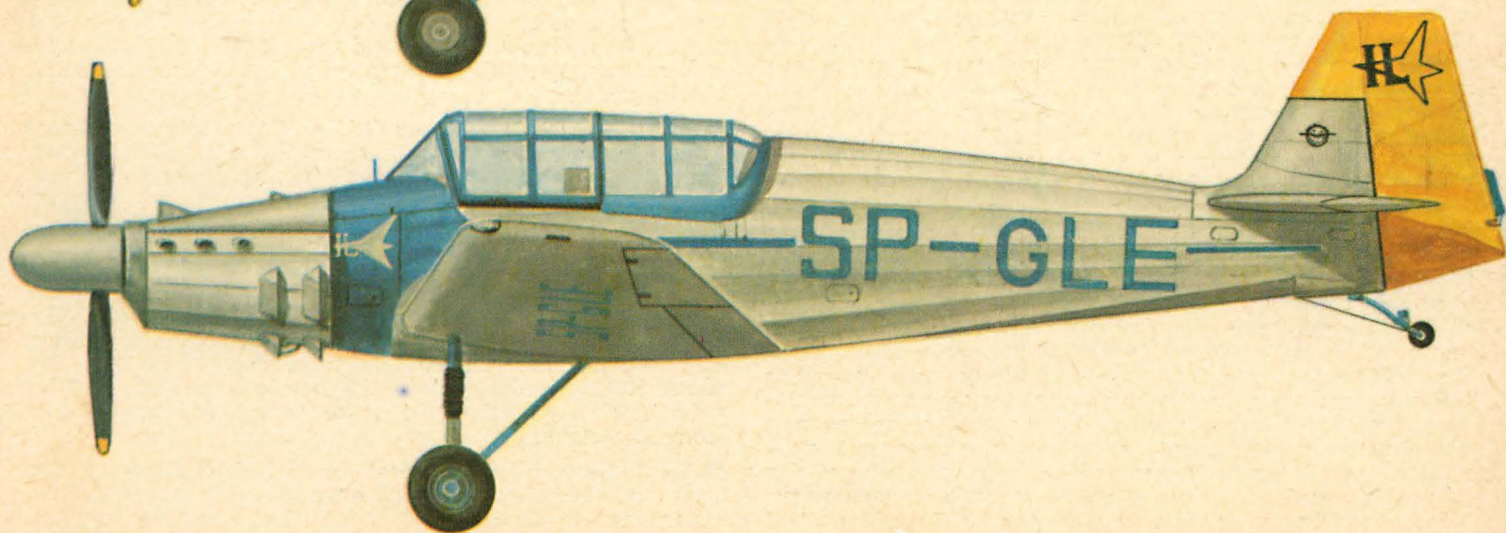
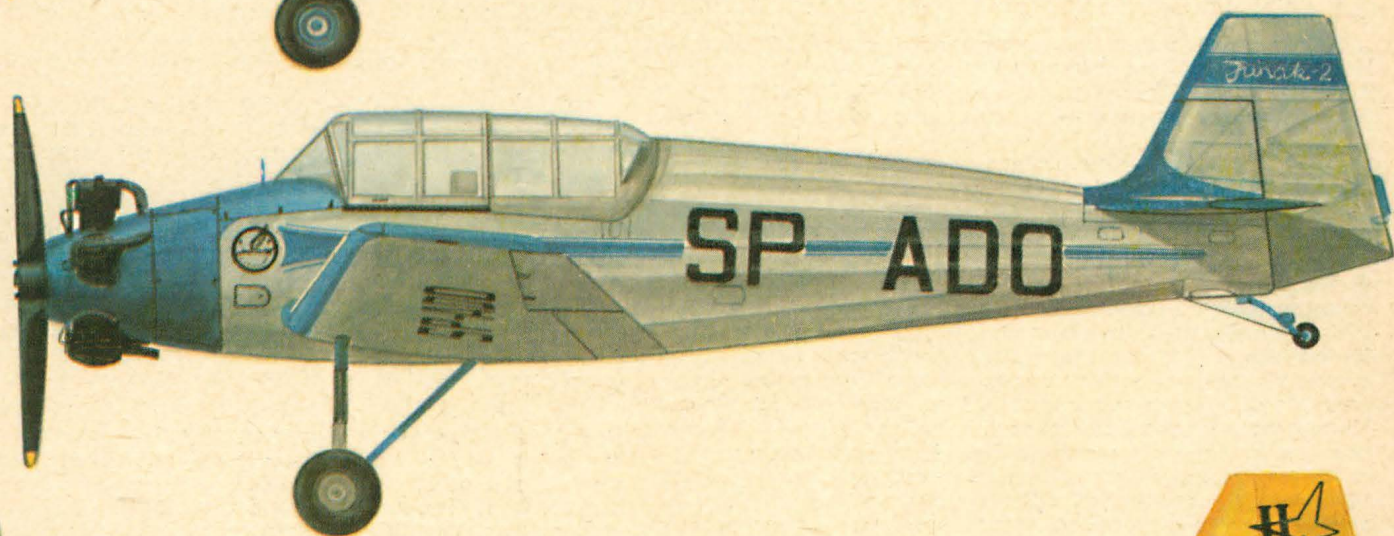
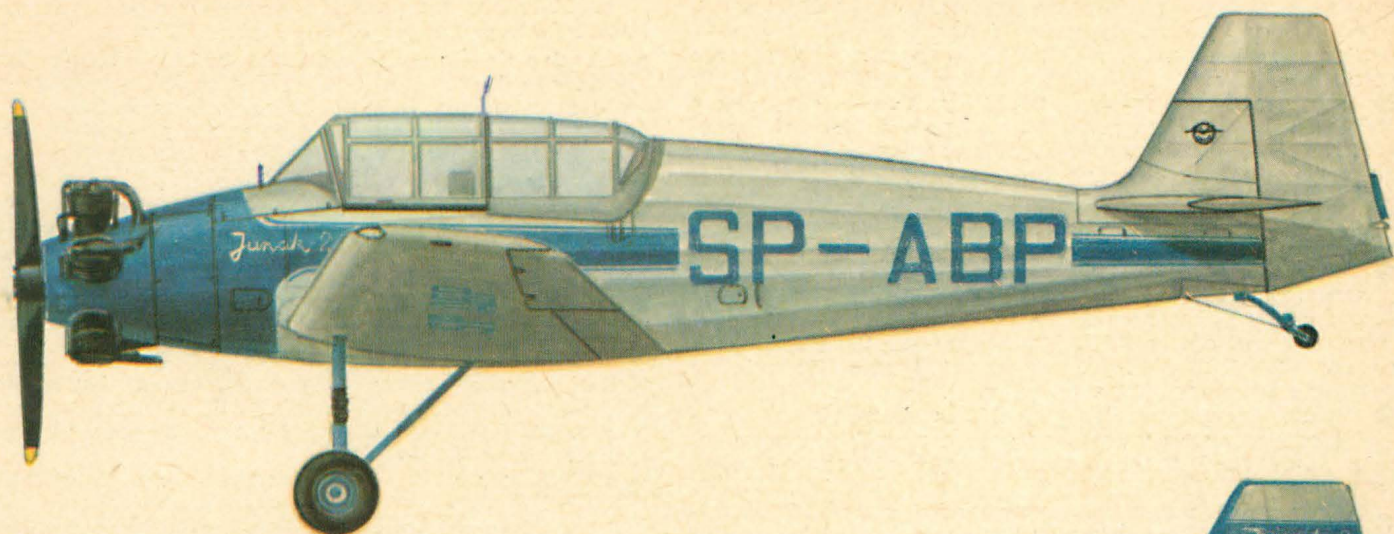


TECHNIKA

10'78

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





● Увеличивается участие польской авиапромышленности в **производстве аэробуса ИЛ-86**. Кооперация началась с продукции оперений и всех элементов входящих в его состав. Впервые польская авиапромышленность строит настолько великую часть самолета — габариты оперения составляют: высота вертикального оперения 11 м, размах горизонтального — 21 м, масса оперений — 5000 кг. Оперения состоят в общем из 8000 деталей, допуск для некоторых из них — 2 микрона. Для производства следовало приготовить 4000 шаблонов. В первом квартале 1978 г. советскому кооперанту были поставлены два серийных набора оперений.

Кроме стабилизаторов, Вытвурня Спшенту Коммуникационного PZL-Мелец будет производить также консоли подвески двигателей аэробуса ИЛ-86 (4 для каждого самолета) и один из важнейших элементов механизации крыла-предкрылки. Консоли состоят из 1500 частей. Предкрылки являются самым большим по размерам элементом производимым в Мельце — длина предкрылка составляет 22 м.

● На заводе Вытвурня Спшенту Коммуникационного PZL-Жешув ведутся интенсивные работы над несколькими турбинными двигателями для вертолетов. Вариант модернизированного двигателя для вертолета Ми-2, т.е. GTD-350 имеет в настоящее время междуремонтный период 3000 часов, максимальную мощность 322 кВт (431 л.с) и взлетную мощность 295 кВт (395 л.с).

● На этом-же заводе был разработан свой вариант вертолетного двигателя: **PZL-GTD-350 P**, который развивает более высокую мощность, чем серийные, строящиеся по лицензии двигатели ГТД. Максимальная мощность двигателя PZL-GTD-350 P составляет 358 кВт (480 л.с) а взлетная мощность 331 кВт (444 л.с).

● Завод Вытвурня Спшенту Коммуникационного PZL-Жешув готовится к производству дальнейших поршневых двигателей предназначенных для вертолетов и самолетов.

Вертолетный двигатель вертикальной схемы **PZL-Franklin 6 V-350 B**: максимальная мощность — 175 кВт (235 л.с) при 3200 об/мин, степень сжатия — 10,5, собственная масса — 144 кг, длина — 968 мм, ширина 795 мм, высота — 775 мм.

Двигатель с наддувом, горизонтальной схемы, самолетный **PZL-Franklin 6AS-335 BP** максимальная мощность — 194 кВт (269 л.с) при 3200 об/мин, степень сжатия — 7, собственная масса — 168 кг, длина — 965 мм, ширина — 795 мм, высота — 845 мм.

● На демонстрации сельскохозяйственных самолетов, которая в 1976 г. состоялась в Каиро, польский самолет PZL-106 A Крук, получил очень положительную оценку. Участники состоявшегося в этом городе совещания сельскохозяйственных специалистов из арабских стран предложили совершить поставку в этот район 40 самолетов Крук для сельскохозяйственных работ. В 1977 г. были посланы в Эгипет 4 самолета Крук для накопления опыта работы этих самолетов в тропических условиях. В 1978 г. была направлена в Эгипет первая партия Круков, кроме того были посланы также новейшие польские сельскохозяйственные самолеты М-18 Дромедэр.

● Польские планеристы имеют рекорд общего числа медалей на чемпионатах мира: в общем 17 медалей, из чего 4 золотых, 4 серебряных и 9 бронзовых. Второе место в этом счёту занимает ФРГ — 11 медалей, в том числе 5 золотых. Третье место занимает Швеция — 5 медалей — 1 золотая. По числу золотых медалей — порядок есть: ФРГ — 5 медалей, Польша — 4 и США — 3 медали.

● В апреле т.г. в местности Закопане; на горе Носаль состоялись между народными состязания по дельтапланам. В состязаниях приняли участие 120 спортсменов, в том числе 40 из за рубежа. Как обыкновенно, наблюдалась многообразность техники, отличающейся уже высоким техническим уровнем. Наблюдается распространение нового, срезанного конца крыла. В состязаниях участвовали два замечательных дельтаплана — чехословацкий, разработанный Зденком Махом, с большим удлинением, без наружной трубы — лонжерона, с углом стреловидности 30° и польская разработанная доктором Вольфом, Z-77 типа упругое крыло с лонжероном внутри обшивки, с прямоугольной формой в плане, и со специальным, устойчивым профилем. Конструкции позволяют предполагать дальнейший прогресс в летных свойствах дельтапланов.

● Increased share of the Polish aviation industry in the **co-production of Aerobus IL-86**: Co-operation started with the production of vertical and horizontal tail assembly and its components. For the first time Poland is building such a large assembly the dimensions of which are: vertical stabilizer height — 11 m, the horizontal one span — 21 m, weight of both stabilizers — 5 000 gk. The assembly consists of 8 000 components, working tolerance for some of them — 2 microns. The production required 4 000 templates to be made. In the first quarter of 1978 the Soviet co-operating plant received two serial stabilizer assemblies.

Outriggers for engine nacelles for Aerobus IL-86: The WSK PZL — Mielec factory is going to produce outriggers for mounting engine nacelles in the Aerobus (four for each craft) and one of the most important elements of the high-lift devices, the slats. The outriggers consist of 1 500 parts each. Slats are the largest elements to be made at the Mielec factory. Length of one slat is 22 m.

● Intensive development works at turbine engines for helicopters in Rzeszów: A few turbine engines are in development at the WSK PZL — Rzeszów factory. The GTD-350 engine powering the Mi-2 helicopter has presently a 3 000 — hour TBO, maximum power rating — 322 kW (431 hp) and take-off power — 295 kW (395 hp).

● PZL — Rzeszów developed a new version of the GTD-350 engine: The factory at Rzeszów developed its own version of this turbine engine designated **PZL GTD-350 P** which develops higher power than the serial GTD engines built from a licence. Maximum power rating of the PZL GTD-350 P is 358 kW (480 hp), take-off power — 331 kW (444 hp).

● Two further piston engines intended for powering helicopters and airplanes at the PZL — Rzeszów factory: The WSK PZL — Rzeszów factory prepares two piston engines for production:

— **PZL-Franklin 6 V — 350B (vertical)**: max power rating — 175 kW (235 hp) at 3 200 rpm, compression ratio — 10.5:1, dry weight — 144 kg, length — 968 mm, width — 795 mm, height — 775 mm.

— **PZL-Franklin 6AS — 335BP (horizontal)**: max power rating — 194 kW (269 hp) at 3 200 rpm, compression ratio — 7:1, dry weight — 168 kg, length — 965 mm, width — 795 mm, height — 845 mm.

● Demonstration of agricultural airplanes in Cairo: In 1976, the PZL-106 Kruk ag-plane obtained a favourable opinion after a demonstration of agricultural airplanes. Specialists in agriculture from Arab countries, who had a meeting in Cairo at that time, suggested a prompt delivery of 40 Kruks for ag-aviation service. In 1977, Egypt got 4 airplanes to gain experience from operation under tropical conditions. In 1978, the first lot of Kruks was sent. Also, the latest Polish M-18 Dromader ag planes were sent to Egypt.

● Polish glider pilots are record-holders of the number of medals won at world championships: Polish glider pilots won a total of 17 medals, including 4 gold, 4 silver and 9 bronze. West Germany is second with 11 medals, including 5 gold medals. The third is Sweden with 5 medals, including 1 gold medal.

● Third International Hang Gliding Competitions at Zakopane: The competitions were organized in April this year. There were 120 competitors, including 40 competitors from abroad. As usual, a lot of different equipment was used, presently representing a high technical and quality level. Parawings with new cut-off tips were widely observed. Two most interesting hang gliders of the competitions were the Czechoslovakian hang glider designed by Zdenek Mach and the Polish hang glider designed by dr Jerzy Wolff. The first had a high aspect ratio, 30° sweep angle of the leading edge and had no external spar tube. The Polish Z-77 flex wing with spar enclosed in the envelope had rectangular outline, 0° angle of the edge of attack and special low moment airfoils.

● West German aeronautical journal **Der Flieger** (issue 3/78) published a long, well illustrated article devoted to the history of development of the Polish helicopter designs, starting with the name of Stefan Drzewiecki and closing with M. SC. Eng. Kotliński. At the end of the article **Der Flieger** presents the activity of the WSK PZL — Świdnik up till 1978.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5  
 Tel. 27-25-41

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

SPIS TREŚCI

|  | Str. |
|--|------|
| A. Glass: Kadry — wąskie gardło przemysłu lotniczego (TRYBUNA LOTNIKÓW)  | 1    |
| Z KRAJU. ZE ŚWIATA   | 2    |
| STATYSTYKA LOTNICZA  | 4    |
| W. Waškowski: Zadania i przyszłość szturmowych odmian samolotów szkolno-treningowych (II) (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)                         | 5    |
| J. Lewitowicz, J. Borgoń, Z. Stelmaszczyk, W. Ząbkowicz: Niektóre problemy badania sprzętu lotniczego  | 9    |
| NOWOŚCI TECHNICZNE   | 13   |
| T. Królikiewicz: 30 lat lotnictwa rolniczego Bułgarskiej Republiki Ludowej   | 14   |
| KARTOTEKA TLiA: Grumman American AA-5A Cheetah   | 15   |
| Avions Marcel Dassault Mirage 2000   | 17   |
| Z. Pytlewski: Wpływ elementów konstrukcyjnych samolotów na przyczepność opony do nawierzchni lotniskowej (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK) | 19   |
| W. Jarominek, Z. Żmudziński: Węzły elektroenergetyczne samolotów — elementy (II)   | 22   |
| POMOCE KONSTRUKCYJNE: Metoda określania maksymalnych naprężeń do projektu wstępnego skrzydła samolotu (II)                                     | 25   |
| TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Przyrządy pokładowe. Osprzęt elektryczny  | 29   |
| K. Sławiński: O możliwościach utworzenia silniejszego lotnictwa w Polsce przed 1939 r. (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)                 | 30   |
| Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK   | 32   |
| PROTOTYPY: Vickers-Slingsby Vega. NIPPI NP-100A Albatros III okł.  |      |

Na okładce: Samoloty sanitarne Po-2 i CSS S-13

— rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA  
 CZASOPISM  
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa  
 Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**

mgr inż. *Andrzej Glass*

**Z-ca Sekretarza Redakcji:**

*Emilia Łazarewicz*

**Redaktorzy działowi:**

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

**Rada Programowa:**

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

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakład nr 1, W-wa. Zam. 1213/c/78. Nakład 4200 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. A1 S-19.

Cena pojedynczego egz. zł 20,—

Prenumerata roczna zł 240,—

INDEKS 37909

WAŚKOWSKI W.

**The Role and Future of Ground-Attack Versions of Training Aircraft (II)**

The development history of the tactical support versions of primary training aircraft is presented, and a few members of the first generation of this class of planes are described. Particular attention has been paid to the Aermacchi MB326 family representing a step-by-step improvement evolution of the subsequent production versions.

LEWITOWICZ J., BORGON J., STELMASZCZYK Z., ZĄBKOWICZ W.

**Some of the Problems Involved in Aircraft Equipment Testing**

A number of chosen problems involved in aircraft equipment testing are presented based in particular on the example of aircraft turbine engines. The problems of present-day diagnostic, prognosis of suitability of the measuring systems and reliability tests are discussed.

PYTLEWSKI Z.

**The Effect of Aircraft Construction Elements on the Tire Adhesion to the Landing Strip**

The article deals with building methods yielding optimum non-skidding, dryness and cleanness of airstrip surfaces and difficulties involved in construction and operation of such surfaces as well as design modifications in modern aircraft related to the decrease of the aircraft run speed and in consequence increase of the tire adhesion.

JAROMINEK W., ŻMUDZIŃSKI Z.

**Electric Power Junctions in Aircraft — Elements (II)**

The article deals with aircraft electric power junction designs and their applicability in different types of aircraft.





MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIII PAŹDZIERNIK 1978

# TECHNIKA 10

# lotnicza

# i ASTRONAUTYCZNA

*TRYBUNA LOTNIKÓW*

## Kadry — wąskie gardło przemysłu lotniczego

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Jednym z problemów utrudniających szybki rozwój produkcji lotniczej — prócz materiałów, technologii, obrabiarek i wielu innych — są kadry.

Szybkie uruchomienie Państwowych Zakładów Lotniczych w 1928 r., a następnie 4 lata później rozpoczęcie produkcji seryjnej nowoczesnych samolotów myśliwskich własnej konstrukcji, było niewątpliwie wynikiem następujących działań przygotowawczych:

- wykształcenia w latach 1926÷1929 grupy lotniczych inżynierów konstruktorów,
- wysłania wielu z tych konstruktorów na praktyki zagraniczne do Francji,
- utworzenia Instytutu Aerodynamicznego, czyli placówki naukowo-badawczej.

Przejęcie z Francji wzorów pracy biura prototypowego, procesu projektowania i realizacji prototypów — pozwoliło na szybkie opracowanie nowych konstrukcji. Doświadczenia metodyczno-organizacyjne okazały się wówczas fundamentalnym problemem dla rozwoju przemysłu lotniczego.

Gdy w 1937 r. rozpoczęto przygotowania do szybkiej rozbudowy naszego przemysłu lotniczego (filie PZL w Mielcu i Rzeszowie, następnie filie PWS i Avii) — okazało się, iż istnieją trzy wąskie gardła: możliwość zakupu obrabiarek, brak inżynierów i brak techników. Cykl kształcenia technika wyniósł wówczas 3 lata, inżyniera 5 lat. Pewną liczbę inżynierów, pracujących poza lotnictwem, przyciągnięto do przemysłu lotniczego korzystnym systemem płac.

Odbudowa przemysłu lotniczego po zniszczeniach wojennych była możliwa dzięki zachowanej częściowo kadrze fachowej. Utworzono biura konstrukcyjne: Lotnicze Warsztaty Doświadczalne w Łodzi i Centralne Studium Samolotów w Warszawie. Ich działalność została przerwana na początku lat pięćdziesiątych w związku z przetruceniem fachowców do rozwijanej produkcji seryjnej. Zrekonstruowane w latach 1952÷1953 w Instytucie Lotnictwa szkieletowe biura konstrukcyjne — pozwoliły na wznowienie działalności konstrukcyjnej w latach 1957—1958. Utworzone wówczas Ośrodki Konstrukcji Lotniczych przy wytwórniach wykonały kilka konstrukcji skierowanych do produkcji (np. Iskra i Wilga), lecz po ok. 6 latach pracy zaprzestały działalności, w związku z programem redukcji produkcji lotniczej. Te zbyt częste reorganizacje oraz zmienne losy naszego przemysłu lotniczego poważnie utrudniły rozwój doświadczalnej kadry inżynierskiej. Równocześnie przekształcenie Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej w Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa wyraźnie zmniejszyło liczbę kształconych inżynierów konstruktorów.

Zorganizowana przez Sekcje Lotnicze SIMP i SITK w 1970 r. narada naukowo-techniczna pt. „Problemy szkolenia kadr lotniczych” wykazała, iż zapotrzebowanie przemysłu i lotnictwa cywilnego wynosi rocznie 100÷150 inżynierów i 250 techników, ze stałą tendencją wzrostową, natomiast Politechnika Warszawska wypuszczała w tym czasie 20—30 inżynierów lotniczych rocznie.

Gdy w 1971 r. Partia i Rząd ustaliły program rozwoju przemysłu lotniczego, przystąpiono do tworzenia biur konstrukcyjnych w ramach organizowanych Zakładów Doświadczalnych i Ośrodków Badawczo-Rozwojowych przy wytwórniach. Słabością tych biur była mała liczba inżynierów lot-

niczych, a w szczególności nikły procent inżynierów konstruktorów z doświadczeniem. Doświadczenie może zdobyć konstruktor tylko wtedy, jeśli ma możliwość przejść proces tworzenia nowego typu samolotu od projektu wstępnego, poprzez realizację prototypu, aż po wdrożenie samolotu do produkcji i jego modyfikację w ramach usuwania wad stwierdzonych w eksploatacji. Jest to proces trwający co najmniej 6 lat a nierzadko sięgający 8÷10 lat. Dlatego też często pierwsza konstrukcja nowego biura konstrukcyjnego ma wartość szkoleniową i nie nadaje się do produkcji.

Czy, dla pełnej realizacji programu rozwoju lotnictwa przyjętego na lata siedemdziesiąte, został zapewniony dostateczny dopływ odpowiednio wyszkolonej kadry konstruktorów? Czy podczas projektowania i budowy prototypów zostały wychowane nowe zespoły konstruktorów, które mogą podjąć się nowych zadań?

