednodźwigarowy, z tylnym dźwigarkiem pomocniczym. Profil płata Clark YH, o małej wędrowce środka parcia, co pozwoliło na zastosowanie krótkiego kadłuba i niedużego usterzenia poziomego. Do pierwszego dźwigara keson kryty sklejką. Wykrój na kabinę w środkowej części płata zajął na tym odcinku miejsce kesonu i zmusił do zastosowania skośnego dźwigarka pomocniczego i pokrycia sklejką tej części płata do dźwigarków pomocniczych, dla utworzenia kesonu tylnego. Część płata za dźwigarem przednim i dźwigarkami skośnymi — kryta płótnem. Płat mocowany do kadłuba czterema sworzniami poziomymi. Nadkadłubowa część płata wybrzuszona do góry, gdyż stanowiła górną część kadłuba. Lotki na 3 zawiasach. Linkowy napęd w pobliżu lotki zamieniał się w łańcuch rowerowy, który napędzał koło zębate zamocowane do lotki. Napęd steru wysokości różnicowy, w celu uzyskania jednakowej czułości steru w każdym położeniu drążka sterowego. Stateczniki kryte sklejką, stery — płótnem.

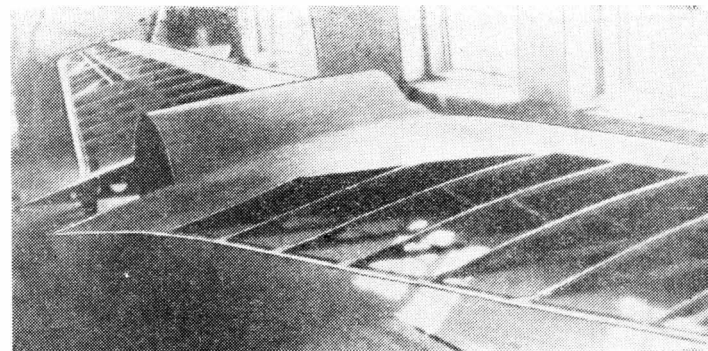
Silnik chłodzony powietrzem, dwucylindrowy, rzędowy, dwusuwowy Scott Flying Squirrel AS-2 o mocy startowej 20 KM przy 4000 obr./min i mocy nominalnej 16 KM przy 3200 obr./min. Łoże silnika spawane, mocowanie czterema okuciami do pierwszej wręgi kadłuba stanowiącej ścianę ogniową. Osłona silnika z blachy aluminiowej. Śmigło stałe drewniane, dwułopatowe, o średnicy 1,6 m. Zbiornik paliwa o pojemności 20 l w środkowej części płata, między dźwigarami. Przelotowe zużycie paliwa 5,5-6 l.