Ze względu na wieloletni cykl kształcenia inżyniera, uczelnie nie nadążają za zapotrzebowaniem biur konstrukcyjnych. Oprócz Politechniki Warszawskiej kształcenie inżynierów lotniczych podjęła Politechnika Rzeszowska (co prawda nie tylko na potrzeby PZL-Mielec i PZL-Rzeszów, lecz również i na potrzeby LOT-u) a niewątpliwie przydałoby się kształcenie inżynierów lotniczych w Lublinie dla PZL-Swidnik. Łączna przepustowość studiów lotniczych wciąż jest za mała. Jednak częstokroć, gdy zgłasza się kandydat do biura konstrukcyjnego, barierą nie do pokonania jest brak możliwości zdobycia mieszkania przez zakład pracy. Warto jest zbadać, czy program studiów jest dostatecznie współczesny, czyli liczba kwalifikowanych kadr na uczelniach jest wystarczająca i czy wśród tej kadry są w dostatecznej liczbie doświadczeni konstruktorzy.

Jak wygląda doświadczenie biur konstrukcyjnych? Zespół konstruktorów Wilgi ma już 18-letnie doświadczenie, a w swym dorobku, prócz rozwoju Wilgi, opracowanie i rozwój Kruka oraz przygotowanie dokumentacji seryjnej samolotu PZL-110 Koliber, nie licząc prac przy Lali i projekcie samolotu rolniczego M-14. Rozproszenie zespołu prof. T. Sołtyka (twórcy Biesa i Iskry) niewątpliwie utrudnia prowadzenie prac w tej klasie maszyn. Ciągająca się od połowy lat pięćdziesiątych zła tradycja częstych zmian na stanowiskach konstruktorów prowadzących w niektórych zakładach — poważnie ograniczyła możliwość tworzenia się w tych ośrodkach zespołów wytrawnych konstruktorów. Dodatnim objawem jest działalność zespołu mgr inż. J. Oleksiaka w Mielcu (wywodzącego się z dawnego OKL-u), której wynikiem było szybkie opracowanie tak udanego samolotu jak Dromader. Na rozwój biur konstrukcyjnych ciąży też zbyt mały dopływ fachowej kadry i niesystematyczne stawianie zadań, w wyniku czego w okresach malejącego obciążenia pracą projektową odchodzą z biur inżynierowie, a nadmierna płynność kadr utrudnia zbieranie doświadczeń. Warto zauważyć, iż ten chwilowy brak zadań w niektórych biurach był pozorny, gdyż faktycznie zadań jest raczej zbyt wiele: dalszy rozwój Kruka, Wilgi, Kolibra, Iskry, Dromadera i M-15, wprowadzanie do produkcji i rozwój An-28 i Mewy (Seneca), rozwój śmigłowców, szybowców, silników lotniczych i wyposażenia — to program bardzo obszerny. Ter-

Dokończenie na str. 2



## POLSKA

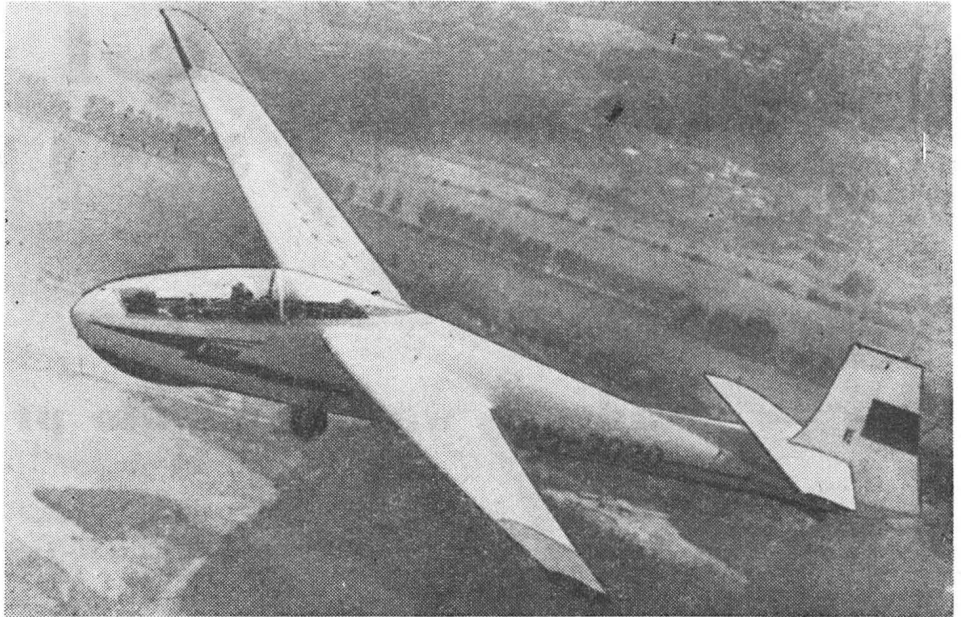
● Zwiększa się udział polskiego przemysłu lotniczego w koprodukcji aerobusu IŁ-86. Współpraca rozpoczęła się od produkcji usterzenia pionowego i poziomego oraz wszystkich elementów wchodzących w skład usterzenia. Po raz pierwszy Polska buduje tak wielki zespół (wysokość statecznika pionowego — 11 m, rozpiętość statecznika poziomego — 21 m, masa stateczników — 5000 kg). Zespół składa się z 8000 części, tolerancja wykonania niektórych z nich — 2 mikrony (2 tysięczne milimetra). Dla produkcji należało wykonać 4000 szablonów. Już w pierwszym kwartale 1978 r. dostarczono radzieckiemu kooperantowi dwa seryjne zespoły stateczników.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec oprócz stateczników będzie produkowała dla radzieckiego kooperanta również wysięgniki do mocowania gondoli silników aerobusu IŁ-86 (po cztery do każdego samolotu) i jeden z ważniejszych elementów mechanizacji płata — sloty. Wysięgniki składają się z 1500 części. Sloty są największym elementem, który będzie produkowany w Mielcu, długość jednego slotu — 22 m.

● W Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów trwają intensywne prace rozwojowe nad kilku turbinowymi silnikami do śmigłowców. Zespół napędowy do śmigłowca Mi-2 tj. GTD-350 ma obecnie okres międzyremontowy — 3000 h, maksymalną moc — 322 kW (431 KM) oraz moc startową — 295 kW (395 KM).

● W tej samej wytwórni opracowano własną odmianę tego silnika śmigłowcowego, oznaczonego jako PZL GTD-350 P, który rozwija większą moc, niż seryjne, licencyjne silniki GTD. Moc maksymalna silnika PZL GTD-350 P — 358 kW (480 KM), a moc startowa — 331 kW (444 KM).

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów przygotowuje do produkcji następne dwa silniki tłokowe przeznaczone do napędu śmigłowców oraz samolotów. Silnik śmigłowy o układzie pionowym PZL-Franklin 6V — 350B: moc maksymalna — 175 kW (235 KM) przy 3200 obr/min, spręż — 10,5, masa własna — 144 kg, długość — 968 mm, szerokość — 795 mm, wysokość — 755 mm. Silnik sprężarkowy o układzie poziomym do samolotów: PZL-Franklin 6AS-



Dwumiejscowy szybowiec Bocian DM-3030 używany przez lotnictwo sportowe NRD

Fot. *Flieger Revue*

-335BP: moc maksymalna — 194 kW (269 KM) przy 3200 obr/min, spręż — 7, masa własna — 168 kg, długość — 965 mm, szerokość — 795 mm, wysokość — 845 mm.

● Na pokazie samolotów rolniczych (Kair — 1976 r.) polski samolot rolniczy PZL-106 Kruk uzyskał bardzo pochlebny opinię. Uczestnicy, odbywającego się w tym mieście zjazdu specjalistów z krajów arabskich do spraw rolnictwa, zaproponowali, aby natychmiast dostarczono na tamten obszar 40 Kruków do prac agro. W 1977 r. wysłano do Egiptu 4 Kruki w celu wypróbowania ich w warunkach tropikalnych. W 1978 r. skierowano do Egiptu pierwszą partię Kruków, ponadto wysłano najnowsze polskie samoloty rolnicze M-18 Dromader.

● Polscy piloci szybowcowi są rekordzistami pod względem liczby zdobytych medali na wszelkich mistrzostwach świata; łącznie 17 medali, w tym 4 złote, 4 srebrne i 9 brązowych. Drugie miejsce pod tym względem zajmuje RFN — 11 medali, w tym 5 złotych, a trzecie Szwecja — 5 medali (1 złoty).

● W kwietniu br. w Zakopanem, na Nosalu, odbyły się trzecie Międzynarodowe Za-

wody Lotniowe. W zawodach wzięło udział 120 zawodników, w tym 40 zagranicznych. Cechą tej imprezy była, jak zawsze, wielka różnorodność sprzętu, reprezentującego już obecnie wysoki poziom techniczny i wykonawczy. Obserwuje się upowszechnienie nowego ściętego zakończenia skrzydeł miękko-płatów. W Zawodach uczestniczyły dwie, zwracające uwagę, lotnie: czeska, opracowana przez Zdenka Macha, o dużym wydłużeniu, bez zewnętrznej rury dźwigarowej i kącie skoku krawędzi natarcia 30° oraz polska, opracowana przez dra Wolfa, Z-77 typu sprężyste skrzydło, z dźwigarem schowanym w powłoce, o prostokątnym obrysie, kącie krawędzi natarcia 0° i specjalnych samostatecznych profilach. Konstrukcje zapowiadają dalszy rozwój osiągnięć lotni.

● Zachodniemieckie czasopismo lotnicze *Der Flieger* (nr 3 z 1978 r.) zamieściło dłuższy, bogato ilustrowany artykuł poświęcony historii rozwoju polskich konstrukcji śmigłowcowych. Listę konstruktorów otwiera nazwisko Stefana Drzewieckiego, a zamyka inż. Kotlińskiego. Na zakończenie artykułu *Der Flieger* przedstawia działalność WSK-Swidnik do 1978 r.

Dokończenie ze str. 1

miny prac przy tych konstrukcjach są krótkie i biura raczej nie nadążają za zapotrzebowaniem na prace projektowe.

Warto również zanalizować organizację pracy biur projektowych. Tkwią tu bowiem duże rezerwy w zakresie lepszego wykorzystania fachowców i optymalizacji procesu projektowania. Praca biur konstrukcyjnych opiera się wciąż bardziej na tradycji niż na doświadczeniu i naukowej organizacji pracy. Od lat kierownicy biur i konstruktorzy prowadzący nie wyjeżdżali na praktyki zagraniczne, aby zapoznać się z nowoczesną organizacją pracy biur i metodyką optymalnego projektowania.

Zmiana sytuacji w omawianym wąskim gardle przemysłu wymaga przede wszystkim:

- zwiększenia liczby i jakości kształconych przez politechniki inżynierów konstruktorów,
- trwałości zespołów konstrukcyjnych dla zbierania doświadczeń,

— ulepszenia organizacji biur konstrukcyjnych w oparciu o doświadczenia przodujących biur zagranicznych.

Jednym z czynników utrudniających i opóźniających poprawę sytuacji na odcinku kadr biur konstrukcyjnych jest to, iż zaniedbania w tym zakresie nie rzucają się w oczy natychmiast i ujawniają się dopiero po kilku latach pracy biura. Braki kadrowe da się dla potrzeb sprawozdawczości uzupełnić, przyjmując pracowników o niższych kwalifikacjach. Dopiero, gdy prototyp się opóźnia, lub w trakcie jego prób występują poważne trudności, wychodzą na jaw niedociągnięcia kadrowe. A opóźniony czy nieudany prototyp wymagający licznych przeróbek, to opóźnienie zadań produkcyjnych dla zakładu seryjnego oraz straty dla gospodarki kraju, otrzymującej z opóźnieniem oczekiwany produkt lub nie mogącej zrealizować planów eksportu.

Już przed laty badania radzieckie (S. G. Strumlina) i amerykańskie (E. F. Denisona i T. W. Schultza) wykazały, iż o tempie wzrostu produkcji i jej jakości w głównej mierze decyduje stan zasobów kadry.





**BRAZYLIA**

● W ciągu 1977 r. zaznaczył się w Brazylii chwilowy spadek koniunktury i trudności kredytowe, w związku z czym zmalała sprzedaż lekkich samolotów produkcji krajowej. Aby zniwelować skutki tej sytuacji, rząd Brazylii zlecił firmie Neiva prowadzenie prac rozwojowych nad samolotem szkolnym Universal (zwiększenie masy użytecznej i prędkości przelotowej oraz zastosowanie silnika o większej mocy) a firmie Aero-tec — podobne zadania przy ulepszeniu szkolno-treningowych samolotów Uirapuru, a m. in. wymianę płata i przekonstruowanie kabiny. Brazylijskie lotnictwo wojskowe już zamówiło 100 sztuk nowych Uirapuru, stare zaś mają być przekazane aeroklubom. Największa firma — Embraer — otrzymała rządowe zamówienia na dostawę 10 lekkich wielozadaniowych samolotów Piper Apache i 5 samolotów lokalnego transportu Xingu, ponadto Embraer rozszerza eksport swoich transportowych dwusilnikowych samolotów turbośmigłowych Bandeirante, których produkcja nie wykazała spadku.



**FRANCJA**

● Rodzina aerobusów A-300-B

| Samolot                | Zasięg                                   | Liczba pasażerów |
|------------------------|--|------------------|
| A-300-B2-100           | 2600                                     | 269              |
| A-300-B2-200           | 3300                                     | 270              |
| A-300-B4-100           | 4600                                     |                  |
| A-300-B4-200           | 5750                                     |                  |
| A-300-C4 <sup>1)</sup> |  | 40 t ład.        |
| A-300-B10              | 3950 <sup>2)</sup><br>5600 <sup>3)</sup> | 200              |

- 1) przekształcany z odmiany pasażerskiej na towarową i odwrotnie
  - 2) odmiana SR (short range) krótkiego zasięgu
  - 3) MR (medium range) średniego zasięgu
- Cena A-300-B2-100 wynosi 27 mln. dol., a B-4 ponad 33 mln dol.

● Napływają nowe zamówienia na dostawę szkolno-bojowych samolotów Alpha Jet produkowanych przez Francję i RFN (dostawę dla Francji stanowią szkolne odmiany samolotu, a dla RFN — szkolno-bojowe). Do kwietnia br. kooperujące zakłady otrzymały zamówienia na dostawę 200 sztuk dla Francji, 200 sztuk dla RFN oraz 33 szt. dla Belgii, 24 dla Maroka i po 12 szt. dla Togo i Wybrzeża Kości Słoniowej. Łącznie 474 szt.

● Prototyp nowego bojowego samolotu Dassault-Breguet Mirage 2000 już w czasie pierwszego lotu uzyskał prędkość naddźwiękową, osiągając M = 1,3.

● Rząd francuski i Arabska Organizacja dla Uprzemysłowienia (AOI) podpisały międzyrządową umowę w sprawie wojskowej i technicznej kooperacji przy produkcji francuskich samolotów i systemów uzbrojenia. Wiadomo już, iż umowa obejmuje dostawy i koprodukcję samolotów Alpha Jet, systemów rozpoznawania i przeciwdziałania elektronicznego i pocisków typu powietrze-powietrze. Prawdopodobnie umowa zawiera również klauzulę dotyczącą dostaw francuskich samolotów myśliwsko-bombardujących Mirage 2000.



**HISZPANIA**

● Firma CASA zbudowała do II kwartału 1978 r. 100 turbośmigłowych samolotów lokalnego transportu CASA — C-212 Aviocar dla potrzeb linii lotniczych i wojska. W 1978 r. tempo produkcji wynosi po 4 sztuki miesięcznie. Pierwsza seria samolotów CASA C-212 ma liczyć 185 sztuk odmiann cywilnych i wojskowych.

● Z uwagi na duże powodzenie rynkowe samolotów CASA C-212 Aviocar, hiszpański producent tych samolotów przystąpił do prac rozwojowych nad doskonalszą odmianą tego samolotu. Nowa maszyna ma być wyposażona w silniki o większej mocy: 2 x po 650 kW, zamiast dotychczasowych silników o mocy po 550 kW. W związku ze zwiększeniem mocy ma wzrosnąć pojemność kabiny pasażerskiej oraz masa samolotu (o 1000 kg).

● Obok produkcji samolotów szkolno-bojowych CASA C-101 i lokalnego transportu CASA — 212, hiszpańska firma CASA przystąpiła do prac rozwojowych nad lekkim łokowym samolotem szkolnym wyposażonym, w zależności od odmiany, w silnik o mocy 73 i 113 kW (oznaczenie samolotu — CASA — 112). Samolot będzie miał trójkołowe podwozie i usterzenie o układzie T. Prace rozwojowe CASA prowadzi na zlecenie lotnictwa wojskowego.



**JAPONIA**

● Lotniczy przemysł Japonii w 1977 r. miał wpływ wynoszące 1105 mln dol., z czego na nowy sprzęt przypada 944 mln dol., a na remonty i konserwacje 161 mln dol. 88% stanowiły dostawy wojskowe (979 mln dol.), cywilne — 94 mln dol. i eksport — 27 mln dol. W 1977 r. Japonia wyprodukowała 38 samolotów odrzutowych, 40 — turbośmigłowych i 16 łokowych, 37 śmigłowców, 14 szybowców, 121 silniki odrzutowe, 33 turbośmigłowe i 73 stacjonarne silniki turbinowe. Wartość sprzedaży japońskiego przemysłu lotniczego wzrosła w przeciągu 1977 r. o 3,9% w porównaniu z wynikami 1976 r.



**RFN**

● Zachodniemiecki szybowiec ASW-20F uzyskał 31.03. br. certyfikat. Producentem jest firma Schleicher z Poppenhausen. Konstrukcję opracował inż. G. Weibel. ASW-20F ma być najwybitniejszym przedstawicielem nowej klasy szybowców, tj. szybowców wyścigowych, które brały udział w Mistrzostwach świata, rozegranych we Francuskiej miejscowości Chateauroux w lipcu br. ASW-20F będzie produkowany we Francji na zasadzie licencji. Przygotowania do produkcji we Francji są w toku, a komplet wyposażenia dla produkcji i zestaw form już został dostarczony. Między innymi piec

do polimeryzacji o pojemności 400 m<sup>3</sup>, największy w Europie. Dla pieca wznoszony jest specjalny budynek. Tempo produkcji we Francji ma wynieść pod koniec br. po 5 szt. miesięcznie. Charakterystyka ASW-20F: rozpiętość 15 m, długość — 6,8 m, powierzchnia nośna — 10,5 m<sup>2</sup>, wydłużenie — 21,43, masa całkowita z balastem wodnym — 454 kg, masa własna — 120 kg. Osiągi: prędkość dopuszczalna — 265 km/h (w burzliwej atmosferze — 180 km/h), doskonałość — 42 przy prędkości 73 km/h.

● W maju br. odbył się oblot odmiany turbośmigłowej samolotu Skyservant, którego 230 sztuk (z 250 zamówionych) Dornier już dostarczył swoim klientom. Odmiana turbośmigłowa jest wyposażona w 2 silniki Lycoming LTP-600 i oznaczona jako Skyservant D-5.



**SZWAJCARIA**

● W Szwajcarii w szybkim tempie rozwijają się przedsiębiorstwa usługowe wyposażone w śmigłowce. W 1978 r. na tym polu konkurowało ze sobą 6 firm. Według analizy przeprowadzonej w tym kraju rentowność eksploatacji śmigłowca uzyskuje się dopiero przy nalocie rocznym wynoszącym 400 h (przed 5 laty — 250 h). Ponieważ okres pracy śmigłowca ogranicza się do lata i jesieni (do września) loty odbywają się od czerwca do września prawie bez przerw. Analiza wykazała również przydatność poszczególnych typów śmigłowców w pracach montażowych, transportowych w zależności od wysokości i temperatury miejsca akcji.

| Wysokość [m] | Sikorsky S-58 | Bell 204B |
|--------------|---------------|-----------|
| 1000 +20     | 1900          | 1350      |
| 2000 0       | 1500          | 1150      |
| 2500 +10     | 1300          | 850       |
| 4000 -10     | 650           | 550       |
| 4000 0       | 530           | 350       |

| Wysokość [m] | Lama | Bell 206 |
|--------------|------|----------|
| 1000 +20     | 900  | 450      |
| 2000 0       | 800  | 390      |
| 2500 +10     | 770  | 350      |
| 4000 -10     | 640  | 220      |
| 4000 0       | 580  | 170      |



**SZWECJA**

● Szwedzki producent silników Volvo Flygmotor zawarł porozumienie z amerykańską firmą silnikową Garrett Airesearch w sprawie wspólnego prowadzenia prac rozwojowych nad cywilnym dwuprzepływowym silnikiem TFE-731 w celu przekształcenia go w odmianę wojskową. Będzie ona produkowana w dwu wersjach: o ciągu 1,8 kN oraz 1,3 kN. Nowe odmiany mogą być wyposażone w dopalacze, wówczas ciąg może być podwyższony do 3 kN. Silniki o większym ciągu z dopalaczami przewidziane są do wyposażenia lekkich samolotów szturmowych, silniki o niższym ciągu mogą być instalowane w turbodrzutowych samolotach szkolnych. Nowe oznaczenie silnika: TFE-731-1042.

# STATYSTYKA LOTNICZA

## Ruch w portach lotniczych Europy w 1977 r. Przewozy docelowe (bez tranzytu)

### Liczba samolotów cywilnych w niektórych krajach (Stan z 31 grudnia 1976 r.)

| Kraj            | Przedsiębiorstwa przewoźowe |                      | Inni użytkownicy      |                      | Razem                 |                      |
|-----------------|-----------------------------|----------------------|-----------------------|----------------------|-----------------------|----------------------|
|                 | ciężkie <sup>1)</sup>       | lekkie <sup>2)</sup> | ciężkie <sup>1)</sup> | lekkie <sup>2)</sup> | ciężkie <sup>1)</sup> | lekkie <sup>2)</sup> |
| Afryka          |                             |                      |                       |                      |                       |                      |
| Południowa      | 86                          | 1 045                | 4                     | 1 575                | 90                    | 2 620                |
| Argentyna       | 107                         | 90                   | 15                    | 2 833                | 122                   | 2 928                |
| Australia       | 147                         | 988                  | 14                    | 3 346                | 161                   | 4 334                |
| Belgia          | 52                          | 68                   | 1                     | 603                  | 53                    | 671                  |
| Brazylia        | 144                         | 42                   | 62                    | 5 123                | 206                   | 5 165                |
| Czechosłowacja  | 46                          | 32                   | 2                     | 652                  | 48                    | 684                  |
| Dania           | 67                          | 155                  | 1                     | 670                  | 68                    | 825                  |
| Finlandia       | 39                          | 329                  | —                     | 152                  | 39                    | 481                  |
| Francja         | 265                         | 265                  | 31                    | 5 465                | 296                   | 5 730                |
| Hiszpania       | 147                         | 45                   | 21                    | 851                  | 168                   | 896                  |
| Holandia        | 73                          | 1                    | 13                    | 384                  | 86                    | 385                  |
| Iran            | 20                          | —                    | 21                    | 147                  | 41                    | 147                  |
| Irlandia        | 20                          | 18                   | 2                     | 118                  | 22                    | 136                  |
| Japonia         | 209                         | 261                  | 14                    | 338                  | 223                   | 599                  |
| Kanada          | 460                         | 3 962                | 158                   | 13 597               | 618                   | 17 579               |
| Maroko          | 15                          | 9                    | —                     | 124                  | 15                    | 133                  |
| Meksyk          | 78                          | 447                  | 20                    | 2 687                | 98                    | 3 134                |
| RFN             | 145                         | 480                  | 25                    | 5 302                | 170                   | 5 782                |
| Norwegia        | 44                          | 131                  | —                     | 299                  | 44                    | 430                  |
| Nowa Zelandia   | 70                          | 316                  | 3                     | 884                  | 73                    | 1 200                |
| Polska          | 44                          | —                    | 3                     | 291                  | 47                    | 291                  |
| Portugalia      | 27                          | 5                    | 1                     | 255                  | 28                    | 260                  |
| Stany Zjedn.    |                             |                      |                       |                      |                       |                      |
| AP              | 2 713                       | 8 311                | 2 694                 | 181 819              | 5 407                 | 190 130              |
| Szwecja         | 65                          | 255                  | 1                     | 743                  | 66                    | 998                  |
| Szwajcaria      | 66                          | 319                  | 12                    | 901                  | 78                    | 1 220                |
| Wielka Brytania | 413                         | 246                  | 74                    | 3 760                | 487                   | 4 006                |
| Węgry           | 18                          | —                    | 1                     | 161                  | 19                    | 161                  |
| Włochy          | 130                         | 54                   | 13                    | 1 410                | 143                   | 1 464                |

<sup>1)</sup> Samoloty o masie powyżej 90000 kg, <sup>2)</sup> samoloty o masie poniżej 9000 kg

Źródło: ICAO Digest of Statistics 223

### Śmigłowce cywilne w krajach ICAO (Stan na 31 grudnia 1976 r.)

| Rodzaj śmigłowca | Linii lotniczych      |                      | Innych użytkowników   |                      | Razem                 |                      |        |
|------------------|-----------------------|----------------------|-----------------------|----------------------|-----------------------|----------------------|--------|
|                  | ciężkie <sup>1)</sup> | lekkie <sup>2)</sup> | ciężkie <sup>1)</sup> | lekkie <sup>2)</sup> | ciężkie <sup>1)</sup> | lekkie <sup>2)</sup> | ogółem |
| <b>TURBINOWE</b> |                       |                      |                       |                      |                       |                      |        |
| 3-silnikowe      | —                     | —                    | 1                     | 1                    | 1                     | 1                    | 2      |
| 2-silnikowe      | 35                    | 280                  | 16                    | 310                  | 51                    | 590                  | 641    |
| 1-silnikowe      | —                     | 1800                 | —                     | 1830                 | —                     | 3630                 | 3630   |
| <b>TŁOKOWE</b>   |                       |                      |                       |                      |                       |                      |        |
| 2-silnikowe      | —                     | 1                    | —                     | 60                   | —                     | 61                   | 61     |
| 1-silnikowe      | —                     | 1210                 | 7                     | 5510                 | 7                     | 6720                 | 6727   |

<sup>1)</sup> o masie powyżej 9000 kg, <sup>2)</sup> o masie poniżej 9000 kg  
\*) Bez ZSRR i ChRL

|                   | Operacji (startów i lądowań) |                | Tys. pasażerów |                | Ton ładunku |        |
|-------------------|------------------------------|----------------|----------------|----------------|-------------|--------|
|                   | ogółem                       | międzynarodowe | ogółem         | międzynarodowe | towar       | poczta |
| Amsterdam         | 136 329                      | 129 940        | 8 591          | 8 444          | 274 397     | 14 086 |
| Barcelona         | 75 508                       | 25 846         | 5 389          | 1 517          | 54 126      | 6 483  |
| Berlin-Schönefeld | 15 634                       | 11 656         | 1 628          | 1 695          | 12 379      | 2 884  |
| Berlin-Tegel      | 52 648                       | —              | 4 042          | —              | 11 570      | 8 959  |
| Bordeaux          | 20 313                       | 6 719          | 733            | 198            | 8 601       | 4 178  |
| Bruksela          | 75 175                       | 74 911         | 4 449          | 4 444          | 127 840     | 7 668  |
| Frankfurt n/M     | 197 763                      | —              | 14 022         | —              | 541 056     | 76 665 |
| Genewa            | 68 608                       | 54 571         | 3 791          | 3 160          | 34 690      | 6 481  |
| Hamburg           | 62 249                       | —              | 3 780          | —              | 26 395      | 9 031  |
| Helsinki          | 48 498                       | 27 418         | 2 711          | 1 760          | 21 497      | 3 526  |
| Kopenhaga         | 147 170                      | —              | 8 472          | 6 792          | 156 313     | 21 009 |
| Lizbona           | 37 443                       | 28 124         | 2 521          | 1 838          | 41 813      | 3 930  |
| Londyn**)         | 331 700                      | 268 988        | 30 274         | 26 649         | 565 897     | 56 149 |
| Luksemburg        | 13 821                       | 13 821         | 681            | 681            | 38 448      | 226    |
| Madryt            | 119 877                      | 47 434         | 9 374          | 3 586          | 147 723     | 22 058 |
| Marsylia          | 43 559                       | 24 456         | 2 669          | 1 266          | 20 621      | 11 704 |
| Mediolan*)        | 93 668                       | 61 962         | 5 691          | 3 665          | 88 213      | 13 665 |
| Nicea             | 43 029                       | 18 334         | 2 348          | 1 024          | 10 986      | 7 713  |
| Oslo*)            | 61 269                       | 30 513         | 3 614          | 1 802          | 26 458      | 13 187 |
| Paryż**)          | 279 709                      | 186 707        | 21 434         | 15 389         | 450 306     | 53 805 |
| Praga             | 50 008                       | 22 683         | 1 972          | 1 141          | 10 665      | 4 723  |
| Rzym*)            | 157 438                      | 91 262         | 10 567         | 6 398          | 154 782     | 40 236 |
| Strasburg         | 10 961                       | 4 988          | 386            | 87             | 1 211       | 1 718  |
| Sztokholm         | 97 416                       | 50 104         | 5 002          | 3 215          | 39 889      | 13 186 |
| Stuttgart         | 42 460                       | 50 104         | 2 249          | 3 215          | 19 637      | 4 406  |
| Warszawa          | 47 395                       | 27 904         | 2 039          | 1 385          | 12 840      | 3 790  |
| Wiedeń            | 47 138                       | 47 020         | 2 435          | 2 424          | 30 276      | 3 866  |
| Zagrzeb           | 29 238                       | 22 438         | 1 245          | 511            | 12 007      | 1 006  |
| Zurich            | 109 195                      | 102 315        | 7 066          | 6 749          | 139 116     | 9 448  |

\*) dwa porty, \*\*) trzy porty

Źródło: Aéroport de Paris nr 64

### Samoloty cywilne w krajach ICAO (Stan na 31 grudnia 1976 r.)

| Rodzaj samolotu       | Samoloty linii lotniczych |                      | Samoloty innych użytkowników |                      | Razem                 |                      |                |
|-----------------------|---------------------------|----------------------|------------------------------|----------------------|-----------------------|----------------------|----------------|
|                       | ciężkie <sup>1)</sup>     | lekkie <sup>2)</sup> | ciężkie <sup>1)</sup>        | lekkie <sup>2)</sup> | ciężkie <sup>1)</sup> | lekkie <sup>2)</sup> | ogółem         |
| <b>TURBOODRZUTOWE</b> |                           |                      |                              |                      |                       |                      |                |
| 4-silnikowe           | 1 722                     | —                    | 280                          | —                    | 2 002                 | —                    | 2 002          |
| 3-silnikowe           | 1 650                     | —                    | 91                           | —                    | 1 741                 | —                    | 1 741          |
| 2-silnikowe           | 1 968                     | 311                  | 859                          | 1 070                | 2 827                 | 1 381                | 4 208          |
| 1-silnikowe           | 3                         | 2                    | 12                           | 193                  | 15                    | 195                  | 210            |
| <b>TURBOŚMIGŁOWE</b>  |                           |                      |                              |                      |                       |                      |                |
| 4-silnikowe           | 475                       | 10                   | 88                           | 8                    | 563                   | 18                   | 581            |
| 3-silnikowe           | —                         | —                    | —                            | —                    | —                     | —                    | —              |
| 2-silnikowe           | 1 030                     | 960                  | 401                          | 2 510                | 1 431                 | 3 470                | 4 901          |
| 1-silnikowe           | —                         | 82                   | —                            | 185                  | —                     | 267                  | 267            |
| <b>ŚMIGŁOWE</b>       |                           |                      |                              |                      |                       |                      |                |
| 4-silnikowe           | 379                       | 55                   | 359                          | 7                    | 738                   | 62                   | 800            |
| 3-silnikowe           | —                         | 38                   | 1                            | 48                   | 1                     | 86                   | 87             |
| 2-silnikowe           | 1 019                     | 6 570                | 1 196                        | 24 710               | 2 215                 | 31 280               | 33 495         |
| 1-silnikowe           | —                         | 11 650               | 61                           | 219 820              | 61                    | 231 470              | 231 531        |
| <b>Razem</b>          | <b>8 246</b>              | <b>19 678*</b>       | <b>3 348</b>                 | <b>248 551</b>       | <b>11 594</b>         | <b>268 229</b>       | <b>279 823</b> |

<sup>1)</sup> samoloty o masie powyżej 9000 kg, <sup>2)</sup> samoloty o masie poniżej 9000 kg  
\*) Bez ZSRR i ChRL

Źródło: ICAO Digest of Statistics nr 223



## Zadania i przyszłość szturmowych odmian samolotów szkolno-treningowych (II)

Mgr WŁODZIMIERZ WASKOWSKI  
Instytut Lotnictwa

Podano historię rozwoju szkolno-treningowych samolotów wsparcia taktycznego oraz przedstawiono kilku reprezentantów I generacji omawianych samolotów. Szczególną uwagę zwrócono na rodzinę samolotów Aermacchi MB-326, reprezentującą etapową ewolucję udoskonaleń kolejnych odmian budowanego sprzętu.

Przed omówieniem już eksploatowanych i projektowanych szturmowych odmian samolotów szkolno-treningowych celowe jest przedstawić wczorajszy dzień tego sprzętu. Najlepiej można prześledzić ewolucję koncepcji i rozwój współczesnych szkolno-treningowych samolotów wsparcia taktycznego, badając działalność na tym polu kilku firm, które, w oparciu o tę samą koncepcję, konsekwentnie wprowadzały do produkcji coraz doskonalsze odmiany omawianych samolotów. Do firm tych należy zaliczyć: włoską Aermacchi, producenta szeroko rozpowszechnionych samolotów rodziny MB-326, czeskosłowackie przedsiębiorstwo Aero-Vodochody, światowego rekordzistę pod względem liczby wybudowanych samolotów szkolno-treningowych oraz szwedzki koncern Saab, którego samolot S-105, chociaż nie okazał się handlowym sukcesem, to jednak wykazuje wszystkie cechy dobrze planowania rozwojowej myśli konstrukcyjnej. Chociaż inne przedsiębiorstwa potrafiły budować (i budowały) bardzo udane samoloty tej klasy odznaczające się doskonałą charakterystyką i osiągami, nie rozwijały ich jednak w I połowie lat siedemdziesiątych, przeskakując w kilku przypadkach kolejne etapy ewolucji tego sprzętu, lub też kończąc produkcję po zbudowaniu dużej liczby samolotów. Typowym przykładem ostatniego stwierdzenia jest amerykańska firma Cessna i jej samoloty T-37/A-37.

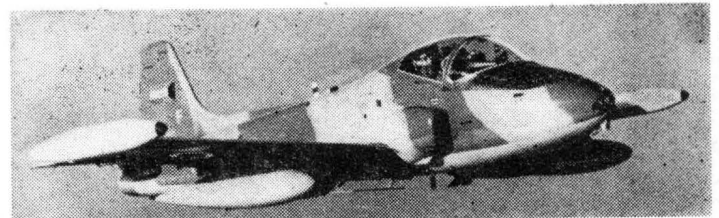
### Historia rozwoju szkolno-treningowych samolotów wsparcia taktycznego

Już od ponad pół wieku państwa kolonialne zaczęły używać w swych zamorskich posiadłościach lekkich samolotów jako środka represji. Zadaniem tych samolotów było zginięcie karków tubylcom [1], dlatego też przezywano je samolotami *policyjnymi* lub *kolonialnymi*, a później *przeciwpartyzanckimi*. Pionierami w użyciu samolotów przeciwko ruchom niepodległościowym w koloniach lub na obszarach mandatowych byli Anglicy [2] (w Iraku) i Francuzi (w Afryce). Do celów policyjnych mógł być użyty każdy lekki uzbrojony samolot. Podczas wojny koreańskiej (1951–1953) okazało się, iż niebagatelną rolę miały do spełnienia lekkie uzbrojone samoloty tłokowe, mimo że pozostawały w cieniu odrzutowców. Używane były jako małe bombowce i samoloty wsparcia taktycznego, ponieważ samoloty odrzutowe, mające spełniać to zadanie, latały ze zbyt dużą prędkością i zabierały za mało bomb, a z powodu wielkiej prędkości nie mogły atakować celów leżących w pobliżu własnych

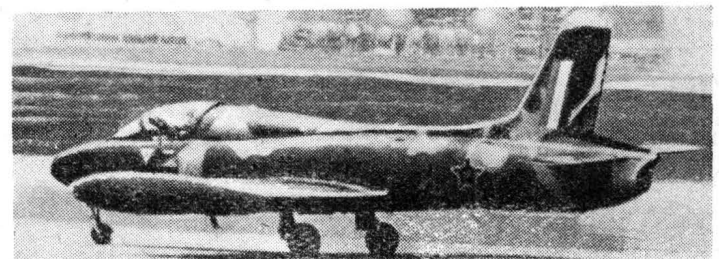
linii, co ma zasadnicze znaczenie przy efektywnej obronie przeciwlotniczej; poza tym samolot odrzutowy kosztuje wielokrotnie więcej, niż samolot tłokowy [2].

Historia powtórzyła się w czasie wojny wietnamskiej. Traktowany dotychczas po macoszemu tłokowy samolot bliższego wsparcia stał się koniecznym narzędziem walki. W pierwszych latach konfliktu rolę tę z powodzeniem spełniał amerykański samolot T-28. To powodzenie oraz doświadczenia uzyskane z działań T-28 spowodowały, że Pentagon postanowił rozszerzyć zakres działania tej broni. Ponieważ lotnictwo USA było wyposażone w doskonały odrzutowy samolot T-37 szkolno-treningowy, oblatany jeszcze w 1954 r., zleciło ono jego producentowi — firmie Cessna — przebudowę i przystosowanie samolotu do wykonywania zadań wsparcia taktycznego. W 1967 r., po trzech latach prac rozwojowych, treningowy T-37, jako szturmowy A-37 znalazł się na froncie wietnamskim. W ten sposób można uważać A-37 za pierwszy odrzutowy samolot szkolny, przeznaczony wyłącznie do akcji bojowych w pasie przyfrontowym [3, 4].

Samoloty szkolno-treningowe po ich uzbrojeniu zaczęły pełnić rolę COIN, tj. samolotów przeznaczonych do zwalczania ruchu partyzanckiego. Cieszą się one powodzeniem, zwłaszcza u reakcyjnych rządów państw Trzeciego Świata. Jako COIN reklamowane są zarówno lekkie tłokowe samoloty, jak i odrzutowe samoloty treningowe, gdyż dzięki niewielkiej prędkości minimalnej i dobrym własnościom lotnym na małej wysokości oraz potężnemu, jak do tych zadań, uzbrojeniu, mogą one wysledzić i obezwładnić oddziały partyzanckie, albo też współdziałać, wraz z oddziałami naziemnymi, w ich niszczeniu. Jest to jeszcze jedną przyczyną rynkowego powodzenia szkolno-treningowych samolotów wsparcia taktycznego.



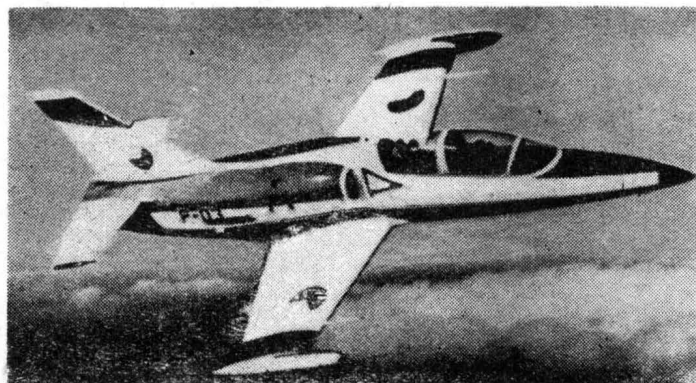
Rys. 2. BAC Strikemaster



Rys. 3. Aermacchi MB-326 K



Rys. 4. Aermacchi MB-339



Rys. 1. Aero-Vodochody L-39 Albatros

## Rozwój koncepcji samolotów szkolno-treningowych wsparcia taktycznego

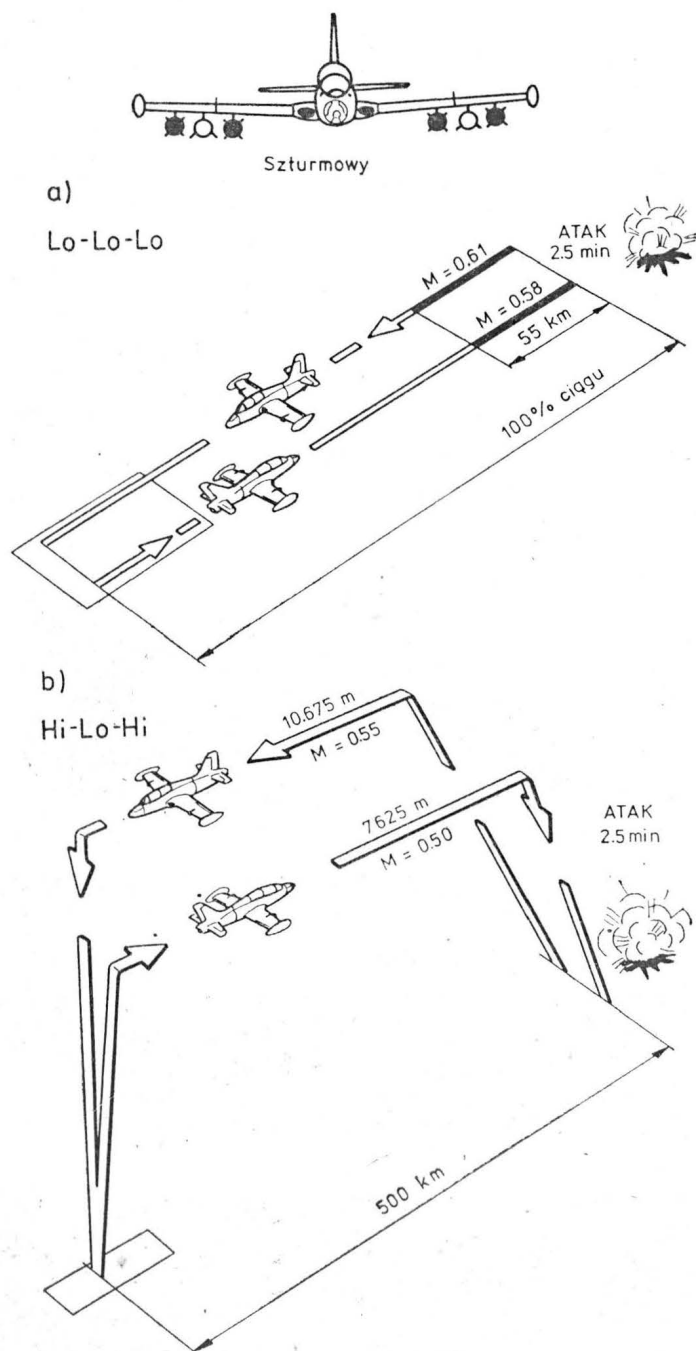
W latach pięćdziesiątych zbudowano kilka typów samolotów odrzutowych szkolno-treningowych: BAC-145 Jet Provost (1950 r.), Cessna T-37 (1954 r.), Fouga Magister (1952 r.), wersję treningową myśliwskiego samolotu Gnat (1955 r.), MB-326 (1957 r.), T-38 Talon (1958 r.) i w 1960 r. TS-11 Iskra. Tylko niektóre z nich zostały następnie przekonstruowane i przeznaczone do działań przeciwpartyzanckich i bliskiego wsparcia: odmiana bojowa Jet Provosta-Strikemaster, omawiany już Cessna A-37 i MB-326 przekształcony następnie w jednomiejscowy szturmowy MB-326 K. W następnym dziesięcioleciu pojawia się kilka nowych typów: jugosłowiański Galeb (1961 r.), czechosłowacki L-29 Delfin (1963 r. — rozpoczęcie produkcji seryjnej), szwedzki SAAB 105 (1963 r.) i wersja rozwojowa Delfina — L-39 Albatros.

Kolejne dziesięciolecie charakteryzuje się wprowadzaniem do produkcji seryjnej odmian bojowych już istniejących samolotów szkolno-treningowych oraz projektowaniem i rozwojem zupełnie nowych odmian samolotów szkolno-treningowych tak skonstruowanych, aby mogły pełnić oba zadania: zaawansowany trening i wsparcie taktyczne. Należą

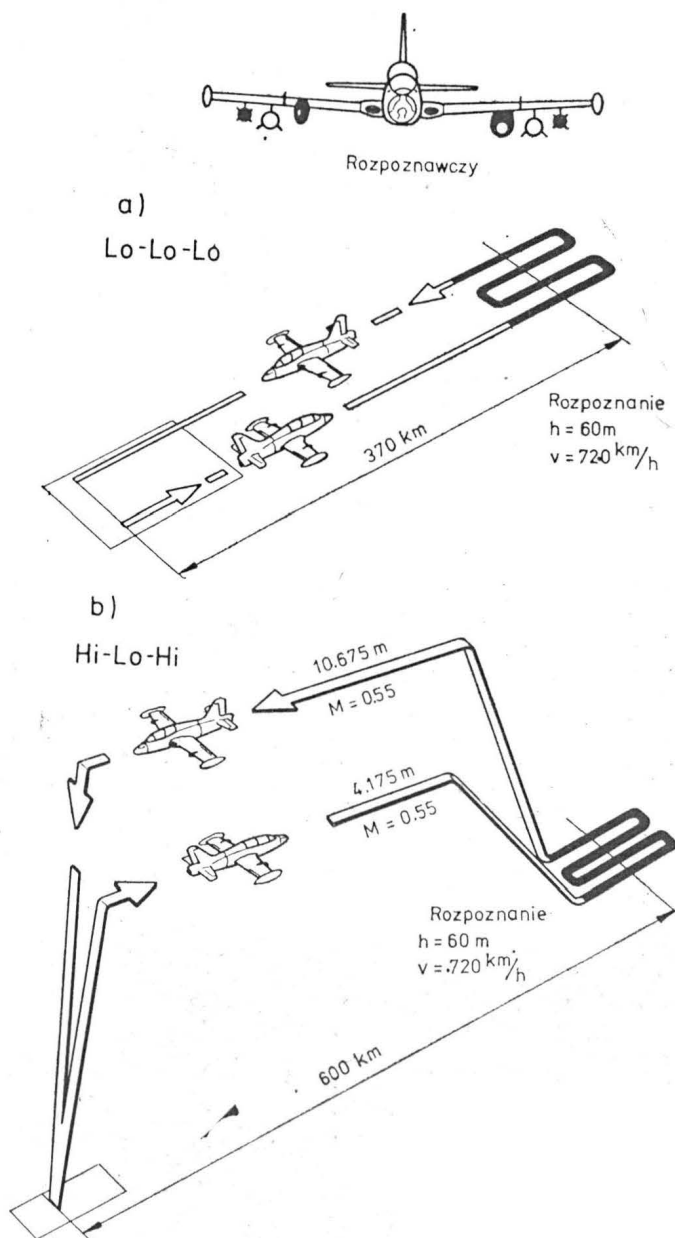
do nich samoloty: francusko-zachodniemiecki Alpha Jet, brytyjski Hawk i hiszpański CASA C-101. Odmiany bliskiego wsparcia tych samolotów to już właściwie wielozadaniowe samoloty bojowe przeznaczone przede wszystkim do akcji prowadzonych na niskim pułapie.

## Odmiany samolotów szkolno-treningowych wsparcia taktycznego I generacji

● **British Aircraft Corporation Strikemaster** (charakterystyki i osiągi omawianych samolotów zawarte są w tabeli nr 9 TLiA) stanowi odmianę bliskiego wsparcia popularnego szkolno-treningowego samolotu BAC Jet Provost, który zbudowano w liczbie ok. 600 szt. Uzbrojona odmiana Jet Provosta, jak pisze Munson [1]... *idealnie nadawała się do roli policyjnej*... dlatego też cieszyła się wielkim powodzeniem w krajach Trzeciego Świata. Kolejną odmianą Jet Provosta tj. MkT-4 oblatana w 1967 r., wyposażona była w ten sam silnik co i wersja oryginalna, natomiast miała całkowicie zmieniony przód kadłuba (w celu poprawienia widoczności) i otrzymała ciśnieniową kabinę pilota. W samolocie skrócono tylną część płatowca, zwiększono pojemność wewnętrznych zbiorników paliwa i poprawiono osiągi.