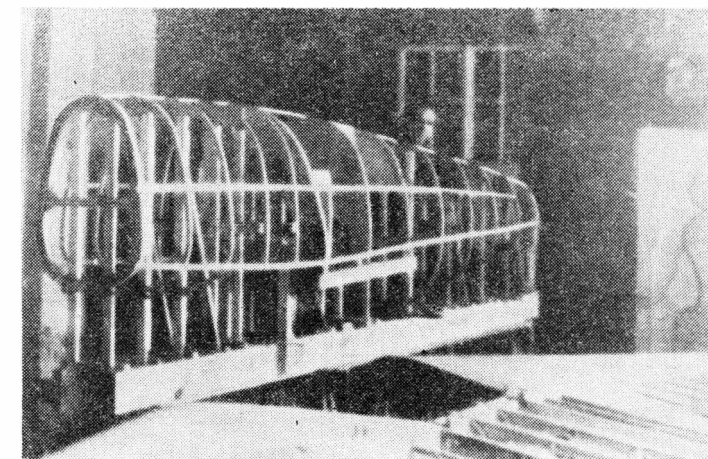
Rys. 4. Smyk w zakręcie



Rys. 5. Widok z przodu



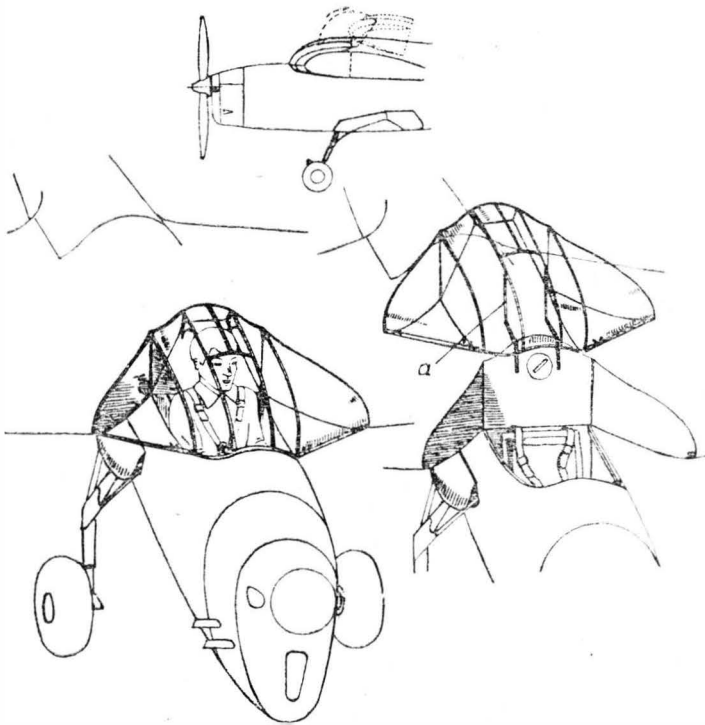
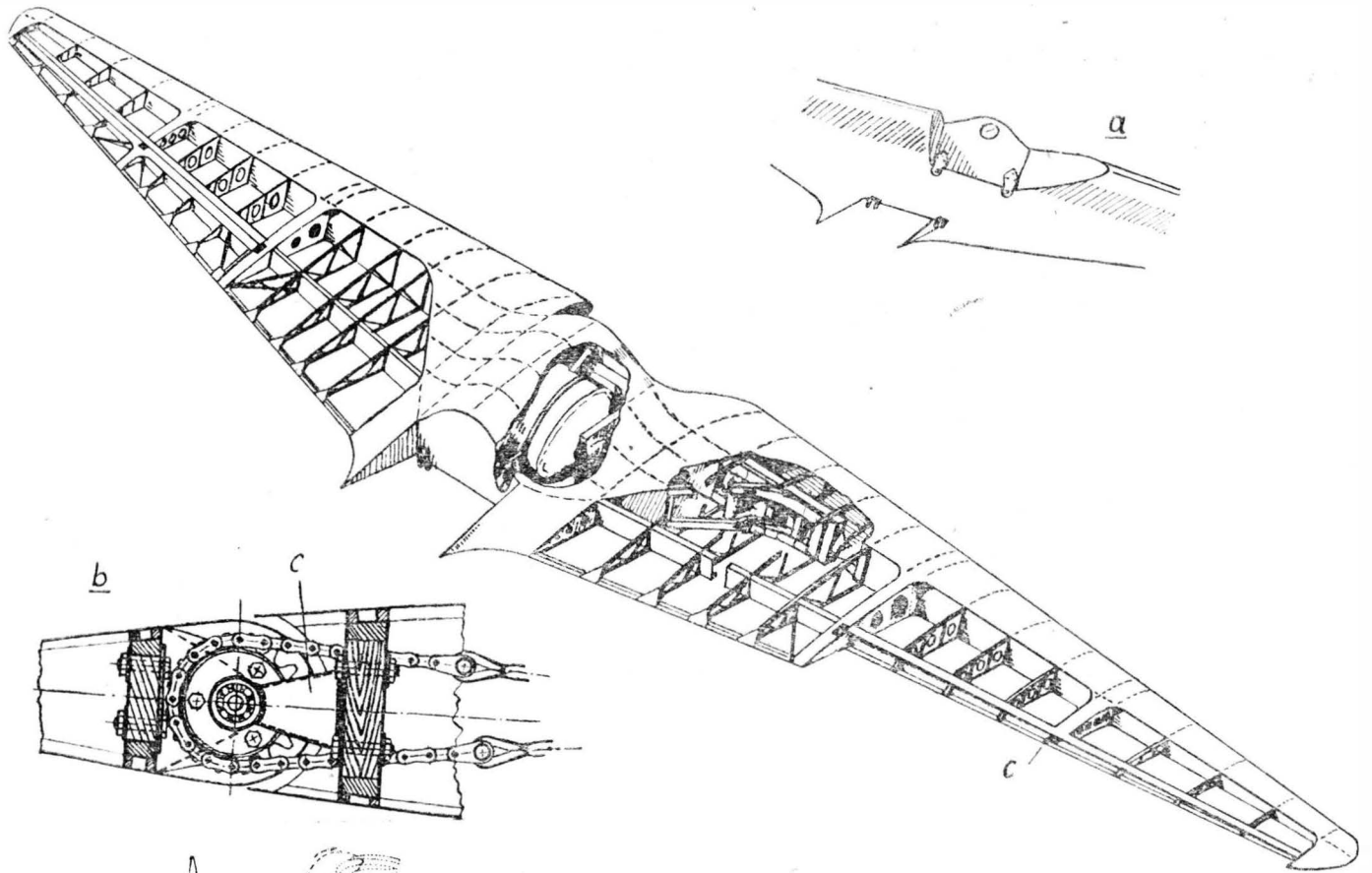
Rys. 6. Płat w budowie



Rys. 7. Budowa kadłuba

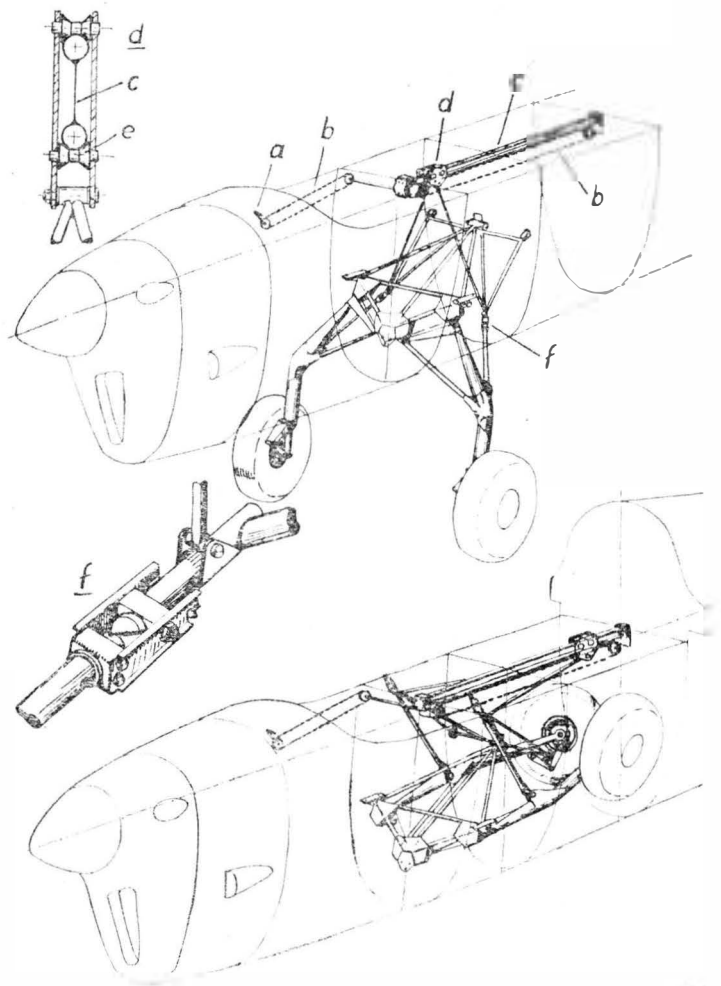
Malowanie. Smyk malowany był na kremowo, a przód kadłuba i zwężający się pas wzdłuż kadłuba oraz końcówki i krawędzie natarcia zewnętrznych części płata i usterzenia malowane były na ciemnoczerwono. Śmigło malowane lakierem bezbarwnym. Napis Smyk na stateczniku pionowym oraz znaki rejestracyjne na skrzydłach i kadłubie — czarne.