Rys. 5. Typowy lot szturmowy samolotu MB-326: a) Lo-Lo-Lo (nisko dołot, nisko atak, nisko powrót); b) Hi-Lo-Hi (wysoko dołot, nisko atak, wysoko powrót)



Rys. 6. Typowy lot rozpoznawczy samolotu MB-326: a) Lo-Lo-Lo (nisko dołot, nisko rozpoznanie, nisko powrót); b) Hi-Lo-Hi (wysoko dołot, nisko rozpoznanie, wysoko powrót)



Odmianą bojową Jet Provosta jest Strikemaster, w którym zainstalowano silnik o większym ciągu (Viper Mk 535). Na podwieszaniach może on przenosić 1350 kg uzbrojenia lub podpłatowe zbiorniki paliwa. Do 1978 r. łącznie sprzedano 140 Strikemasterów. Nabywcami byli prawie wyłącznie dawni użytkownicy Jet Provostów. Wobec podjęcia przez firmę Hawker Siddeley budowy nowych samolotów Hawk, produkcja Strikemasterów została zakończona [5, 6].

● **Cessna T-37/A-37B Dragonfly** jest odmianą bojową bardzo popularnego samolotu szkolno-treningowego T-37, zbudowanego w liczbie ok. 1600 szt. A-37 ma silniki o znacznie wyższym ciągu (2 × po 1111 daN, pierwsze odmiany T-37 miały silniki o ciągu po 465 daN). Stany Zjednoczone zakończyły ich produkcję po zbudowaniu 600 sztuk. Były one przede wszystkim przeznaczone na pomoc dla sojuszników USA, a ich budowę finansował Program Pomocy Wojskowej Stanów Zjednoczonych. Dla własnych potrzeb US Air Force nie rozwijała produkcji A-37 B, oszczędzając fundusze na najnowszy samolot szturmowy A-10, który już wszedł do wyposażenia US Army (kosztuje 6 razy więcej niż Dragonfly).

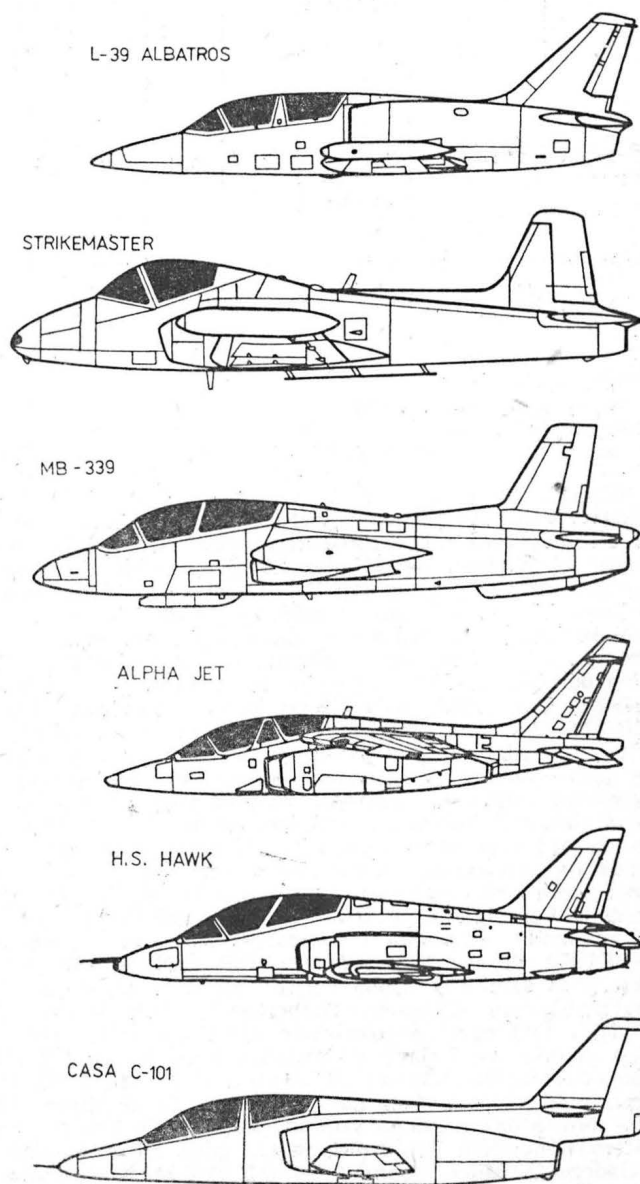
● **SAAB 105G** jest samolotem bardzo udanym o doskonałych charakterystykach i osiąгах, podobnie jak i wersja treningowa SAAB 105. Samolot ten od 1963 r., kiedy odbył się oblot prototypu (oznaczenie SK-60, dwa silniki Aubisque o ciągu po 743 daN) był trzy razy ulepszony: w 1967 r. otrzymał silniki General Electric JT-85-17 o ciągu po 1293 daN, a w 1972 r. oblatana została odmiana szturmowa tego samolotu czyli SAAB 105G. W SAAB 105G zastosowano wiele modyfikacji: zmieniono krawędź natarcia obniżając jej nosek, skrócono cięgiwą płata, co pozwoliło na zwiększenie obciążenia płata zwłaszcza w czasie lotu na małej wysokości z dużą prędkością bez pogorszenia własności lotnych samolotu przy małych prędkościach. Współczynnik obciążenia podniesiono do 10,5. Wyposażono płyty w większe hamulce aerodynamiczne i zmniejszono kąt wychylenia klap z 50 do 45°, co pozwoliło na zwiększenie kąta podejścia do lądowania. Znacznie wzrósł udźwieg uzbrojenia: na 6 podwieszaniach samolot może przenosić 2350 kg (w poprzednich odmianach SK-60 tylko 1000 kg, a w kolejnej 105 XT zakupionej przez Austrię — 2000 kg). Wyposażenie nawigacyjne i elektroniczne SAAB 105G jest bardzo bogate, co uprawnia do przywrócenia go do nowoczesnych lekkich samolotów myśliwsko-bombowych. Prędkość maksymalna SAAB-105G wzrosła w porównaniu z odmianą podstawową o 200 km/h (do 970 km/h) przy nie zmienionej prędkości minimalnej. Samolot ten, pomimo jego dobrych charakterystyk i osiągów, dzięki którym może konkurować nawet z samolotami szkolno-treningowymi II generacji jak np. Alpha Jet, nie uzyskał powodzenia rynkowego. W grę wchodziły względy natury polityczno-ekonomicznej: wielcy producenci samolotów tej klasy, należący do kilku najbogatszych państw świata, potrafili wywrzeć odpowiednie naciski na potencjalnych nabywców, którzy musieli wybierać jedną z maszyn ich produkcji. Łącznie zbudowano około 210 wszystkich odmian SAAB 105, z czego SAAB 105G — ok. 70 sztuk [7, 8, 9, 10].

● **Aermacchi — rodzina samolotów MB-326**. Rozwój samolotów MB-326 szkolno-treningowych i wsparcia taktycznego stanowi klasyczny przykład ewolucji konstrukcji tego typu maszyn, ich wyposażenia i uzbrojenia oraz stopniowego przekształcania samolotów szkolno-treningowych we współczesne lekkie samoloty szturmowe. Firma Aermacchi jest jedną z najbardziej zasłużonych w dziejach włoskiego przemysłu lotniczego. Jej samoloty myśliwskie z czasów II wojny światowej były uważane za niezwykle udane pod względem własności lotnych i sterowności na małej wysokości. Nic przeto dziwnego, iż konstruktorzy Aermacchi zaprojektowali bardzo udany samolot szkolno-treningowy, z chwilą, gdy stwierdzono wielką przydatność tego sprzętu. Oblot MB-326 odbył się w grudniu 1957 r., a pierwsze seryjne maszyny weszły w skład wyposażenia włoskiej Aeronautica Militare w 1962 r. Samolotem MB-326 zainteresowały się, oprócz przedstawicieli wojska, również przewoźnicy cywilni, którzy zamówili je w liczbie kilkunastu sztuk. Były one wyposażone w awionikę samolotów pasażerskich i służyły do treningu kandydatów na pilotów linii lotniczych. Odmiany szkolno-treningowe, równocześnie z zamówieniem lotnictwa włoskiego na kilkadziesiąt sztuk, zakupiło lotnictwo wojskowe Australii, a 87 sztuk zbudowano na miejscu, na podstawie nabytej licencji. Był to typ MB-326 D.

Oprócz odmiany szkolno-treningowej Aermacchi przystąpił do budowy samolotów MB-326 B i F do wsparcia taktycznego, zakupionych przez Ghanę i Tunezję, a następnie odmian M dla Lotnictwa Wojskowego Republiki Południowej Afryki (oznaczenie RPA-Impala). W Republice Południowej Afryki firma Atlas zbudowała 150 licencyjnych samolotów Impala. Odmiany MB-326 B i F mają potężne

uzbrojenia: 2 karabiny maszynowe 7,7 mm i 6 podwieszek o udźwigu 1500 kg uzbrojenia lub dodatkowych zbiorników paliwa. W 1967 r. zaczęto produkować kolejną odmianę samolotu MB-326 G i GC wyposażonego w silniki o ciągu większym (Rolls Royce Viper 20 Mk 540 zamiast Viper 11 Mk 22 o ciągu 1135 daN). MB-326 G i GC zyskały duże powodzenie. Zakupiły je Argentyna, Zair oraz kilka innych państw, Brazylia zaś nabyła licencję na ich produkcję. Tamtejsza firma Embraer zbudowała 120 MB-326 GC jako AT Xavante. W 1970 r. oblatany został nowy typ samolotu: jednomiejscowy szturmowy MB-326 K, w którym zainstalowano najnowszy silnik rodziny Rolls Viper, tj. Viper 632-43 o ciągu 1814 daN. W odmianie K pozostawiono konstrukcję płatowca bez zmian, ale znacznie wzmocniono uzbrojenie, m. in. MB-326 K ma wbudowane 2 działka po 30 mm i tak jak w pozostałych odmianach MB-326 — 6 podwieszek dla uzbrojenia lub zbiorników paliwa. Udźwieg uzbrojenia wynosi 1814 kg. Firma Aermacchi projektowała budowę dwumiejscowej odmiany samolotu MB-326 K, ale swoich planów nie zrealizowała (1973 r.), gdyż przystąpiła wówczas do opracowania nowej rozwojowej wersji tj. MB-339.

Przy ustalaniu koncepcji i parametrów nowego szkolno-treningowego samolotu MB-339 kierowano się przede wszystkim przesłankami ekonomicznymi, wartością handlową i możliwością zbytu. Mając na względzie konieczność eksportu (rynek krajowy jest za mało chłonny) firma ustaliła, iż samolot ma być przede wszystkim tani, lecz powinien równocześnie wykazywać się dobrymi osiągami i niskimi kosztami eksploatacji, niższymi aniżeli w przypadku przyszłych głównych współzawodników, tj. samolotów Alpha Jet i Hawk. Dzięki tym zaletom MB-339 stawał się atrakcyjnym sprzętem dla wojsk lotniczych krajów uboższych, które mogłyby wykorzystywać MB-339 jako samolot szkol-



Rys. 7. Szturmowe odmiany samolotów szkolno-treningowych

TABLICA. Samoloty szkolno-bojowe II generacji [13÷16]

| Nazwa samolotu i producent                       | Kraj        | Data oblotu <sup>3)</sup> | Silnik                                   | Ciąg [daN] | Rozpiętość [m] | Pow. nośna [m <sup>2</sup> ] | Maks. masa start. [kg]         | Masa wł. [kg] | $V_{max}$ [km/h] | $V_{min}$ [km/h] | Wznoszenie [m/s]         | Pułap [m] | Zasięg [km]           | Rozbieg [m] | Uzbrojenie: ilość zrzepów, masa uzbrojenia, broń lufowa | Zbudowano [szt.]        | Średnia cena w 1977 r. [tys. dol. USA]                           |
|--|-------------|---------------------------|--|------------|----------------|------------------------------|--------------------------------|---------------|------------------|------------------|--------------------------|-----------|-----------------------|-------------|---|-------------------------|--|
| Aero L-39  | CSRS        | 1968                      | Walter-Titan (Iwczenko AI-25-TL)         | 1687       | 9,46           | 18,80                        | 4600                           | 3330          | 750              | 165              | 25                       | 11300     | 910                   | 450         | 2   | tempo prod. 12÷13 mies. | 1200 ÷ ÷1500   |
| Aermacchi <sup>1)</sup> MB-326 K                 | Włochy      | 1970                      | Rolls-Royce Viper 632-43                 | 1879       | 10,85          | 19,35                        | 5897                           | 3123          | 867—<br>—927     | 169              | 19 (z podw. uzbrojeniem) | 11900     | 92—648                | 845         | 6<br>2400<br>2×30 m                                     | · · ·                   | 1500 ÷ ÷1650   |
| Dassault-Breguet-Dornier Alpha-Jet <sup>2)</sup> | Francja RFN | 1973                      | SNECMA-Turbomeca Larzac 04-C5            | 2×1324     | 9,11           | 17,50                        | 7250                           | 3345          | M=0,85           |                  |                          | 15000     | 440—<br>—637          | 490         | 5<br>2200<br>1×30 mm                                    | zamów. 774              | 4300 (odmiana RFN)<br>3200 (odmiana Franc.)                      |
| BAE-Hawker-Siddeley Hawk T-MK1                   | Anglia      | 1974                      | Rolls-Royce Turbomeca Adour RT-172-06-11 | 2375       | 9,39           | 16,69                        | 7755                           | 3647          | 997              |                  | 24                       | 14600     |                       | 550         | 5<br>2200<br>1×30 mm                                    | zamów. 270              | 2600 ÷ ÷2900<br>3220   |
| Northrop Co F-5F                                 | USA         | 1974                      | General Electric 185-GE-21A              | 2×2224     | 8,13           | 17,3                         | 9992 maks. ciężar bojowy —6091 | 4762          | 1028—<br>M-0,98  | 253              | 162                      | 12285     | 185—<br>—447          | 643         | 5<br>2200<br>1×20 mm                                    | · · ·                   | 3900 (odmiana dwumiejscowa F-5F)<br>3200 (jednomiejscowa — F-5E) |
| Aermacchi MB-339                                 | Włochy      | 1977                      | Rolls-Royce — Piaggio Viper-632-43       | 1779       | 10,85          | 19,30                        | 5895                           | 3075          | 898              | 148              | 37                       |           | 1760 (bez uzbrojenia) | 465         | 6<br>2100<br>1×30 mm                                    | w 1977 r. zamów. 120    | 1500 ÷ ÷1630   |
| CASA-C-101                                       | Hiszpania   | 1977                      | Garrett TFE 731-2/3                      | 1557       | 10,60          | 20,00                        | 5600                           | 2980          | 740              | 155              | 18,5                     | 13750     | 240—<br>2100          | 675         | 7<br>2050<br>1×30 mm                                    | zamów. 60               | 1250   |

<sup>1)</sup> odmiana jednomiejscowa

<sup>2)</sup> odmiana szkolno-bojowa dla RFN

<sup>3)</sup> data oblotu I-odmiany

ny, treningu zaawansowanego i szkoły ognia oraz jako lekki szturmowy i wsparcia taktycznego. Niska cena, niskie koszty eksploatacji oraz dobre osiągi powinny zatem znacznie rozszerzyć rynek zbytu. Dla tych wszystkich powodów Aermacchi zrezygnowała z budowy całkowicie nowego samolotu jako znacznie kosztowniejszego i postanowiła w jego konstrukcji wykorzystać maksimum elementów z poprzednich odmian, przede wszystkim zaś z samolotu MB-326 K. MB-339 jest, praktycznie biorąc, kolejną odmianą samolotu MB-326. Przyjęto, iż podstawą rozwiązań konstrukcyjnych i wyposażenia samolotu powinna być efektywność kosztów, co doprowadziło do rozwiązań kompromisowych, mających zapewnić najlepsze wartości eksploatacyjne przy najniższych kosztach. Przed podjęciem ostatecznej decyzji, jaki to ma być konkretnie samolot, Aermacchi opracowała 9 alternatywnych założeń konstrukcyjnych oraz ich systemowe powiązania z różnymi rodzajami zespołów napędowych. Przebadano kombinacje w dwu i jednosilnikowych układach z dwoma silnikami dwuprzepływowymi Turbomeca (SNECMA Larzac 04 o ciągu po 1350 daN, w które wyposażone są samoloty Alpha Jet, a następnie z jednym dwuprzepływowym silnikiem Turbomeca), Rolls Royce-Adour o ciągu 2422 daN napędzającym samoloty Hawk, jak również przebadano układy z silnikami Rolls Royce RB-405 06 (ciąg 2270 daN) i Garrett TFE-731-3 (ciąg 1646 daN). Ostatecznie zdecydowano się na silnik Rolls Royce Viper 632-43, ten sam, który napędza samolot MB-326 K. MB-339 został zatem samolotem jednosilnikowym, gdyż jak wykazało doświadczenie, żaden z samolotów MB-326, które wylatały ponad 700 tys. godzin, nie rozbił się z powodu awarii silnika, co dowodzi niezawodności zespołów napędowych.

Decyzja wyposażenia samolotu MB-326 tylko w jeden silnik o mniejszym ciągu niż np. Adour spowodowana była względami obniżenia kosztów eksploatacyjnych samolotu. Silnik Viper umożliwia rozwinięcie maksymalnej prędkości przelotowej do  $Ma = 0,77$ . Konstruktorzy Aermacchi uważali, iż ta prędkość stanowi kompromis pomiędzy prędkością a kosztami eksploatacyjnymi, które nieproporcjonalnie wzrastają przy zwiększeniu przelotowej prędkości do  $Ma = 0,82 \div 0,84$ . Prędkość  $Ma = 0,77$  pozwala na sterowanie ręczne i tylko lotki mają wspomaganie, które w przypadku awarii może być zastąpione ręcznym sterowaniem. Ponadto mniejsza prędkość umożliwia lepsze rozwiązania aerodynamiczne płata pod względem jego grubości i obciążenia. Eksploatacja silnika Viper jest względnie tania, gdyż zużycie paliwa wynosi  $0,95 \div 0,96$  daN/kg/h; ponadto ten silnik wykazuje większy ciąg przy dużych prędkościach na większej wysokości; poza tym silnik dwuprzepływowo o podobnym ciągu jest dwa razy droższy.

Jeżeli chodzi o płatowiec, to postanowiono przeprowadzić jedynie modyfikacje konstrukcji samolotu MB-326 K polegające na polepszeniu widoczności z kabiny oraz własności aerodynamicznych przez wydłużenie i obniżenie dzioba. Powiększono powierzchnię statecznika pionowego o 25%, zainstalowano dwa podkadłubowe stateczniki, w których umieszczono anteny. Zmieniono kształt noska profilu płata. Fotele są umieszczone schodkowo (tylno o 36 cm wyżej) i mają być katapultowane na zerowej wysokości. Kłapy mają trzy położenia:  $0,28^\circ$  przy starcie i  $64^\circ$  przy lądowaniu. Przy prędkości 560 km/h kłapy automatycznie powracają do pozycji  $0^\circ$ . Hamulce aerodynamiczne wysuwają się o  $57^\circ$  z chwilą wypuszczenia podwozia. Firma zwróciła też



szczególną uwagę na prostotę obsługi konserwacyjnej i ułatwienie dostępu do wszystkich ważniejszych zespołów i elementów, np. tylna część pokrycia kadłuba jest zdejmowana dla ułatwienia wymiany silnika. Równocześnie technologia produkcji tak jest opracowana, aby licencjoholery, pochodzący w wielu przypadkach z krajów o niskim standardzie technicznym, mieli ułatwione zadanie przy montażu i ewentualnym wykonywaniu elementów. Aeromacchi nie wątpi, że dawni klienci użytkujący samoloty rodziny MB-326, po ich fizycznym i moralnym zestarzeniu się, staną się nabywcami nowych MB-339. Prace obsługowe w MB-339 będą pochłaniały tyle samo czasu (lub mniej) co przy MB-326, tj. tylko po 3 godziny na jedną godzinę lotu. Promień działań operacyjnych jest znaczny i wynosi w zależności od masy startowej (maksymalna masa startowa w locie bojowym wynosi 5900 kg) i wysokości lotu, tj. czy operacja ma charakter Hi-Lo-Lo (dolat na dużej wysokości, akcja bojowa i powrót lotem koszącym), czy też Lo-Lo-Lo (lot koszący we wszystkich fazach operacji) od 200 do 500 km [11, 12].

Jakie wnioski nasuwają się z analizy działalności firmy Aeromacchi? Polepszenie charakterystyk i osiągnięć samolotów rodziny MB-326 odbywało się etapami, zgodnie z każdorazowymi wymogami taktyki walki i metody szkolenia. Działalność Aeromacchi cechuje dalekowzroczność w planowaniu i dążenie do maksymalnego obniżenia kosztów własnych wytwarzania przez wykorzystanie w kolejnej modyfikacji możliwie dużej liczby elementów i zespołów już zainstalowanych w poprzednich odmianach samolotów. Zasadą Aeromacchi jest modyfikowanie istniejących samolotów, a nie opracowanie i budowa całkowicie nowego sprzętu. Ta niewielka firma, której rynek wewnętrzny jest mało chłonny, dzięki taniości swego sprzętu (dobrego sprzętu, co należy podkreślić) i jego niskim kosztom eksploatacyjnym potrafiła wysunąć się na jedno z czołowych miejsc w świecie jako producent samolotów szkolno-treningowych i wsparcia taktycznego.

Do 1978 r. zbudowano ponad 750 samolotów rodziny MB-326, z tej liczby w 1977 r. znajdowało się w użytkownictwie: 334 samoloty szkolno-treningowe i 179 wsparcia taktycznego.

Również samolot MB-339 powinien uzyskać duże powodzenie rynkowe, zwłaszcza u użytkowników samolotów MB-326. Pierwsze zamówienia na dostawę 100 szt. już wpłynęły.

Pomimo, iż samolot MB-339 dopiero wchodzi do produkcji seryjnej, Aeromacchi już przystąpił do opracowania jego nowej odmiany: jednoniejscowego samolotu wsparcia taktycznego MB-340. A więc Aeromacchi kontynuuje swoją tradycję.

#### LITERATURA

1. K. MUNSON: *Fighters in service*. Blanford Press, London 1975, s. 12.
2. O. GROECHLER: *Geschichte des Luftkriegs*. Militar Verlag der DDR, Berlin 1977, s. 123 i 630.
3. K. MUNSON: op. cit. s. 122.
4. O. GROECHLER: op. cit. s. 664.
5. CH. GILSON: ABC 167 Strikemaster. *Aeroplane Monthly* 1974, April, s. 589-593.
6. Light jet combat trainers. *Flight* 1977, 10.XII, s. 1728.
7. Saab — 105G. *Aviation Magazine* 1975, nr 671, s. 33-38.
8. Light jet combat trainers. Op. cit., s. 1728.
9. W. WASKOWSKI: Światowy rynek odrzutowych samolotów treningowo-bojowych. Instytut Lotnictwa, Warszawa 1973, maj, s. 14 i 17.
10. W. WASKOWSKI: Odrzutowe samoloty treningowe — ich rola i przyszłość. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* 1977, nr 9, s. 8.
11. Aeromacchi MB-339. *Aviation Magazine*, 1977, nr 719, s. 38-40.
12. R. ROPELEWSKI: MB-339 offers low-cost Jet trainer. *Aviation Week* 1977, 3.01., s. 38-41.
13. J. W. R. TAYLOR: *Jane's All the World's Aircraft 1977-78*. Jane's Yearbooks. London 1977.
14. K. MUNSON: *Fighters in service*. London 1977.
15. *Flight* 1977, 10.XII, s. 1275-1278.
16. VZLU — *Letecke Ekonomické Informace* nr 12, Praha 1977.



## Niektóre problemy badania sprzętu lotniczego

Doc. dr hab. inż. JERZY LEWITOWICZ  
Dr inż. JAN BORGON  
Dr inż. ZDZISŁAW STELMASZCZYK  
Dr inż. WŁADYSŁAW ZĄBKOWICZ  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Przedstawiono wybrane problemy badania sprzętu lotniczego w szczególności na przykładzie lotniczych silników turbinowych. Omówiono problemy współczesnej diagnostyki i prognozowania zdatności, układów pomiarowych i badań niezawodnościowych.

W ciągu minionych 25 lat w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych wykształciły się wszystkie podstawowe kierunki badawcze, umożliwiające badanie sprzętu lotniczego nowo wprowadzonego do eksploatacji w wojskach lotniczych oraz eksploatowanego już przez długi okres czasu. Jednym z zasadniczych kierunków badań eksploatacyjnych jest problem diagnostyki technicznej i prognozowanie niezawodnej pracy samolotu, silnika i innych urządzeń i agregatów. Problemy te zostaną przedstawione na przykładzie podstawowego zespołu samolotu jakim niewątpliwie jest silnik lotniczy.