Rys. 8. Konstrukcja płata: a — okucie skrzydła, b — napęd łotki, c — konsola



Rys. 9. Otwieranie osłony kabiny: a — wahacz

Rys. 10. Mechanizm chowania podwozia: a — korbka, b — łańcuch, c — szyna, d — suwak, e — rolki, f — przegub



DANE TECHNICZNE

| | |
|------------------------|----------------------|
| Rozpiętość | 10,1 m |
| Długość | 5,7 m |
| Wysokość | 1,6 m |
| Powierzchnia nośna | 11,5 m ² |
| Wydłużenie | 9 |
| Ciężar własny | 187 kG |
| Ciężar użyteczny | 103 kG |
| Ciężar całkowity | 290 kG |
| Obciążenie powierzchni | 25 kG/m ² |
| Obciążenie mocy | 14,5 kG/KM |
| Prędkość maksymalna | 160 km/h |
| Prędkość przelotowa | 140 km/h |
| Prędkość minimalna | 60 km/h |
| Wznoszenie | 3* m/s |

| | |
|-------------------------------------|----------|
| Pulap | 5500 m |
| Zasięg | 420* km |
| Czas lotu | 3 h |
| Opadanie | 1,2* m/s |
| Współczynnik obciążenia niszczącego | 8 |

*) dane przybliżone

Die Luftfahrt-Schneekufen

Es wurde das Wirkungswesen der Schneekufen auf Grund der neuesten ausländischen Quellen analysiert. Optimale Werte der Schneekugeometrie, die aus theoretischen Betrachtungen folgen, im Verhältnis zu den praktischen Werten für das Mohawk Flugzeug.

WAŚKOWSKI W.

Die Turbinentriebwerke für die Hubschrauber. Teil II

Die gegenwärtige Produktion und die Perspektiven der Rolls-Royce Firma (das Triebwerk BS-360 Gen). Die Tätigkeit der anderen westeuropäischen Hersteller von den Hubschraubertriebwerken.

WITKOWSKI A.

Flugerprobungen der Agrarhubschrauber in Luftfahrt-Institut

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

STASZEK J.

Der technische Fortschritt im Flugzeugbau im Aspekt der Kraftstoffersparnisse

Die Kraftstoffersparnisse, die aus der Anwendung von überkritischen Flügelprofilen und von den Rundwirbel-Zerstreuern folgen. Die Möglichkeiten der Widerstandsverminderung wegen der Reibungswiderstandsabnahme. Die Perspektiven der Konzeption von aktiver Steuerung.

OCZOŚ K.

T.H. Embry — und J.P. Riddle-Luftfahrtsuniversität in Daytona-Beach USA

Geschichte einer amerikanischen Luftfahrtsuniversität. Die Organisationsstruktur der Universität wie auch der Studienverlauf und -Umfang in der einzelnen Fachgebiete. Das Umwandlungsstudien-Prinzip.

SŁODOWNIK A.

Die Fragen der Fehlerortung und — Beseitigung von Luftfahrzeugen

Es wurde ein amerikanisches System FEFI-TAFI als eine optimale Lösung des Problems von Flugzeugdefektortung und -Beseitigung dargestellt. Die grundsätzliche Voraussetzungen des Systems und seine Anwendungsergebnisse.

GLASS A.

Ein Schwachmotor-Flugzeug „Smyk“

Als eine Diplomarbeit an der Technischen Hochschule in Warschau wurde ein Entwurf des Schwachmotor-Flugzeuges mit dem einziehbaren Fahrwerk „Smyk“ bearbeitet. Der Erstflug fand 1937 statt. Es wurde die Konstruktion des Flugzeuges beschrieben.

Лыжи для самолетов

Анализ работы самолетных лыж на основе новейших зарубежных материалов. Оптимальная форма лыжи вытекающая из теоретических работ и практические величины для самолета Мохавк.