W procesie nowoczesnych badań diagnostycznych lotniczych silników turbinowych należy, oprócz tradycyjnych zadań kontroli, polegających na sprecyzowaniu oceny: dobry — uszkodzony, a w przypadku sygnalizowanego stanu niezdatności zlokalizować uszkodzenie, rozwiązywać nowe zadania w postaci prognozy — jak długo silnik będzie pracował bez uszkodzeń?

W tak sformułowanym badaniu diagnostycznym proces prognozowania, a więc wyznaczania przydziału czasu do następnej kontroli stanu, ewentualnie wykonania określonych prac profilaktycznych, nie stanowi odrębnego niezależnego elementu badań diagnostycznych, a jest ich właściwym uzupełnieniem. Z tego względu należy rozpatrywać prognozowanie zdatności w ścisłym powiązaniu z innymi etapami procesu badań diagnostycznych. Należy więc opracować szczegółową informację diagnostyczną o poszczególnych podzespółach i elementach silnika, wynikającą z analizy zagad-

nień kontroli stanu i lokalizacji uszkodzeń w powiązaniu z prognozowaniem zdatności, wykonanym po uzyskaniu w procesie badania diagnostycznego pozytywnej oceny stanu.

Opracowanie tak rozumianej kompleksowej informacji diagnostycznej wymaga przede wszystkim określenia liczby stanów silnika, które należy rozróżniać w procesie badania diagnostycznego oraz dokonania wyboru niezbędnej liczby parametrów identyfikujących te stany. Ponieważ badanie prognostyczne jest kontynuacją analizy wartości liczbowych zminimalizowanego zbioru parametrów kontrolnych, wyznaczonego do realizacji pierwszych etapów badania diagnostycznego, z tego względu w procesie minimalizacji uzależnia się wybór parametrów kontrolnych (jednakowo zasobnych w informację diagnostyczną) również od możliwości spełnienia przez nie wymagań stawianych parametrom prognozującym.

Istotnym zagadnieniem, w dużej mierze decydującym o właściwym rozwiązaniu problemu prognostycznego w praktyce, jest wyznaczenie z niezbędną dokładnością przebiegów parametrów prognozujących w funkcji czasu użytkowania. Parametry te — ich wartości oczekiwane i dyspersje — wyznacza się w sposób eksperymentalny, dokonując pomiarów na zbiorze silników w określonych odstępach czasu. Cechą charakterystyczną jest to, że w nowych lotniczych silnikach turbinowych tolerancje parametrów dla celów diagnostycznych mogą i powinny być znacznie węższe od eksploatacyjnych. Następnie tolerancje diagnostyczne (rys. 1) w miarę zwiększania się sumarycznego czasu pracy silnika  $t$ , rozszerzają się, zmieniają się też kształt przebiegu funkcji gęstości prawdopodobieństwa.

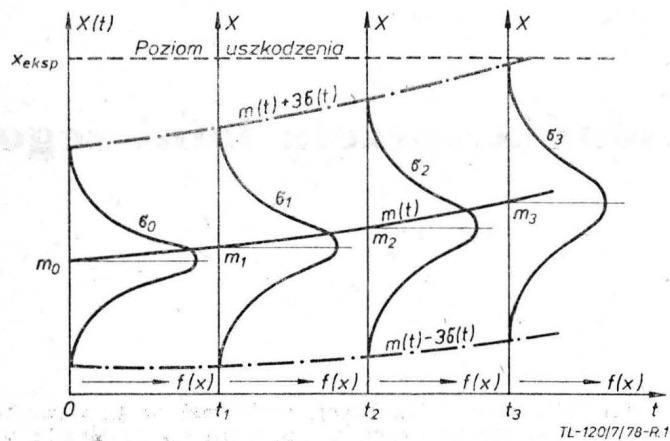
Tolerancje diagnostyczne  $[m(t) \pm 3\sigma(t)]$  przekraczane są w zasadzie tylko w przypadkach awaryjnych, kiedy stan techniczny silnika zbliża się w sposób przyspieszony do poziomu uszkodzenia. Przyspieszone pogarszanie się stanu te-

chnicznego elementów silnika, sygnalizowane przekroczeniem tolerancji diagnostycznych, skraca czas użytkowania silnika turbinowego, jednak zanim realizację parametrów prognozujących osiągną wartości liczbowe poziomu uszkodzenia, silnik może być eksploatowany jeszcze w pewnym okresie czasu  $\Delta t$ . Należy jednak przy tym znać intensywność przyspieszonego zbliżania się realizacji parametru prognozującego do poziomu uszkodzenia. Krzywa 1 na rys. 2 przedstawia charakterystyczną postać przyspieszonego zbliżania się realizacji parametru prognozującego do poziomu uszkodzenia.

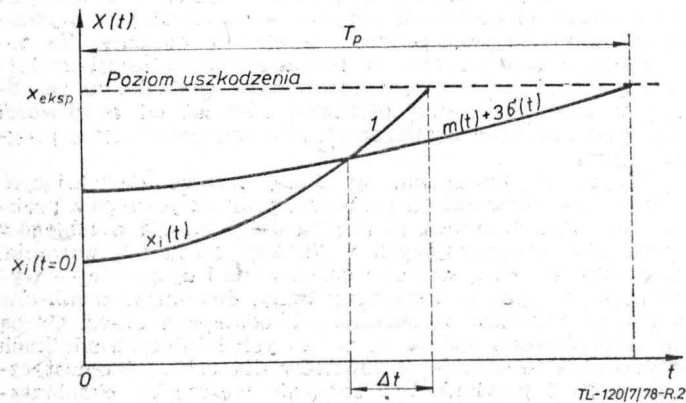
Graficzna metoda wyznaczania parametrów prognozujących [1] jest prosta w realizacji i może być bardzo przydatna w analizie przebiegów wielkości rejestrowanych na oscylogramach. Natomiast w przypadku pełnej automatyzacji badań diagnostycznych, realizowanych za pomocą komputera bezpośrednio w procesie funkcjonowania obiektu technicznego, graficzna metoda wyznaczania parametrów prognozujących nie znajduje szerszego zastosowania. W tym przypadku bardzo perspektywiczna w zastosowaniu do obiektów technicznych, również typu silnika turbinowego, jest metoda matematyczna oparta na ortogonalnym rozwinięciu funkcji losowej.

Szczegółowa analiza danych statystycznych umożliwia sformułowanie opisu matematycznego apriorycznej funkcji losowej  $X(t)$ , co stanowi treść pierwszego etapu rozwiązywania problemu prognozowania. Etap ten realizowany jest wcześniej, przed badaniem prognostycznym. Z chwilą uzyskania opisu matematycznego apriorycznej funkcji losowej można sformułować drugi etap prognozowania. Na tym etapie odbywa się aposterioryczne modelowanie funkcji losowej, stanowiącej kontynuację apriorycznej, uwzględniającej jednak rezultaty bezpośredniej kontroli.

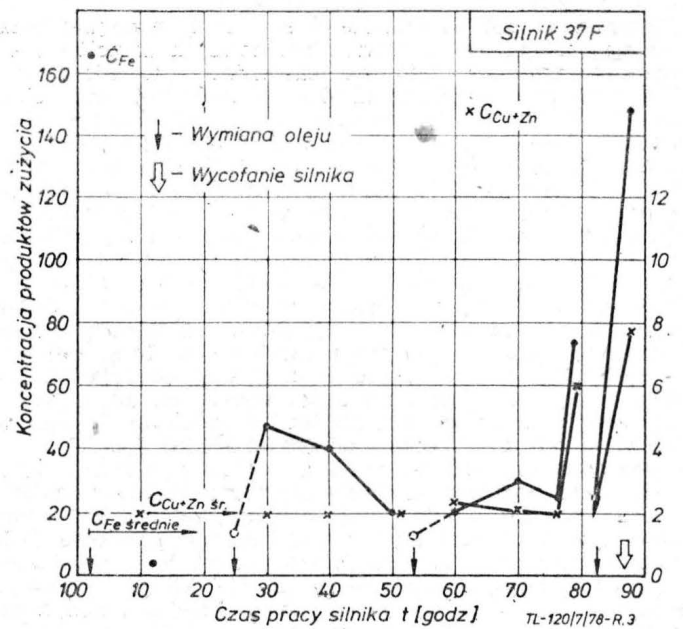
Rezultaty aposteriorycznego modelowania funkcji losowych potwierdzają założenie, że wartości oczekiwane z dużą



Rys. 1. Przykład zależności diagnostycznych tolerancji parametrów diagnostycznych od czasu  $t$  użytkowania spalinowego silnika turbinowego;  $x_{eksp}$  — eksploatacyjna dopuszczalna wartość parametru  $X$ ;  $m(t) \pm 3\sigma(t)$  — granica diagnostycznego pola tolerancyjnego;  $m(t) \pm 3\sigma(t)$  — górna oraz  $m(t) - 3\sigma(t)$  — dolna granica zbioru realizacji funkcji losowej  $X(t)$



Rys. 2. Proces przyspieszonego zbliżania się realizacji parametru prognozującego do poziomu uszkodzenia;  $x_{eksp}$  — górna eksploatacyjna granica pola tolerancyjnego;  $T_p$  — okres prognozowania;  $m(t) + 3\sigma(t)$  — przebieg górnej granicy zbioru realizacji parametru prognozującego; 1 — awaryjne zbliżenie się realizacji parametru prognozującego do poziomu uszkodzenia;  $\Delta t$  — prognozowany, po przekroczeniu granicy diagnostycznego pola tolerancyjnego, bezpieczny czas pracy spalinowego silnika turbinowego



Rys. 3. Zmiana koncentracji produktów zużycia części w instalacji olejowej silnika turbinowego typu 37F w funkcji czasu eksploatacji

dokładnością powtarzają przebieg prognozowanych realizacji. Wynikające stąd proste zależności matematyczne upraszczają obliczenia, co umożliwia realizację prognozowania stanu technicznego stosunkowo prostymi środkami technicznymi [2].

Opisany sposób poszukiwania parametrów diagnostycznych stosowany jest do wszystkich wielkości i przebiegów układu automatyki silnika. Innego podejścia wymaga diagnozowanie stanu technicznego części układu łożyskowania silników. W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych w szczególności rozwinięto metodę izotopową do określania stanu technicznego części w układach łożyskowania silników [3, 4]. Zwrócono także uwagę na wykrywanie stanu awaryjnego (przedkatastroficznego). Przez stan awaryjny rozumie się tu tak przypadkowe uszkodzenie dowolnego elementu konstrukcyjnego układu łożyskowania silnika, jak też uszkodzenie wynikające z długotrwałej eksploatacji silnika. W każdym przypadku, gdy zaistnieje stan awaryjny, w szczególności układu łożyskowania — silnik powinien zostać wycofany z eksploatacji.

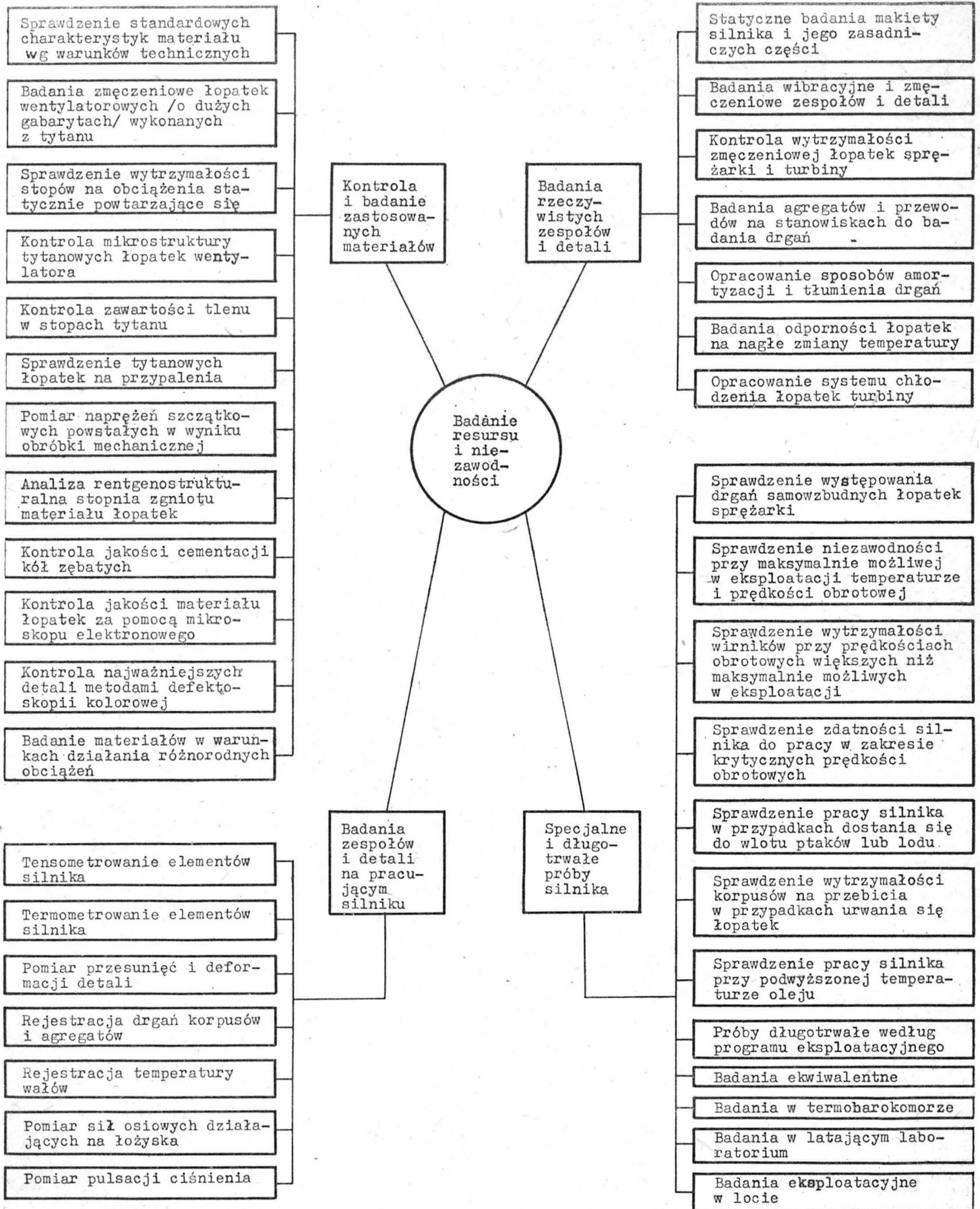
Instrukcje obsługi silników lotniczych zawierają przepisy dotyczące postępowania z chwilą wykrycia stanów awaryjnych łożysk. Stosowane jednak metody są wysoce niedoskonałe i obejmują np. pomiar tzw. czasu wybiegu turbiny (czas będzie maleć o ile zacierają się łożyska), ocenę wizualną zanieczyszczeń mechanicznych w oleju, w instalacji smarowania itp. Metody te zwane jakościowymi nie umożliwiają jednak śledzenia dynamiki narastania rozwijającego się uszkodzenia i oceny ilościowej tego procesu. Wszystkie informacje o stanie zużycia łożysk zawarte są w ilości i rodzaju produktów zużycia zbieranych w czynniku smarującym — oleju, w instalacji olejowej. Dotychczas znane są metody chemiczne badania małych zawartości żelaza i miedzi jako podstawowych produktów zużycia elementów konstrukcyjnych łożysk, ale są one długotrwałe, specjalistyczne i nie nadają się do zastosowania w systematycznej diagnostyce wieluset egzemplarzy silników różnych typów.

W ITWL opracowano i z powodzeniem zastosowano nową metodę wykrywania stanów awaryjnych łożysk silników, opartą o zjawisko rentgenowskiej fluorescencji radioizotopowej. Metoda ta (patent nr 83432) umożliwia szybkie badania próbek oleju pobieranych systematycznie z silników, co w warunkach jednostek bojowych nie nastęca żadnego kłopotu. Interpretując wyniki ilościowe i jakościowe, zbudowano warunki do działania dobrego systemu diagnostyki silników lotniczych. W ten sposób prowadzone badania zużycia części lotniczych silników turbinowych i tłokowych umożliwiają wczesne wykrycie nadmiernego zużycia tych części, co jest charakterystyczne dla tzw. okresu awaryjnego (katastroficznego) zużycia determinującego rzeczywistą trwałość techniczną silnika w eksploatacji. Ta sama metoda zastosowana w badaniach rewersowych umożliwia precyzyjne wyznaczenie technicznego rewersu silnika w okresach międzyremontowych [5].

Opracowana i zastosowana metoda umożliwiła po raz pierwszy zbadanie procesów zużycia łożysk w eksploatac-



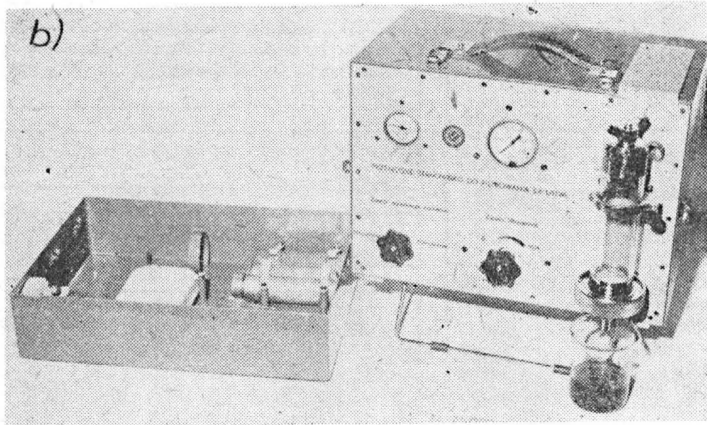
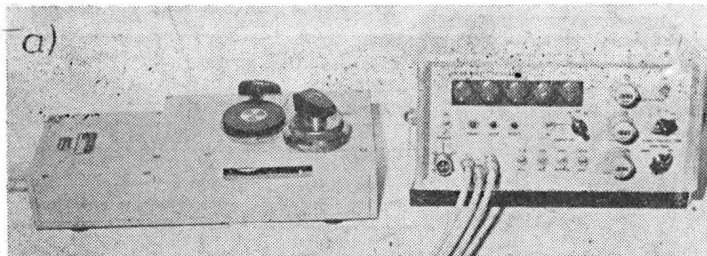
TABLICA. Przykład badań reśursowych i niezawodnościowych silnika



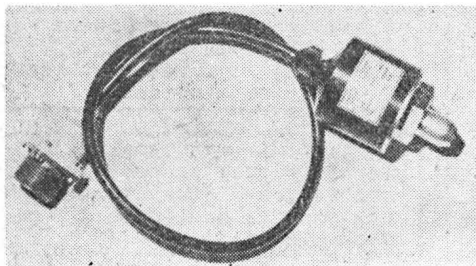
nych silnikach lotniczych (rys. 3). Opracowany w ITWL zestaw pomiarowy przedstawiono na rys. 4.

Nieomal od początku swego istnienia ITWL prowadzi badania doświadczalne sprzętu lotniczego, obejmujące swym zasięgiem wiele specjalistycznych kierunk6w. Stosunkowo duży potencjał naukowy i techniczny angażowany jest do opracowywania podstaw teoretycznych metod prowadzenia

bad6w oraz niezbędnego wyposażenia pomiarowego. Szczeg6lnie duży uwagi poświęca się opracowaniom i wdrożeniom nowych metod pomiarowych, pozwalających zwiększyć efektywność prowadzenia badań. Jest to podyktowane m. in. tym, że działalność związana z pomiarami i opracowywaniem wyników nadających się do bezpośredniego wnioskowania poci6ga za sobą duże koszty. Działalność In-



Rys. 4. Zestaw urządzenia do badania produktów zużycia części silników; a) zestaw elektroniczny z detektorem, b) zestaw do przygotowania próbek do pomiaru



Rys. 5. Tensometryczny przetwornik ciśnienia typu membranowego

stytutu charakteryzuje się między innymi opracowaniem i wdrożeniem metod i technik pomiarowych dotyczących badań w locie oraz dla diagnostyki technicznej sprzętu lotniczego. Jedną z takich metod, która znalazła szerokie zastosowanie w badaniach sprzętu lotniczego, jest tensometria rezystancyjna. Opracowane i wykonywane w ITWL tensometry foliowe znalazły zastosowanie w doświadczalnej analizie naprężeń mechanicznych i miernictwie sił, ciśnień, przyspieszeń liniowych przez specjalnie skonstruowane do tego celu przetworniki (rys. 5).

Na rys. 6 przedstawiono typowy miniaturowy układ pomiarowy do badań w locie. Charakterystyczną cechą pokazanego układu jest to, że każdy czujnik połączony jest z miniaturowym wzmacniaczem o znormalizowanych charakterystykach metrologicznych. Normalizacja obejmuje tutaj również wymiary geometryczne i połączenia elektryczne bez względu na rodzaj mierzonego parametru i zasadę działania przetwornika [6].

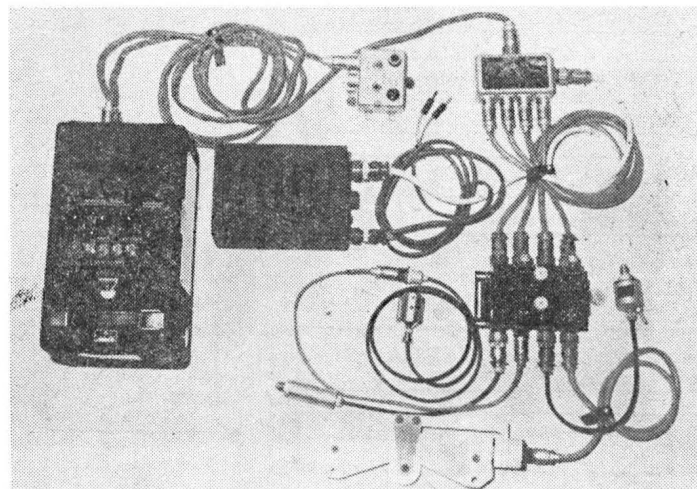
Jedną z istotnych wad układów pomiarowych z rejestracją oscylograficzną jest duża pracochłonność opracowania wyników pomiaru. Wada ta jest szczególnie uciążliwa przy wielokanałowej rejestracji. Rejestracja ta ma jednak wiele istotnych zalet, które spowodowały, że w lotniczych układach pomiarowych nadal jest stosowana. Opracowany w ITWL półautomatyczny system redukcji danych rejestrowanych oscylograficznie umożliwił około 10-krotne skrócenie czasu opracowania wyników. Wyniki opracowania mogą być przedstawione w postaci nadającej się do bezpośredniego wnioskowania o obiektach badań. System składa się z czytnika taśm oscylograficznych sprzężonego z minikomputerem oraz urządzeń wyjściowych w postaci drukarki, rejestratora  $x-y$  (rys. 7).

Współczesny sprzęt lotniczy jest bardzo złożony. Aby optymalnie go wykorzystywać, stosuje się różne układy sterowania, regulacji i automatyki. Niezawodność jego zależy nie tylko od jego konstrukcji, ale także od technologii produkcji i warunków eksploatacji. Zadanie zapewnienia nie-

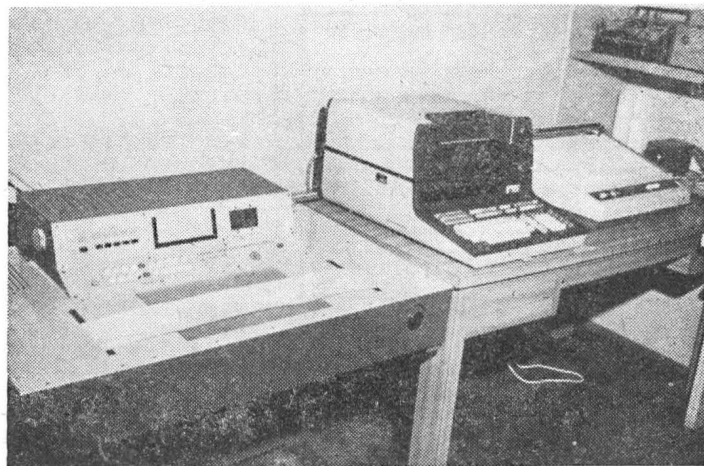
zawodności statków latających rozwiązuje się w trzech etapach: projektowania, produkcji i eksploatacji.