WASKOWSKI W.

Турбинные двигатели для вертолетов

Современная позиция и перспективы фирмы Роллс-Ройс (двигатель ВС-460). Деятельность других западноевропейских изготовлений вертолетных двигателей.

WITKOWSKI R.

Испытания сельскохозяйственных вертолетов в Институте Авиации

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

STASZEK J.

Технический прогресс в самолетостроении с точки зрения экономии топлива

Экономия топлива как результат применения сверхкритических профилей крыльев и сооружений для рассеивания концевых вихрей. Возможность уменьшения сопротивления путем снижения поверхностного трения. Перспективы метода активного управления.

OCZOŚ K.

Авиационный Университет им. Т. Х. Эмбри и Ж. П. Риддль в Дайтон-Бич, США

История американского Авиационного Университета. Организация университета, программа обучения по отдельным специальностям. Принципы т.н. перемешанного обучения.

SŁODOWNIK K.

Проблемы обнаружения и устранения дефектов авиационной техники

Описание американской системы ФЕФИ-ТАФИ как оптимального решения проблемы обнаружения и устранения дефектов в самолете. Основные положения системы и результаты её применения.

GLASS A.

Самолет „Смык” с маломощным двигателем

Проект самолета „Смык” с маломощным двигателем был разработан как дипломная работа в Варшавском Политехническом Институте. Самолет имел убираемое шасси. Первый полёт состоялся в 1937 г. В статье описывается конструкция самолета.

INFORMACJE DLA AUTORÓW

Artykuł powinien być związany z tematyką poruszaną na łamach *Techniki Lotniczej i Astronautycznej* (patrz TLiA nr 11/1972) i nie może być publikowany w innych czasopismach.

Pożądane jest uprzednie uzgodnienie tematu artykułu z Redakcją.

TEMAT I UJĘCIE. Temat artykułu powinien być możliwie wąski, ale potraktowany wyczerpująco. Należy unikać powtarzania wiadomości ogólnie znanych, ujętych w wydawnictwach książkowych.

Artykuły nie powinny zawierać szczegółowych wywodów matematycznych, należy ograniczać się do podania założeń i wyników końcowych.

Należy unikać skrótów, rzadko stosowanych określeń obcych, żargonu fachowego. Wprowadzane nowe lub bardzo specjalistyczne terminy należy starannie zdefiniować.

Tytuł powinien być dostatecznie jednoznaczny i precyzyjny, ale nie przesadnie opisowy.

Układ treści powinien być przejrzysty, podział na rozdziały, podrozdziały i akapity logiczny i konsekwentny.

OBJĘTOŚĆ ARTYKUŁU nie powinna przekraczać 12 stron maszynopisu (30 wierszy po 50 znaków) wraz z materiałem ilustracyjnym i tablicami.

MASZYNOPIS. Autor zobowiązany jest dostarczyć artykuł w dwóch egzemplarzach — oryginał i kopię. Na oddzielnej stronie należy podać adres (z kodem), numer telefonu oraz miejsce pracy autora.

W treści artykułu nie należy stosować podkreśleń, rozstrzelania liter ani też pozostawiać pustych miejsc na ilustracje i tablice; miejsca, w których powinny być one umieszczone, zaznacza się na marginesie pisząc: rys. 1, rys. 2 itd. lub tabl. 1, tabl. 2 itd.

Tablic ani podpisów pod rysunkami nie należy umieszczać w treści artykułu, lecz przepisać je w dwóch egzemplarzach na osobnych kartkach, stosując kolejną numerację stron, łącznie z zasadniczą treścią artykułu. Podpisy pod rysunki powinny zawierać właściwy tytuł i legendę wyjaśniającą części rysunków oznaczone kolejnymi cyframi lub literami.

Wzory należy numerować z prawej strony w nawiasach okrągłych.

ILUSTRACJE. Fotografie, rysunki i wykresy nazywa się w treści rysunkami i numeruje kolejno. Ilustracje należy załączyć w jednym egzemplarzu (nie wklejać w tekście), zaznaczając kolejny numer u dołu rysunku lub na odwrocie fotografii.

Rysunki oraz wykresy mogą być wykonane w tuszu lub w ołówku (szkicowo), w sposób zgodny z Polskimi Normami i nie budzący wątpliwości w przypadku przerysowywania ich w Redakcji. Skala rysunków 2:1 (do zmniejszenia), uwzględniając przy tym, że szerokość szpalty w czasopiśmie wynosi 5,8 lub 9 cm, szerokość kolumny — 18,5 cm, wysokość kolumny — 26 cm.

Na rysunkach należy unikać długich opisów, oznaczając jego części (np. krzywe na wykresach) cyframi arabskimi lub literami, objaśnionymi w legendzie.

Fotografie powinny być odbite w miarę możliwości na gładkim, błyszczącym papierze fotograficznym. Nie należy nanosić napisów na fotografię, lecz na kalkę przykładaną do fotografii, co ułatwi Redakcji opisanie w sposób zgodny z wymaganiami drukarskimi. Minimalne wymiary fotografii (z wyjątkiem mikroskopowych) — 9 × 12 cm.

SPIS LITERATURY. Autorzy są zobowiązani do podawania na końcu artykułu wykazu źródeł wykorzystanych przy opracowywaniu tematu.

Przytaczając nie będące osobistym dorobkiem autora wzory, poglądy, dane liczbowe, wykresy, tablice itp., należy bezwzględnie podać odsyłacz do spisu literatury, ujęty w nawiasy kwadratowe (np. [2]). Powoływanie się na źródła nie obowiązuje, gdy chodzi o wiadomości ogólnie znane.

Spis literatury powinien zawierać przy książkach — nazwisko i pierwszą literę imienia autora (bez tytułów), pełny tytuł książki, miejsce wydania, rok, wydawcę i ewentualnie numery stron; przy czasopismach — nazwisko i imię autora, tytuł artykułu, nazwę czasopisma, rok, numer i ewentualnie stronę.

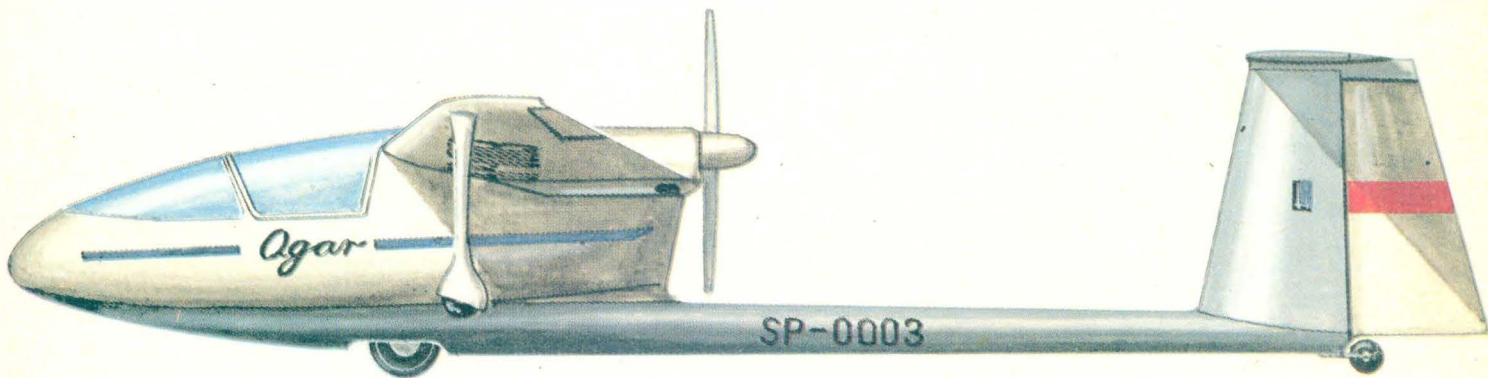
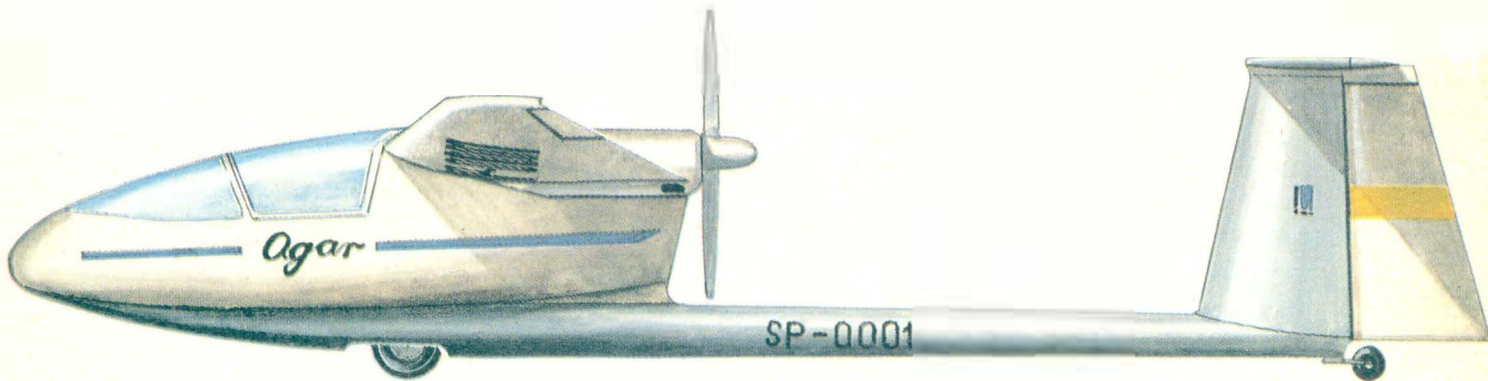
HONORARIA AUTORSKIE płatne są po ukazaniu się artykułu w czasopiśmie, w wysokości ustalonej przez *Centralny Urząd Wydawnictw* pismem okólnym nr 120 z dn. 15.XII 1955 r. oraz *Monitor Polski* nr 28 z dn. 3.VII 1973 r.