Badania mające na celu określenie poziomu niezawodności różnią się zasadniczo od badań funkcjonalnych charakterystyk obiektu przede wszystkim długością i złożonością warunków w jakich są prowadzone. Zakres tych badań gwałtownie się zwiększa wraz z podwyższeniem poziomu niezawodności badanego produktu. I tak np.: jeżeli niezawodność produktu charakteryzuje się czasem pracy na jedno uszkodzenie wynoszącym 3-5 tys. h, to czas wymagany do potwierdzenia tego poziomu niezawodności jest rzędu 10 tys. h. Przyjmując, że podczas badań prowadzi się pracę na dwie zmiany, czyli 14 h na dobę, otrzymamy wymagany czasokres badań wynoszący około 700 dni, lub przy 300 dniach roboczych w roku — powyżej dwóch lat. To trudne zadanie badawcze rozwiązuje się wielokierunkowo. Z jednej strony prowadzi się obowiązkową analizę oczekiwanego poziomu niezawodności produktu w procesie jego projektowania z uzasadnieniem efektywności przyjętych rozwiązań konstrukcyjnych i technologicznych oraz obliczeniowym potwierdzeniem zgodności projektowania poziomem niezawodności z zadanymi wymaganiami, z drugiej strony opracowuje się bardziej doskonałe metody badań niezawodnościowych produktów, a w tej liczbie i metody badań przyspieszonych, zapewniające najbardziej pełne odtworzenie całego kompleksu obciążeń i oddziaływań w czasie eksploatacji. Istotnym czynnikiem potwierdzenia założonego poziomu niezawodności jest przeprowadzenie specjalnych badań niezawodnościowych poszczególnych elementów, węzłów i agregatów, z których powstaje nowy produkt. W tym celu zaleca się wykorzystywać maksymalnie standardowe i sprawdzone w eksploatacji elementy i agregaty. Przykład takich badań, dotyczący silnika lotniczego przedstawiono w postaci algorytmu w tabelicy.

Charakterystyczną cechą problemu niezawodności techniki lotniczej, w odróżnieniu od innych maszyn i produktów, eksploatowanych w stacjonarnych warunkach naziemnych, jest wymaganie zapewnienia wysokiego bezpieczeństwa lotów. Znaczy to, że pomimo dopuszczenia z określonym prawdopodobieństwem pojawienia się uszkodzeń poszcze-



Rys. 6. Pokładowy układ pomiarowy



Rys. 7. Półautomatyczny system opracowywania wyników rejestracji oscylograficznych



gólnych agregatów lub instalacji, samolot musi zachować zdolność kontynuowania lotu. Aby zapewnić to wymagania, należy w trakcie projektowania, wytwarzania i eksploatacji szczególną uwagę poświęcić diagnostyce oraz wykluczeniu uszkodzeń agregatów i instalacji, ważnych ze względu na funkcjonowanie podstawowych zespołów, jak również zbudowaniu niektórych instalacji.

#### LITERATURA

1. E. L. SOŁOCHIN: Ispytanija awiacyjnych wozdusno rieaktywnych dwigstieliej. Izd. Maszynostrojenije, Moskwa 1975.

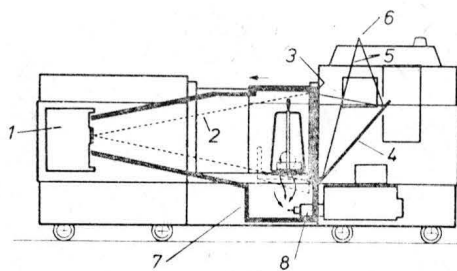
2. Z. STELMASZCZYK: Prognozowanie niezawodności funkcjonowania lotniczych silników turbinowych. Zagadnienia Eksploatacji Maszyn. Zeszyt 4, 20, 1974.
3. J. LEWITOWICZ: Application of isotope methods for testing surface wear of aeroplane engine parts and auxillary unit. Nukleonika nr 10, 1975.
4. J. LEWITOWICZ: Możliwość zastosowania rentgenowskiej fluorescencji radioizotopowej w badaniach silników. Post. Tech. Jądr. nr 18, 1974.
5. J. LEWITOWICZ, M. OSTAPKOWICZ: Badania układu łożyskowania lotniczego silnika turbinowego podczas długotrwałej próby w hamowni. TLiA nr 3, 1978.
6. R. KUDELSKI, W. ZABKOWICZ: Pokładowy system pomiarowy typu MSP/ITWL. TLiA nr 1, 1978.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

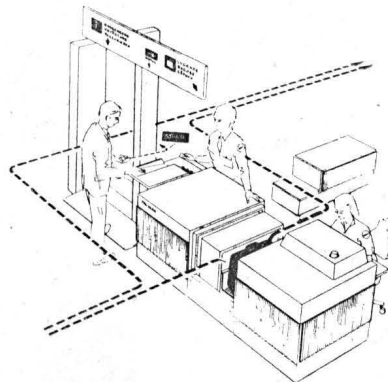
### Nowe urządzenia do wykrywania broni i materiałów wybuchowych

Brytyjska firma Analytical Instruments Ltd. opracowała dwa nowe urządzenia do wykrywania broni i materiałów wybuchowych w czasie odprawy pasażerów i towarów w portach lotniczych: urządzenie stacjonarne Tri-Scan i urządzenie przenośne Model 62000.

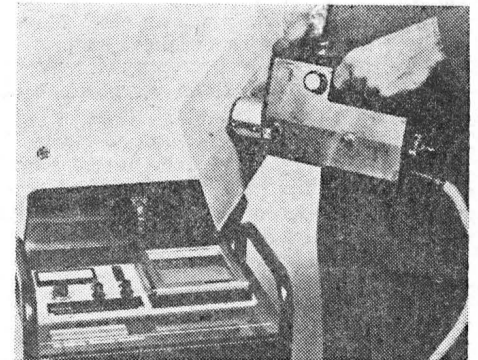
Urządzenie Tri-Scan (rys. 1) jest wyposażone w źródło promieniowania rentgenowskiego do prześwietlania bagażu i w czujnik wykrywający ślady materiałów wybuchowych. Prześwietlanie promieniami X daje dokładny kształt każdego znajdującego się w bagażu przedmiotu metalowego, przy czym obraz powstaje na pokrytym warstwą ołowiu ekranie, skąd rzutowany jest za pomocą luster na ekran na pulpicie kontrolnym. Zarówno aparat rentgenow-



Rys. 1. Urządzenie Tri-Scan: 1 — źródło promieniowania X; 2 — promienie X; 3 — ekran ze szkła ołowianego; 4 — lustro; 5 — promienie świetlne; 6 — ognisko optyczne; 7 — osłona z ołowiu; 8 — czujnik materiałów wybuchowych



Rys. 2



Rys. 3

ski, jak i prześwietlany bagaż są zabezpieczone ołowianymi osłonami, dzięki czemu promieniowanie zewnętrzne nie przekracza 0,75 mR/h, co leży znacznie poniżej międzynarodowego dopuszczalnego poziomu. Poza tym zastosowanie promieniowania jest na tyle krótkie, że nie powoduje uszkodzenia znajdujących się ewentualnie w bagażu filmów. Sztuczny nos, tj. czujnik materiałów wybuchowych, znajduje się pod ekranem aparatu rentgenowskiego. Bada on powietrze odsysane z bagażu przez pompę próżniową. Elektroniczne obwody zapewniają bardzo dużą selektywność i czułość sondy na pary materiałów wybuchowych typu nitro — wyczuwa ona pary materiałów wybuchowych o rozcieńczeniu wynoszącym tylko 1 cząstkę par na  $10^{12}$  cząstek powietrza, nie reaguje natomiast na pary innych substancji, jak pasta do butów, kosmetyki, perfumy, aerozole itp. W wyniku przeprowadzonych badań za pomocą czujnika operator urządzenia otrzymuje jednoznaczną odpowiedź, czy w bagażu znajdują się materiały wybuchowe czy nie.

Sposób przeprowadzania kontroli za pomocą urządzenia

ono z czujnika, pompy próżniowej, rejestratora, źródła zasilania (akumulator lub prostownik), źródła oczyszczonego argonu oraz z elektronicznych i automatycznych paneli sterujących. Czujnik może być zaopatrzony w hypodermiczną (wydrażoną) igłę do kontroli wnętrza paczek lub w tarczową końcówkę do badania z zewnątrz listów i paczek. Urządzenie może być wykorzystywane w dwojaki sposób: do wykrywania par i do ich identyfikacji. W pierwszym przypadku odpowiedź uzyskuje się w ciągu ok. 2 s, natomiast w celu stwierdzenia, czy wykryte pary są parami materiałów wybuchowych trzeba włączyć chromatograf gazowy i napełnić czujnik dostateczną ilością par, co zajmuje więcej czasu. Przyrząd jest szczególnie przydatny do wykrywania drobnych fragmentów materiałów wybuchowych pozostałych po wybuchu i do kontroli rąk osób podejrzanych.

Oba urządzenia są obecnie wprowadzane na rynek. Umożliwią one władzom lotnictwa cywilnego realizowanie zaleceń i międzynarodowych norm zawartych w Aneksie 17 do *Convention on International Civil Aviation*, ratyfikowanego 22 marca 1974 r. przez Radę ICAO.

**Przypominamy naszym Czytelnikom, że 25 listopada br. mija termin przyjmowania zamówień na prenumeratę na r. 1979, jak również o tym, że zamówienia przyjmują wyłącznie oddziały RSW „Prasa-Książka-Ruch”, urzędy pocztowe i doręczyciele. Szczegółowa informacja o warunkach prenumeraty zamieszczona jest na końcu tego numeru.**

# 30 lat lotnictwa rolniczego Bułgarskiej Republiki Ludowej

Mgr inż. TADEUSZ KRÓLIKIEWICZ

Tradycje współpracy Polski i Bułgarii w dziedzinie lotnictwa sięgają okresu międzywojennego. Polski przemysł lotniczy dostarczał wówczas lotnictwu bułgarskiemu znane myśliwce PZL P-24 oraz lekkie samoloty rozpoznawczo-bombowe PZL-43. Samoloty te służyły do szkolenia pilotów lotnictwa bułgarskiego. Również jeden z trzech zakładów bułgarskiego przemysłu lotniczego — Darżawna Aeroplana Rabotilnica (DAR) w Łowiecz — zbudowany został na podstawie polskiej dokumentacji i przy polskiej współpracy. W okresie międzywojennym bułgarski przemysł lotniczy opracował wiele prototypów samolotów — głównie szkolnych. Kilka z nich było produkowanych seryjnie a niektóre badano w Polsce.

Po drugiej wojnie światowej na przełomie lat czterdziestych i pięćdziesiątych Bułgarska Republika Ludowa zdecydowała, że rozwój lotnictwa opierać się będzie na sprzęcie importowanym z Krajów Demokracji Ludowej.

Jednocześnie rozpoczęta została realizacja szeroko zakrojonego programu rozwoju rolnictwa. Uwzględniono w nim również rozwój lotnictwa rolniczego, jako czynnika podnoszącego nowoczesność rolnictwa. Lotnictwo rolnicze w Bułgarii zostało szeroko rozwinięte i zajmuje obecnie drugie miejsce w Europie. W ostatnich latach opiera swój rozwój na sprzęcie importowanym z Polski.

Pierwsze zastosowanie samolotów do zadań rolniczych miało miejsce w 1948 r., kiedy to trzy samoloty Po-2 zastosowano w rejonie miejscowości Łukovit do walki ze szkodnikami. W 1952 r. linie lotnicze TABSO sformowały eskadrę samolotów przeznaczoną do zadań rolniczych. Dużą zasługę mieli tutaj specjaliści radzieccy — ówczesny dyrektor TABSO Bagno i główny inżynier Łukanienko, którzy przekazali doświadczenia uzyskane w ZSRR podczas stosowania samolotów rolniczych.

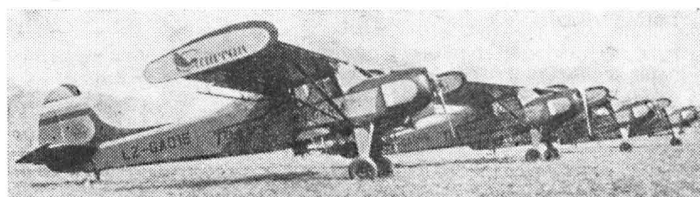
W 1956 r. zakupione zostały nowe, bardziej wydajne od Po-2, samoloty An-2. Ich liczba stopniowo wzrastała, ale przełomowy był rok 1965, kiedy to zakupiono 52 polskie samoloty An-2, co pozwoliło na znaczne zwiększenie frontu prac agrolotniczych. Należy również wspomnieć, że w latach 1962–1967 polski przemysł lotniczy dostarczył Bułgarii 10 rolniczych samolotów PZL-101 Gawron, a w roku 1969 — 25 sztuk.

W 1950 r. prace agrolotnicze wykonano jedynie na około 4 tys. ha, ale 13 lat później — na 360 tys. ha. W 1972 r. 223 samoloty i śmigłowce obrobiły 3,9 mln ha, w 1976 r. — 4,8 mln ha. Park lotniczy bułgarskiego lotnictwa rolniczego osiągnął w tym czasie liczbę 300 samolotów i śmigłowców. Bułgaria pod względem zakresu prac agrolotniczych wysunęła się na drugie miejsce w Europie (za ZSRR) i 6 w świecie. Wykonywanych jest ok. 30 rozmaitych zabiegów agrolotniczych, niektóre z nich, nietypowe, jak np. wysiew ryżu z powietrza — sposobem stosowanym szeroko w uspołecznionych gospodarstwach w województwach Płowdiw i Pazardzik.

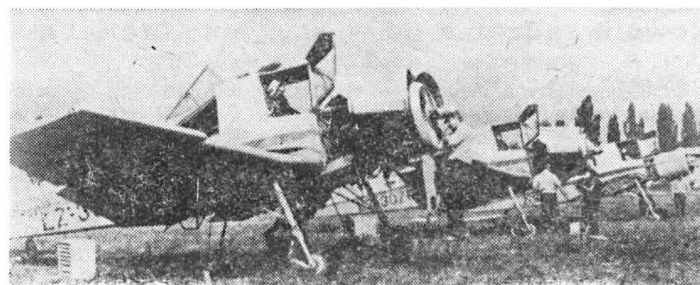
W 1964 r. rozpoczyna się działalność eksportowa bułgarskiego lotnictwa rolniczego początkowo w Sudanie a następnie w 1968 r. w Iranie i w 1969 r. w Egipcie. W ciągu 1964 r. prace agrolotnicze wykonano za granicą na 120 tys. ha, w 1972 r. na 1,25 mln ha. W latach następnych liczba ta wzrosła do kilku mln ha. Wysoka jakość prac agrolotniczych, dobra organizacja i harmonijna współpraca z miejscowymi organizacjami rolniczymi spowodowały, że bułgarskie lotnictwo rolnicze cieszy się w wymienionych krajach wysoką reputacją.

Podstawowy sprzęt lotniczy bułgarskiego lotnictwa rolniczego — samoloty An-2, PZL-101 Gawron i Z-37 Čmelak, uzupełniony został przez śmigłowce Mi-1 oraz Ka-26.

Planowany jest dalszy rozwój lotnictwa rolniczego, głównie w oparciu o sprzęt lotniczy, opracowywany w Polsce. W 1975 r. przeprowadzone zostały próby zastosowania do celów rolniczych w Bułgarii śmigłowca Mi-2. Ukazują się artykuły o nowych polskich samolotach rolniczych M-15 i PZL-106 Kruk. Prowadzone są też własne prace rozwojowe — szczególnie w dziedzinie urządzeń opryskujących (atomizerów), w związku z przewidywanym wzrostem znaczenia wydajnych ciekłych chemikaliów, małowabarytowych w porównaniu do opryskiwanej powierzchni. Drugim przyszłościowym zagadnieniem, do którego przywiązuje się dużo uwagi, jest nowoczesna organizacja prac agrolotniczych i no-



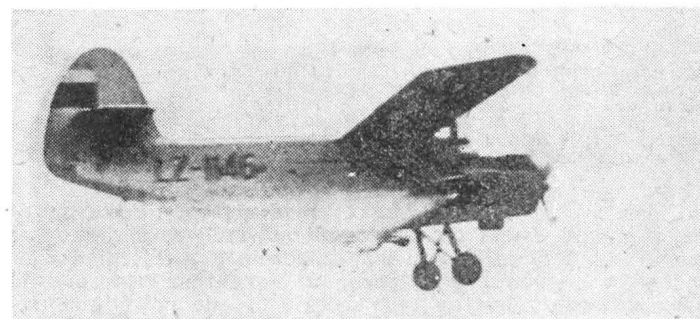
Rys. 1. Samoloty PZL-101 Gawron w Bułgarii



Rys. 2. Samoloty Z-37 Čmelak bułgarskiego lotnictwa rolniczego



Rys. 3. Samoloty An-2 polskiej produkcji w służbie rolniczego lotnictwa bułgarskiego.



Rys. 4. Bułgarski An-2 podczas opryskiwania upraw

woczesne metody eksploatacyjne. Tak więc przechodzi się obecnie na bardziej ekonomiczne metody eksploatacji okresowej, tj. takiej, w której czynności okresowe wykonywane są nieco określoną liczbą godzin lotu w odpowiednich przedziałach czasowych. Przygotowana została dokumentacja, stanowiąca podstawę do przejścia na nowoczesne metody eksploatacji.

Ważnym czynnikiem rozwoju lotnictwa rolniczego jest właściwe zaplecze eksploatacyjne. Zbudowana została w Plewen, w północnej Bułgarii, kompleksowa baza naziemna, dysponująca nowoczesnym kontrolnym wyposażeniem eksploatacyjnym. Inne bazy techniczne znajdują się w miejscowościach Tolbuchin, Warna, Burgas, Stara Zagora i Płowdiw. W 1975 r. w system lotnictwa rolniczego Bułgarii włączona została baza w Michajłowgradzie, która otrzymała odpowiednie wyposażenie i prowadzi remonty główne sprzętu lotniczego.

Lotnictwo rolnicze Bułgarii uzyskało wysoką ocenę Komitetu Centralnego Bułgarskiej Partii Komunistycznej. Z okazji 25-lecia organizacji bułgarskiego lotnictwa cywilnego „Bałkan”, w skład której wchodzi lotnictwo rolnicze, podkreślone zostało jego znaczenie, jako ważnego czynnika pomagającego w rozwoju gospodarki rolnej Bułgarskiej Republiki Ludowej.



# Grumman American AA-5A Cheetah

• USA •

KARTOTEKA TLiA

Samolot turystyczny, sportowy i służbowy

**KONSTRUKCJA.** Całkowicie metalowy, jednosilnikowy, czteromiejscowy wolnonośny dolnopłat ze stałym trójkołowym podwoziem.

**Plat.** Obrys prostokątny, profil NACA 64-2-415 (modyfikowany), wznios 5°. Konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa całkowicie metalowa, klejona ze stopów lekkich. Dźwigar główny wykonany z rury stalowej. Cztery żebra nawleczone na dźwigar i przymocowane do niego, pokrycia z trzech jednakowych segmentów blachy duralowej klejone do żeber, styki poszczególnych segmentów dodatkowo zabezpieczone pasami blachy duralowej. Podłużnic brak. Keson skrzydła zakończony płaskim dźwigarkiem pomocniczym, na którym znajdują się zawieszania lotek i klap. Przestrzeń wewnątrz rurowego dźwigara skrzydła wykorzystana jest jako integralny zbiornik paliwowy o pojemności 144 l — w obu skrzydłach łącznie. Pojemność ta, na życzenie, może wynosić 199,5 l. Wlewy paliwa znajdują się przed dźwigarem, na połowie rozpiętości klap. Końcówki skrzydeł laminatowe, znajdują się w nich światła pozycyjne. Na ostatnim żebrze każdego skrzydła (przy końcówce) umocowane zaczepy do kotwienia. Skrzydła mocowane do kadłuba przez nasuwanie i mocowanie rurowych dźwigarów na również rurowy krótki dźwigar na stałe umieszczony w kadłubie za pomocą pojedynczych sworzni. Dźwigar kadłubowy ma wznios. Przykadłubowy, krótki segment skrzydła o obrzysie trapezowym pełni rolę owiewki, będąc równocześnie elementem pracującym. Wewnątrz tego segmentu, z tyłu na dźwigarze znajdują się okucia mocowania podwozia głównego. Górne pokrycie segmentu ma wykończenie przeciwsłigowe. Lotki i kłapy mają bardzo prostą konstrukcję; dźwigarki rurowe stanowiące jednocześnie osłony (przy czym rura dźwigarka lotki biegnie wewnątrz rury dźwigarka kłapy), pokrycie duralowe klejone do dwóch żeber skrajnych mocowanych na dźwigarkach. Rozpiętość lotek i kłap jednakowa. Lotki zaopatrzone w małe kłapki wyważająco-regulacyjne (są one umieszczone przy końcu rozpiętości lotek).

**Kadłub.** Konstrukcja całkowicie metalowa klejona ze stopów lekkich. Część przednia o kształcie skrzydłowym. Płyty pokryć płaskie, przekładkowe. Ściana ogniowa ze stali nierdzewnej. W ściankach bocznych przedniej części kadłuba są kołnierze mocowania środkowej części dźwigara skrzydłowego, jej wnętrze przegrodzone jest dwiema niskimi poprzecznymi ściankami — obie położone są za dźwigarem. Poszczególne płyty pokrycia (boczne i dolna) klejone do duralowych kątowników, stanowiących krawędzie. Pokrycia boczne na krawędzi górnej zakończone profilami, stanowiącymi równocześnie szyny osłony kabiny. Tylna część kadłuba ma przekrój prostokątno-owalny (na górze), jej konstrukcja jest analogiczna jak części przedniej. Prząd górnych pokryć tej części kadłuba ma wycięcia dla okien, nad nimi mocowane są uchwyty ułatwiające wchodzenie. Do wręgi łączącej obie części kadłuba mocowane są stopnie ułatwiające wchodzenie na skrzydło; są one spawane z rurek stalowych o przekroju eliptycznym. Z lewej strony tylnej części kadłuba, pod oknem, jest prostokątny luk bagażnika, zamykany pokrywą otwieraną do przodu. Podłoga bagażnika — to płyta przekładkowa (wymiały 0,61 × 0,84 m). Za bagażnikiem, na poziomie górnej krawędzi jego łuku jest pozioma przegroda wzmacniająca konstrukcję i będąca równocześnie dodatkową półką na mniejszy bagaż (szerokość 0,25 m). Tylna część kadłuba zakoń-



czona wręgami mocowania usterzenia i poziomą górną wzmocnioną ścianką. Krańcowa owiewka stanowiąca zakończenie kadłuba, wykonana z laminatu; mieści się na niej tylne światła pozycyjne.

**Kabina.** Zajmuje przednią, skrzydłową część kadłuba i przedni fragment części tylnej. Mieści cztery wygodne anatomiczne fotele. Oba miejsca przednie wyposażone w sterownice, większość przyrządów jest jednak zgrupowana przed lewym przednim fotelem. Tablica przyrządów osłonięta ekranami i maskownicami z tworzywa termoplastycznego, na środku maskownicy przedniej znajduje się głośnik. Z tyłu za fotelami jest przestrzeń bagażowa o wymiarach 0,61 × 0,84 × 0,74 m, mieści się tam bagaż o masie do 53,5 kg. Osłony kabiny dwuczęściowe — wiatrochron tłoczony z przyciemnionego pleksiglasu (powierzchnia nierozwijałna) i odsuwana do tyłu osłona z dwiema bocznymi szybami wykonanymi także z przyciemnionego pleksiglasu. Długość wykroju w kadłubie po odsunięciu osłony — 0,87 m.

**Usterzenie w układzie klasycznym, obrys usterzenia poziomego — prostokątny, pionowego — trapezowy, profile symetryczne. Statecznik poziomy niedzielony o klasycznej dwudźwigarowej konstrukcji. Oba stery wysokości identyczne, całkowicie metalowe, zawieszane w trzech punktach, wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie (rogowo). Oba stery wysokości zaopatrzone w kłapki wyważające sięgające do 75% ich rozpiętości. Dźwigarki sterów rurkowe — wprowadzenie napędu następuje przez dwie dźwignie umieszczone na ich końcach. Statecznik kierunku całkowicie metalowy, dwudźwigarowy. Ster kierunku ma analogiczną konstrukcję jak stery wysokości, jest również wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie oraz zaopatrzone w małą kłapkę wyważająco-regulacyjną (w dolnej części krawędzi spływu) ustawianą na ziemi. Przed statecznikiem kierunku trójkątna płetwa ustaszczenia.**

**Sterowanie.** Sterownice w kabine (wolanty i pedały) zdwojone, sterowanie sterem kierunku i sterami wysokości — linkowe, sterowanie lotkami — linkowe (biegnie ono ku tyłowi kadłuba i powraca do dźwigni na rurach skrętnych-dźwigarkach lotek), napęd kłap — elektryczny, sterowanie sil-

nikiem i kłapkami wyważającymi za pomocą cięgien elastycznych.

**Podwozie** trzypunktowe z kołem przednim. Sprężyste, stalowe golenie podwozia głównego mocowane są do środkowej części dźwigara skrzydłowego przy kadłubie. Koła podwozia głównego wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe. Goleń podwozia przedniego sprężysta, gięta z rury stalowej, mocowana pod przednią częścią kadłuba. Koło przednie zawieszona na półwielu, samonastawne (możliwość wychyleń — 90° w obie strony). Wszystkie koła osłonięte kropłowymi laminatowymi owiewkami. Układ podwozia pozwala wykonywać bardzo ciasne zakręty na ziemi (promień zakrętu — 6 m).

**Wyposażenie i instalacje.** Standardowe wyposażenie tablicy przyrządów składa się z: prędkościomierza, busoli, wysokościomierza, obrotomierza, zespołu przyrządów kontroli silnika i sygnalizatora przeciągnięcia. Dodatkowo mogą być montowane: żyroskopowy wskaźnik kursu, sztuczny horyzont, koordynator zakrętu z chylomierzem poprzecznym, wariometr, drugi wysokościomierz, wskaźnik instalacji przyrządów żyroskopowych, radiostacja King KX 170B ze wskaźnikiem K 1214 oraz ADF KR 85 ze wskaźnikiem K 1225 i termometr atmosfery otaczającej (ten ostatni montowany na szybie wiatrochronu). Samolot może być też wyposażony w radiostację ratowniczą, umieszczoną w tylnej części kadłuba pod usterzeniem.

**Zespół napędowy.** Czterocylindrowy płaski, chłodzony powietrzem silnik AVCO Lycoming 0-320-E2G o mocy 110,5 kW (150 KM) przy obrotach 2700 obr/min z metalowym dwulopatowym śmigłem McCauley o stałym skoku. Płaska śmigła osłonięta laminatowym kołpakiem. Silnik zawieszony na łożu spawanym z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego czteroczęściowe, laminatowe. Kolektor wydechowy zaopatrzone w wymiennik ciepła (podgrzew powietrza kierowanego do gaźnika i mieszacza instalacji klimatyzacyjnej), wylot spalin skierowany do dołu pod kadłub.

**ROZWOJ KONSTRUKCJI.** W 1963 r. oblatano prototyp lekkiego samolotu sportowego i turystycznego AA-1 Yankee. Był on następnie produkowany w zakładach Ameri-

## DANE TECHNICZNE

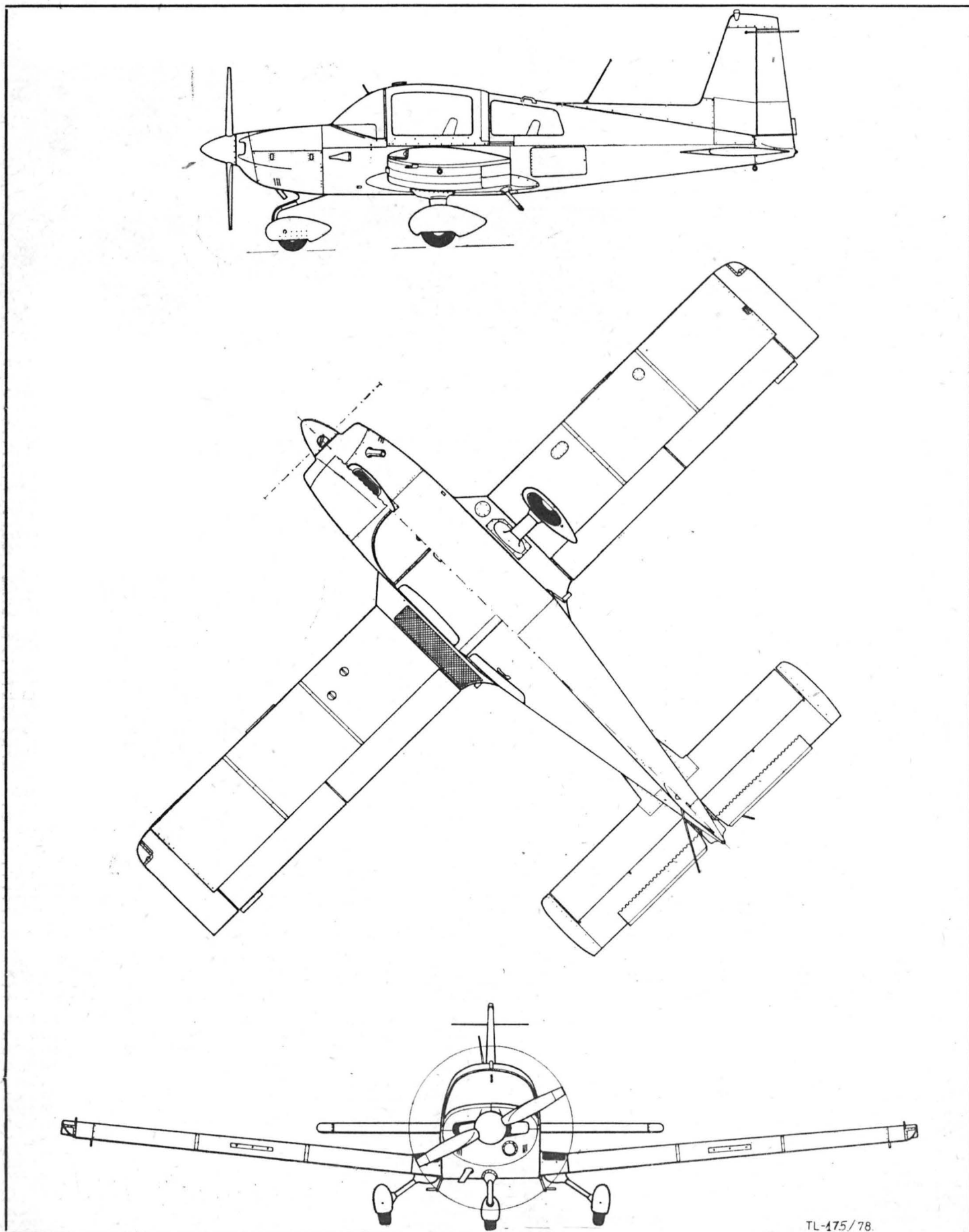
|  |                         |
|--|-------------------------|
| Rozpiętość                               | 9,56 m                  |
| Długość                                  | 6,71 m                  |
| Wysokość                                 | 2,29 m                  |
| Baza podwozia                            | 1,64 m                  |
| Szerokość w przedniej części kabiny      | 1,02 m                  |
| Szerokość w tylnej części kabiny         | 0,94 m                  |
| Odstęp między oparciami foteli           | 0,71 m                  |
| Wysokość w kabine (od poziomu foteli)    | 0,84 m                  |
| Powierzchnia nośna                       | 13,00 m <sup>2</sup>    |
| Wydłużenie                               | 7,04                    |
| Masa własna                              | 583 kg                  |
| Masa całkowita                           | 998 kg                  |
| Masa użyteczna                           | 415 kg                  |
| Masa bagażu                              | 53,5 kg                 |
| Obciążenie powierzchni                   | 76,8 kg/m <sup>2</sup>  |
| Obciążenie mocy                          | 90,5 kg/kW (66,5 kg/KM) |
| Prędkość dopuszczalna (V <sub>NE</sub> ) | 304 km/h                |

|   |          |
|---|----------|
| Prędkość operacyjna norm. (V <sub>NO</sub> )                  | 239 km/h |
| Prędkość dopuszczalna z kłapkami (V <sub>FE</sub> )           | 191 km/h |
| Prędkość dopuszczalna brutalnego sterowania (V <sub>A</sub> ) | 195 km/h |
| Prędkość przelotowa (75% mocy)                                | 233 km/h |
| Prędkość minimalna bez kłap                                   | 98 km/h  |
| Prędkość minimalna z kłapkami                                 | 87 km/h  |
| Prędkość przy maks. kącie wznoszenia                          | 126 km/h |
| Prędkość przy maks. wznoszeniu                                | 146 km/h |
| Prędkość dopuszczalna z otwartą kabiną                        | 209 km/h |
| Wznoszenie  | 3,3 m/s  |
| Zasięg (75% mocy) maks.                                       | 830 km   |
| Zasięg (z 4 osobami, bez bagażu)                              | 370 km   |
| Pułap   | 3850 m   |
| Rozbieg   | 250 m    |
| Start na h = 15 m   | 480 m    |
| Lądowanie z h = 15 m  | 330 m    |
| Dobieg  | 115 m    |

can Aviation w kilku wersjach (Standard Yankee, Yanke Trader, Yankee Clipper) różniących się wyposażeniem kabiny i zestawami przyrządów. Miał silnik Lycoming o mocy 79,5 kW i był pierwszym lekkim samolotem produkowanym seryjnie, w którym zastosowano na szeroką skalę klejenie jako podstawowy sposób łączenia elementów strukturalnych. W 1968 r. powstała jego kolejna wersja rozwojowa oznaczona

AA-2, a w 1970 r. odbył się pierwszy lot samolotu AA-1A Trainer. W tym samym roku opracowano kolejną wersję oznaczoną AA-5, produkowaną następnie w odmianach AA-5 Traveler, AA-5B Tiger i AA-5A Cheetah. Kolejne modyfikacje polegały na zabudowie mocniejszych silników, powiększeniu kabinowej części kadłuba (wprowadzenie bagażnika) i zmianach kształtu ustereżenia, w celu polepszenia własności użyt-

kowych samolotu bez zmiany zasadniczej koncepcji konstrukcyjnej — wszystkie wersje i typy mają ten sam schemat strukturalny i wiele elementów wspólnych. Wszystkie wersje samolotu charakteryzują się dość znacznym zapasem stateczności i bardzo dobrymi własnościami manewrowymi na ziemi. Na początku lat siedemdziesiątych firma American Aviation weszła w skład koncernu Grumman.



TL-175/78



### Samolot myśliwski i myśliwsko-szturmowy

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy jednomiejscowy całkowicie metalowy dolnopłat w układzie czystej delty.

**Plat.** Obrys trójkątny, kąt skosu krawędzi natarcia 60° lekki wznios ujemny. Konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa typu *fail safe*, z frezowanymi integralnymi płytami pokryć, analogiczna jak stosowane we wcześniejszych odmianach samolotów Mirage. W strefie przykadłubowej profil jest nieco pogrubiony. W celu poprawienia własności w locie w zakresie okołodźwiękowych i naddźwiękowych prędkości linia wygięcia pogrubionej części skrzydła jest łagodniejsza niż w Mirage III. Przestrzeń wewnątrz konstrukcji skrzydła wykorzystana na integralne zbiorniki paliwowe oraz lukę goleni podwozia głównego i urządzenia instalacji hydraulicznej. Na całej rozpiętości krawędzi natarcia znajdują się dwudzielne klapy noskowe o konstrukcji metalowej. Klapy noskowe wysuwane do przodu na krzywoliniowych szynach-przewodnicach (każdy segment na trzech przewodnicach), ich działanie jest sprzężone z wychyleniami sterolotek (elewonów) na krawędzi spływu. Sterolotki konstrukcji kompozytowej (pokrycie stanowi laminat wzmocniony włóknem węglowym, wypełniacz ulowy duralowy), zawieszono dwupunktowo na ostatnim dźwigarze skrzydła. Na obu powierzchniach skrzydła płytowe hamulce aerodynamiczne wychylane ku przodowi. Pod każdym skrzydłem znajdują się dwa zaczepy uzbrojenia i wyposażenia podwieszanego.

**Kadłub.** Charakterystyczne przewężenie w 2/3 długości kadłuba opracowane zgodnie z regułą pół. Konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa typu *fail safe*. Nos przedniej części kadłuba zakończony sondami przyrządów pokładowych, wykonany z materiału dielektrycznego. Kabina pilota ma układ i wyposażenie zbliżone jak w dotychczasowych samolotach myśliwskich Mirage. Osłony kabiny dwuczęściowe, szyba wiatrochronu pojedyncza. Osłona kabiny podnoszona do góry hydraulicznie, oś obrotu na tylnej krawędzi. Za kabiną w środkowej części kadłuba znajduje się zbiornik paliwowy, a pod nim przedział uzbrojenia stałego z dwoma działkami i zasobnikami amunicyjnymi. Po obu stronach kadłuba za kabiną umieszczono dwa wloty powietrza o przekroju półokrągłym ze stożkowymi ciałami centralnymi. Tunele wlotowe łączą się w jeden kanał o przekroju kołowym za zbiornikiem paliwa. Kanał ten przebiega łagodnym łukiem nad elementarnymi strukturami mocującymi skrzydła i wnętrza podwozia głównego. W tylnej, odepinowanej części kadłuba o przekroju rurowym mieści się zespół napędowy ze swymi instalacjami oraz węzły mocowania ustereźnia. Na grzbiecie tylnej części kadłuba znajduje się również opływowy pojemnik spadochronu hamującego. Pod kadłubem umieszczono pięć zaczepów uzbrojenia i wyposażenia podwieszanego — jeden centralny i cztery boczne (po dwa z każdej strony, jeden za drugim).

**Usterzenie pionowe** o obrzysie trapezowym, skos krawędzi natarcia 45°, skos krawędzi spływu 17°. Konstrukcja statecznika dwudźwigarowa, pokrycie noska metalowe, keson z kompozytu wzmocnionego włóknem węglowym, mocowanie do kadłuba dwoma okuciami. W górnej części statecznika antena urządzenia ostrzegawczego. Końcówka statecznika owalna. Ster kierunku konstrukcji przekładkowej: kompozyt z włóknem węglowym z wypełniaczem ulowym duralowym. Ster stosunkowo niewielki, zawieszony w dwóch punktach. Dwie niewielkie powierzchnie ustępniające o silnym wzniosie dodatnim umieszczone na wlotach powietrza. Ich funkcją jest poprawa stateczności podłużnej i bocznej, szczególnie przy małych prędkościach lotu.

**Sterowanie** powierzchniami sterowymi za pomocą siłowników elektrohydraulicznych i elektrycznych, hamulcami aerodynamicznymi, dyszą dopalacza i podwoziem przednim — hydrauliczne. Instalacje i urządzenia



układów sterowania zwielokrotnione po czwórnio, w celu podwyższenia niezawodności. Sterowanie włączone w skład pokładowego systemu informatycznego Digibus.

**Podwozie** trójzespolowe z zespołem przednim, chowane i wypuszczane hydraulicznie. Podwozie przednie składa się ze stalowej goleni z jednym wspornikiem-wciągnikiem umieszczonym z przodu. Amortyzator olejowo-powietrzny w goleni, skok amortyzatora 0,270 m. Wózek podwozia przedniego sterowany hydraulicznie z dwoma kołami bliźniaczymi (diabolo), połączony prostowodem z ruchomym elementem na goleni. Zakres kątów wychyleń przy sterowaniu — po 45° w obie strony. Odpowiedni układ ustawia wózek w położeniu neutralnym podczas chowania podwozia. Wymiary ogumienia 36 X 135-6. Podwozie przednie jest chowane ku tyłowi do wnęki kadłubowej pod kabiną. Zespoły podwozia głównego jednogoleniowe, każdy mocowany do dwóch dźwigarów skrzydłowych. Chowanie w kierunku do kadłuba. Oś obrotu goleni podczas chowania jest umieszczona skośnie względem płaszczyzny symetrii samolotów. Amortyzator olejowo-powietrzny w goleni, skok amortyzatora 0,250 m. Koła pojedyncze, wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne umieszczone są na półwielcach łączonych prostowodami z golenią. Wymiary ogumienia 750 X 230-15. Po schowaniu podwozia gołęń znajduje się między dźwigarami skrzydłowymi i jest osłonięta swoją pokrywą a koło we wnęce kadłubowej, zamykana dużą pokrywą z zawiasami umieszczonymi przy płaszczyźnie symetrii samolotu. Podwozie zostało opracowane i wykonane przez firmę Messier-Hispano-Bugatti w kooperacji z zakładami concernu Dassault.

**Awionika.** Radar dopplerowski ze zintegrowanym urządzeniem identyfikacyjnym Thomson-CSF (antena piaska o średnicy 0,70 m, zasięg obserwacji 100 km, urządzenie radarowe może być wykorzystywane podczas akcji myśliwskich na różnych wysokościach, do naprowadzania rakiet powietrze-powietrze typu półaktywnego oraz podczas lotów na małych wysokościach przy atakach na cele naziemne), połączony z dwoma systemami wizualizacji barwnej. System nawigacyjny z centralą bezwładnościową SAGEM UNI-52 i mikroprocesorem. System informatyczny Digibus przetwarzający dane o stanie lotu i pracy różnych układów samolotu. W skład systemu wchodzi dwa hybrydowe komputery: jeden typu 2084 połączony z drugim typu USG 284. System ostrzegawczy, sygnalizujący znalezienie się w wiązce radaru przeciwnika. Radiostacje: pokładowe i ratownicza (w fo-

telu). Możliwość podwieszania pojemników do prowadzenia rozpoznania fotograficznego i radioelektronicznego.

**Instalacje.** Elektryczna, zasilająca awionikę pokładową, sterowanie płatowcem i hydrauliką, przyrządy pokładowe i światła nawigacyjne oraz sterowanie uzbrojeniem. Hydrauliczna: chowanie i wypuszczanie podwozia, sterowanie podwoziem przednim, hamulcami aerodynamicznymi i dyszą dopalacza, sterowanie płatowcem i podnoszenie osłony kabiny. Paliwowa: pompy paliwowe i układy automatyki na silniku, zbiornik kadłubowy i integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 4300 l. Możliwość podwieszania trzech zbiorników dodatkowych o pojemności 1200 l lub 1700 l.

**Uzbrojenie** stałe złożone z dwóch działek DEFA kalibru 30 mm umieszczonych na lawecie w dolnej części kadłuba pod zbiornikiem paliwowym. Uzbrojenie podwieszane na zaczepach skrzydłowych i kadłubowych składa się z zestawów bomb różnego wagomiaru, pocisków rakietowych typu powietrze-powietrze — samonaprowadzających i półaktywnych, różnego typu pojemników z nakierowanymi pociskami powietrze-ziemia lub pojemników z działkami DEFA kalibru 30 mm.

**Zespół napędowy.** W pierwszym prototypie jeden dwuprzepływowy silnik odrzutowy SNECMA M-53 zbudowany w systemie modułowym (trzystopniowa sprężarka osłowa niskiego ciśnienia, pięciostopniowa sprężarka osłowa wysokiego ciśnienia, pierścieniowa komora spalania, turbiny dwustopniowe, dopalacz z regulowaną dyszą). Gabaryty silnika: długość — 4,846 m, średnica — 1,055 m, masa — 1420 kg, ciąg statyczny — 83,4 kN (8500 kg). Kolejne prototypy otrzymują rozwijającą wersję tego silnika M-53-2 o takim samym ciągu, docelowo przewidziany jest silnik M-53-5 o ciągu 88,3 kN (9000 kg), będący obecnie w opracowaniu. Silnik umieszczony jest w tylnej części kadłuba i mocowany w trzech punktach do wzmocnionych wręg struktury. W celu ułatwienia dostępu do silnika, tylna część kadłuba może być odepinowana.

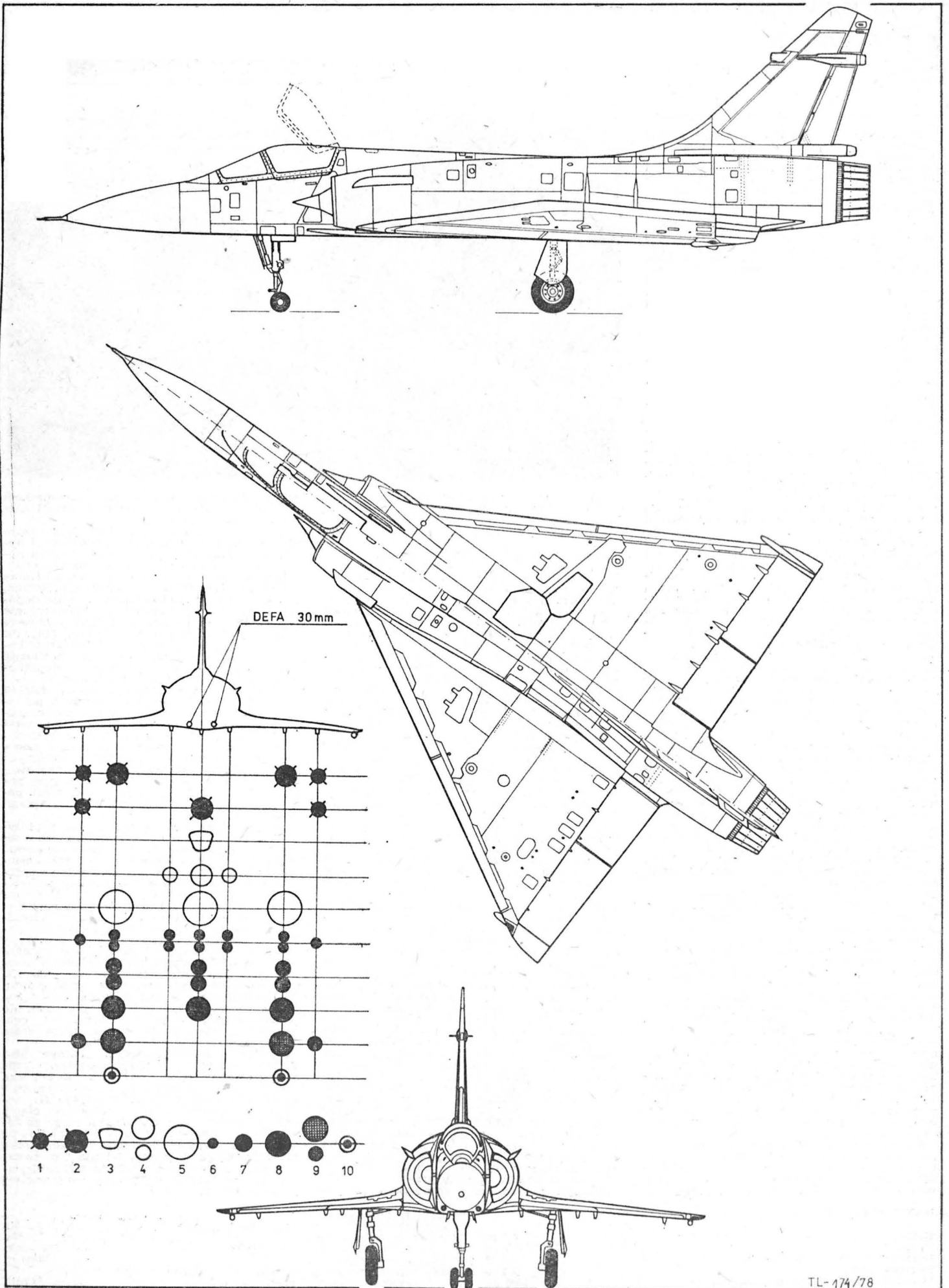
**ROZWOJ KONSTRUKCJI.** Mirage 2000 wywodzi się wprost z dotychczasowych konstrukcji samolotów Dassault. Zasadnicza koncepcja aerodynamiczna niewiele się różni od koncepcji myśliwców Mirage III, zastosowano jednak silnik o większym ciągu, zaś obniżenie masy konstrukcji przez zastosowanie nowych materiałów pozwoliło na osiągnięcie bardzo dobrego współczynnika stosunku ciągu do masy. Mirage 2000 został zademonstrowany we wrześniu 1977 r. Pierwszy lot prototypu odbył się w pierwszej połowie 1978 r.