Materiałów nie zamówionych Redakcja nie zwraca.

Redakcja zastrzega sobie prawo ewentualnych skrótów oraz opracowania redakcyjnego zgodnie z opublikowanymi wymaganiami.

SZD-45 OGAR

TWO-SEAT TRAINING MOTOR-GLIDER



3300 SZD GLIDERS BUILT

- Two-seat side-by-side
- Dual controls
- Pedals adjustable in flight
- Backrests adjustable on the ground
- Semi retractable 400 x 150 wheel
- Glassfibre/epoxy resin forward fuselage and metal tail boom. Wooden wings.
- Wortmann wing section
- 68 hp Limbach SL-1700EC engine

TECHNICAL DATA

| | |
|--------------------|--------------------------------|
| Wing span | 17.5 m |
| Length | 7.95 m |
| Height | 1.7 m |
| Wing area | 16.1 sqm |
| Aspect ratio | 16,1 |
| Propeller diameter | 1.5 m |
| Wing section | Wortmann Fx-61-168, Fx-60-1261 |
| Weight empty | 470 kg |

| | |
|---------------------|-------------|
| Useful load | 230 kg |
| Take-off weight | 700 kg |
| Wing loading | 36.6 kg/sqm |
| Max L/D at 100 km/h | 27.5 |
| Min sink at 72 km/h | 0.96 m/s |
| Max speed | 180 km/h |
| Cruising speed | 150 km/h |
| Stalling speed | 68 km/h |
| Rate of climb | 2.8 m/s |
| Ceiling | 3100 m |
| Range | 550 km |

Manufacturer:
Zakłady Szybowcowe PZL Bielsko-Biala
ul. Cieszyńska 325
3302 Bielsko-Biala POLAND
Phone: 250 21; Cable: Sezed
Telex: 035259 SZD PL



PEZETEL
POLAND

Exporter: PEZETEL
Enterprise of Aviat
ul. Przemysłowa 26
POLAND
PO Box 371; Cable: Pezetel;
Phone: 28 50-71; Telex: 813430