### DANE TECHNICZNE

|   |          |
|---|----------|
| Rozpiętość                                | 9,0 m    |
| Długość                                   | 15,0 m   |
| Rozstaw osi (baza) podwozia               | 5,0 m    |
| Rozstaw kół                               | 3,4 m    |
| Masa startowa (akcja myśliwska)           | 9000 kg  |
| Masa startowa (akcja szturmowa)           | 15000 kg |
| Masa maks. na podwieszeniach zewnętrznych | 5000 kg  |
| Stosunek ciągu do masy (akcja myśliwska)  | 1,1      |

### Osiągi (przewidywane)

|  |           |
|--|-----------|
| Prędkość maks. na pułapie operacyjnym  | 2,3 Ma    |
| Prędkość maks. trwała  | 2,2 Ma    |
| Prędkość minimalna   | 278 km/h  |
| Pułap operacyjny   | 18300 m   |
| Czas wznoszenia na pułap 15250 m z równoczesnym przyspieszeniem do prędkości 2,0 Ma                              | ok. 4 min |
| Promień działania (ze zbiornikami dodatkowymi o poj. 1700 l i uzbrojeniem złożonym z rakiet powietrze-powietrze) | 700 km    |



TL-174/78

Rys. Samolot Mirage 2000 w trzech rzutach oraz schemat podwieszenia uzbrojenia i wyposażenia dodatkowego: 1 — samonaprowadzające pociski rakietowe powietrze-powietrze typu MATRA Magic lub AIM-7 Sidewinder; 2 — kierowane półaktywne pociski rakietowe powietrze-powietrze typu MATRA Super 530; 3 — zasobnik z aparaturą do prowadzenia rozpoznania fotograficznego; 4 — zasobniki z aparaturą do prowadzenia rozpoznania radioelektronicznego; 5 — podwieszany zbiornik paliwowy; 6 — bomba 250 kg; 7 — bomba 400 kg; 8 — bomba 1000 kg; 9 — zasobniki z niekierowanymi pociskami rakietowymi powietrze-ziemia; 10 — zasobniki z działkiem DEFA kalibru 30 mm





## Wpływ elementów konstrukcyjnych samolotów na przyczepność opony do nawierzchni lotniskowej

W artykule omówiono sposoby budowy nawierzchni o optymalnej szorstkości, suchości i czystości, trudności z wykonawstwem i eksploatacją tego rodzaju nawierzchni oraz zmiany konstrukcyjne nowoczesnego samolotu związane ze zmniejszeniem prędkości ruchu po nawierzchni lotniska, a co za tym idzie, zwiększenia przyczepności opon.

Na przyczepność opon do nawierzchni lotniskowej, lądującego czy startującego samolotu, mają wpływ nie tylko udoskonalenia w warstwie ścieralnej nawierzchni polepszające jej przyczepność, czy też stan nawierzchni lotniskowej, ale także elementy konstrukcyjne samolotu oraz najmniejsza jego prędkość lądowania lub startu (do 200 km/h).

Z udoskonaleni warstwy ścieralnej nawierzchni lotniskowych dla polepszenia przyczepności opony można wymienić na podstawie literatury zagranicznej, następujące sposoby:

— rowkowanie poprzeczne nawierzchni w połączeniu z systemem odwadniania (dla jej uszorstnienia i szybkiego odwodnienia);

— szorstkie powłoki lub nawierzchnie porowate specjalnej konstrukcji z wysokimi zdolnościami filtracyjno-odwadniającymi (w kierunku pionowym), lub z odpowiednio przystosowanym systemem odwodnienia (w kierunku poziomym), zapewniającym w okresie eksploatacji szybkie osuszenie nawierzchni;

— powłoki lub nawierzchnie w postaci warstwy ścieralnej ze zwiększoną przyczepnością i wytrzymałością w stosunku do dotychczas stosowanych nawierzchni z betonu cementowego lub betonu asfaltowego. Cechy te osiąga się przez zastosowanie ulepszonych lepiszczy i kruszyw oraz dodatków (uzbrojenie powłoki) takich jak: włókno szklane, włókno azbestowe, włókno mineralne, drut itp. (w połączeniu z systemem odwodnienia sposób ten jest stosowany także częściowo w kraju, odnośnie do ulepszonych lepiszczy w nawierzchniach z betonu cementowego);

— shellgrip czyli przyczepna (o dużej szorstkości) powłoka porowata z grubego kruszywa  $\Phi$  16/25 mm, z dodatkiem żywicy naturalnej (szelaku) lub sztucznej (epoksydowej) w połączeniu ze specjalnym systemem odwodnienia; dla wzmocnienia mechanicznego typu stosunkowo cienkich powłok stosowane są włókna, drut itp.

Zaletą wymienionych cienkich powłok, czy warstw ścieralnych jest duża szorstkość oraz utrzymanie nawierzchni w stanie możliwie suchym i czystym. Taka nawierzchnia ma największy współczynnik przyczepności z kołami samolotu.

Wymienione szorstkie, czyste i suche powłoki, które teoretycznie (w warunkach laboratoryjnych) wykazały największą techniczną przydatność na nawierzchnie lotniskowe, w praktyce okazały się trudne do wykonania i kosztowne, a ponadto uciążliwe w eksploatacji. System odwodnienia łatwo uległ zamuleniemu błotem, co wymagało częstego płukania i mycia nawierzchni.

Powyższe trudności w projektowaniu, wykonawstwie i eksploatacji nawierzchni lotniskowych spowodowały konieczność równoczesnego wprowadzenia zmian w elementach konstrukcyjnych samolotu, aby poprawić przyczepność jego opon z nawierzchnią. Poprawę przyczepności uzyskano, stosując ulepszenia w konstrukcji i w układzie podwozia samolotu (tzn. goleni, amortyzatora i ogumienia).

### Wpływ zmian konstrukcyjnych nowoczesnego samolotu na zmniejszenie jego prędkości ruchu po nawierzchni lotniska

Stwierdzono doświadczalnie, że wielkość współczynnika przyczepności opon samolotu zależy w znacznej mierze od jego prędkości ruchu po nawierzchni lotniska, przy czym im mniejsza jest ta prędkość, tym większy jest współczynnik przyczepności i odpowiednio większe bezpieczeństwo lotów.

Na wilgotnej nawierzchni lotniskowej z betonu cementowego w okresie letnim współczynnik przyczepności przy prędkości hamowania 50 do 200

km/h przyjmuje wartość przeciętnie  $0,58 \div 0,46$ , tzn. że obserwuje się spadek współczynnika przyczepności wraz z prędkością średnio 0,01 na 10 km/h. Powyżej 200 km/h spadek ten wynosi już 0,02 na 10 km, zaś przy prędkości 350 km/h następuje obniżenie się współczynnika przyczepności do wartości 0,16. Biorąc pod uwagę, że ze względu na bezpieczeństwo ruchu współczynnik przyczepności nie powinien być mniejszy od 0,40, łatwo jest obliczyć, że maksymalna krytyczna prędkość ruchu na wilgotnej lotniskowej nawierzchni z betonu cementowego nie powinna być większa niż 230 km/h.

Znacznie gorsza jest sytuacja na nawierzchniach wilgotnych z betonu asfaltowego, gdzie obserwuje się średni spadek współczynnika przyczepności w zakresie prędkości 50÷200 km/h od 0,015 na 10 km/h do 0,02 na 10 km/h. Na tego rodzaju śliskich nawierzchniach z betonu asfaltowego współczynniki przyczepności wynoszą przeciętnie od 0,50÷0,30 dla prędkości 50 do 200 km/h, a maksymalna krytyczna prędkość ruchu tylko 100÷120 km/h.

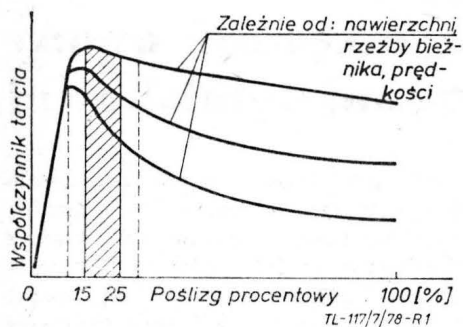
Jeszcze większa śliskość występuje na nawierzchni brudnej, pokrytej błotem (rozmytą ziemią z pobocza) w okresie letnim, która wzrasta znacznie w okresie jesienno-zimowo-wiosennym, podczas opadów śniegu, gołoledzi czy oblodzenia. Współczynniki przyczepności mogą wtedy osiągnąć swoje minimalne wartości od 0,05÷0,08, co zagraża bezpieczeństwu ruchu przy każdej prędkości o ile błoto, śnieg czy lód nie zostaną usunięte.

W celu zmniejszenia prędkości lądowania i dobiegu samolotu, szczególnie w okresie jesienno-zimowo-wiosennym, najczęściej stosuje się obecnie takie urządzenia, jak:

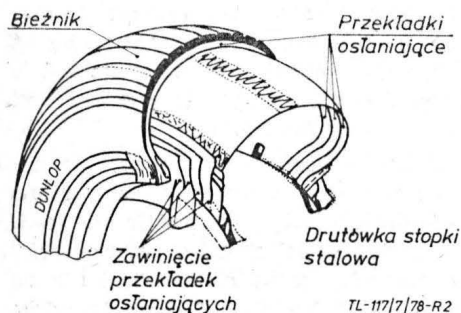
- spadochrony hamujące,
- klapy hamulcowe,
- nadmuchiwanie klapy podskrzydłowej w celu zwiększenia efektywności skrzydła na dużych kątach natarcia,
- przerywacze lub odwracacze ciągu silników odrzutowych,
- dodatkowe silniki hamujące itp.

Oprócz tego wykorzystuje się, ale raczej wyjątkowo, rakiety i płozy ha-

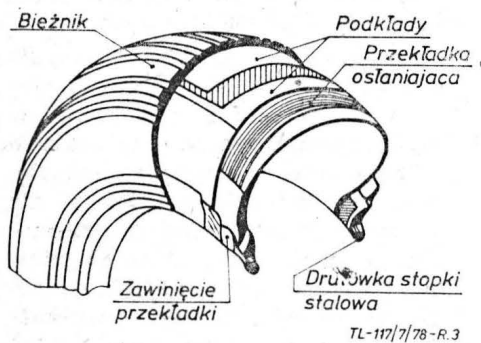
mujące. Urządzenia te zmniejszają prędkość przyziemienia samolotów odrzutowych do ok. 200÷350 km/h, zależnie od typu nawierzchni lotniskowej, a więc do wartości przy której można rozpocząć hamowanie za pomocą hamulców.



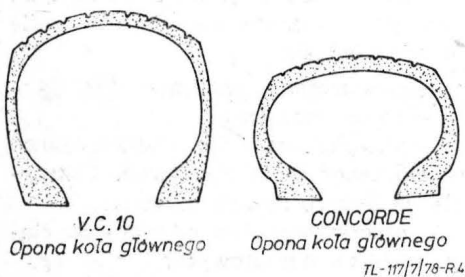
Rys. 1. Wpływ poślizgu opony na współczynnik tarcia (zależnie od nawierzchni, rzeźby bieżnika i prędkości)



Rys. 2. Konstrukcja opony lotniczej zwykłej z przekładką krzyżową



Rys. 3. Konstrukcja opony lotniczej specjalnej z przekładką promieniową



Rys. 4. Kształty współczesnych opon lotniczych (dla samolotów V.C.10 i Concorde) obrazujące spłaszczenie ich profilu

### Zmiany w konstrukcji podwozia

Zwiększenie przyczepności opon samolotu do nawierzchni lotniskowej można uzyskać przez zmiany w konstrukcji podwozia, polegające na ulepszeniach goleni, amortyzatora i ogumienia (opony z dętką) a mianowicie:

- zwiększenie liczby kół na jednej goleni,
- zwiększenie rozstawu tych kół w kierunku poprzecznym i podłużnym,
- zwiększenie jakości amortyzacji,
- zmiany w kształcie geometrycznym układu podwozia,
- zmniejszenie obciążenia na koła, ciśnienia jednostkowego w oponie, a także inne ulepszenia w oponie,
- zastosowanie urządzenia do rozpędzania kół podwozia przed lądowaniem.

Niektóre zmiany w konstrukcji podwozia wynikają także z rozwoju układów hamowania samolotów przy równoczesnej konieczności zwiększenia ich ciężaru. Powoduje to tendencje do spłaszczenia profilu opony (opony szerokie) i zmniejszania średnicy koła (również ze względu na zmniejszanie się przestrzeni na schowanie podwozia samolotu), także zwiększa się średnica i szerokość układów hamowania. Inne zmiany w konstrukcji podwozia wynikają z konieczności zastosowania ograniczników blokowania oraz ograniczników poślizgów kół, przez specjalne elektryczne układy automatycznego sterowania pracą hamulców.

Powyższe układy elektroniczne przerywanego uruchamiania hamulców pracują w poślizgu wymuszonym kół hamowanych w zakresie 15÷25%, co powoduje zwiększenie się współczynnika przyczepności i polepszenia efektu hamowania na nawierzchni suchej o 20÷30% (w stosunku do kół zablokowanych, przy 100% poślizgu). Również na nawierzchni wilgotnej obserwuje się polepszenie efektów hamowania.

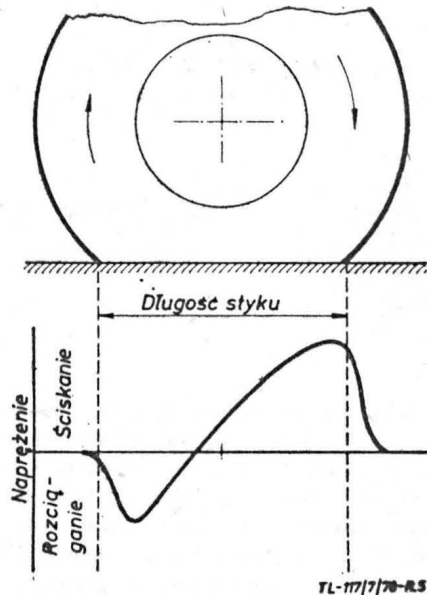
W niektórych konstrukcjach hamulców stosowane są układy chłodzące, a ponadto elementy cierne z berylu. Wysoka zdolność pochłaniania i przewodzenia ciepła polepsza efekt hamowania.

### Ulepszenia w konstrukcji opon

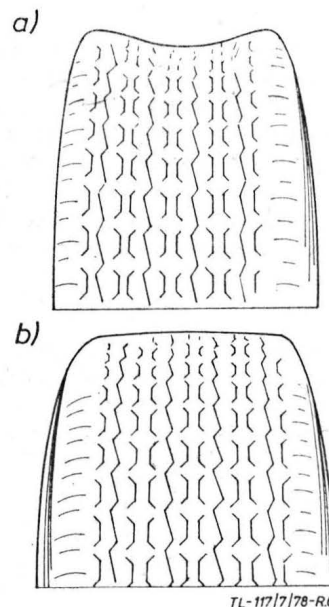
Ulepszenia w konstrukcji opon polegają najczęściej na stopniowym wprowadzeniu do eksploatacji zamiast dotychczas stosowanych opon zwykłych o przekładce krzyżowej kordu (rys. 2) opon radialnych (promieniowych rys. 3).

Obserwuje się także kierunki spłaszczenia profilu opony, co ilustruje rys. 4.

Początkowy stosunek wysokości opon lotniczych zwykłych a także promieniowych do ich szerokości, który wy-



Rys. 5. Praca opony toczonej się. Na długości styku występują napieżenia zmienne: rozciąganie i ściskanie



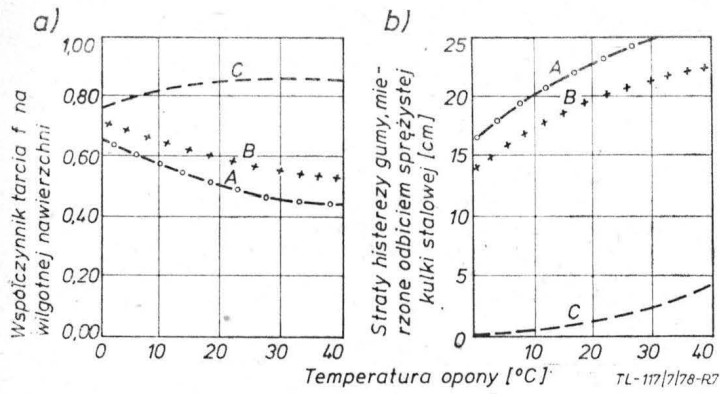
Rys. 6. Przegięcie opony, powodujące minimalne naciski w środku powierzchni przylegania do nawierzchni i maksymalne na jej obrzeżach: a) opona lotnicza standardowa przegięta (nadmierne obciążenie); b) opona lotnicza pracująca prawidłowo (obciążenie normalne)

nosił 1:1 ulega zmianie i kształtuje się od 0,6÷1.

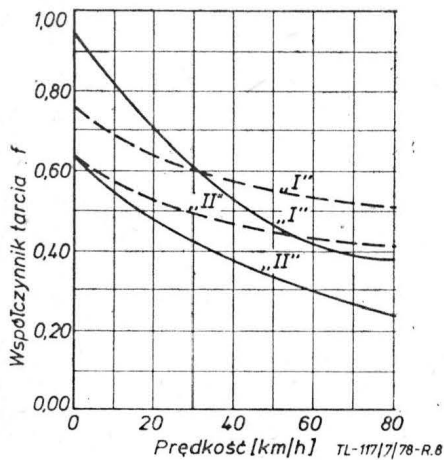
Opony promieniowe mają wiele zalet ze względu na zbrojenie (stalowy kord podłużny i promieniowe wzmocnienia poprzeczne, przy niskich ściankach bocznych) i wykazują większą przyczepność z nawierzchnią niż opony zwykle zarówno w kierunku podłużnym jak i poprzecznym; podlegają też w mniejszym stopniu niekorzystnemu zjawisku przegięcia opony (rys. 5 i 6).

Opony radialne wykazują także większą odporność na temperaturę i zmęczenie, co poprawia ich żywotność w stosunku do opon normalnych. Oprócz wymienionych zalet mają one jednak

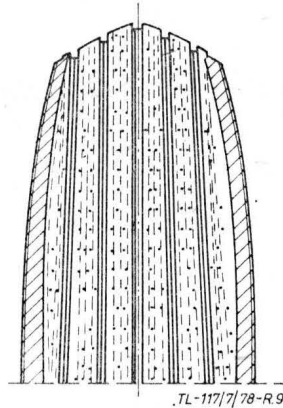




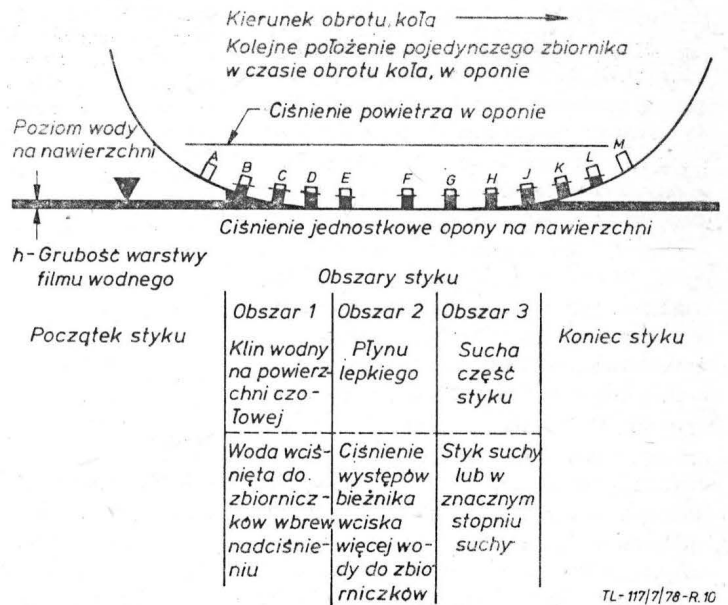
Rys. 7. a) wpływ histerezy opon na współczynnik tarcia (zależnie od rodzaju gumy opony i temperatury); b) sprężystość gumy opony; straty histerezy gumy, mierzone odbiciem stalowej kulki (zależnie od temperatury dla trzech rodzajów, gumy A, B, C o różnej elasteyczności — twardości wg Shore'a) według badań angielskich A — guma elastyczna, B — guma o średniej elastyczności, C — guma twarda



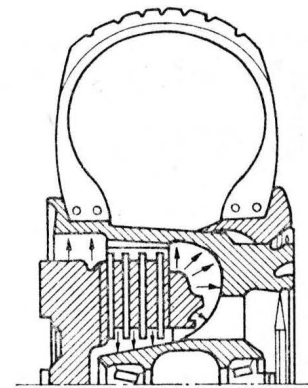
Rys. 8. Zależność współczynnika tarcia od rodzaju i stopnia urzeźbienia bieżnika opony. Linia ciągła — opona z gładkim bieżnikiem; linia przerywana — opona z bieżnikiem urzeźbionym; „I” — „I” — nawierzchnia sucha; „II” — „II” — nawierzchnia wilgotna



Rys. 9. Opona lotnicza odporna na poślizg wodny, produkcji zakładów Dunlopa



Rys. 10. Współpraca opony lotniczej z mokrą nawierzchnią w trzech strefach, przy toczeniu się bieżnika



Rys. 11. Przeniesienie ciepła z układu hamowania przez koło na zawinięcie obrzeża opony

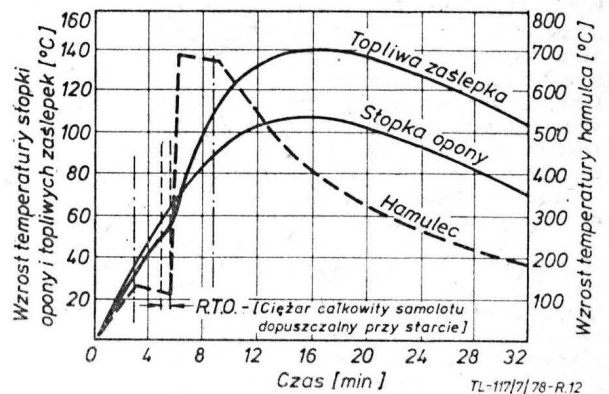
dużo wad, co powoduje trudności z wprowadzeniem ich do lotnictwa. Jednak prace doświadczalne nad ulepszeniem konstrukcji tych opon są nadal prowadzone.

Duże możliwości poprawy współczynnika przyczepności opon do nawierzchni w 30% do 50% istnieją dzięki zjawisku histerezy czyli nienadążania elementów opony za ruchem koła. Niemniej należy brać pod uwagę, że chociaż wpływ histerezy na przyczepność jest znaczny, towarzyszy temu znaczny wzrost temperatury. Prowadzone są w tym zakresie liczne prace badawcze (m. in. w Anglii) dla opon z różnych gatunków gumy (rys. 7a, 7b), na nawierzchni wilgotnej i suchej.

Opony lotnicze w odróżnieniu od opon samochodowych eksploatowane są obecnie nawet przy prędkościach krytycznych i muszą mieć niską histerezę czyli dużą odporność na temperaturę.

Stosowane są także ulepszenia w urzeźbieniu bieżnika opony, co pozwala

Rys. 12. Spiętrzenie ciepła w stopkach dla samolotu, który nie oderwał się od ziemi



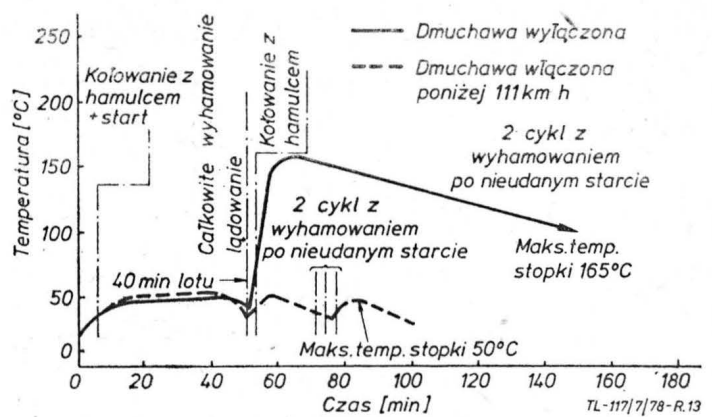
przez eliminację poślizgu wodnego na zwiększenie współczynnika przyczepności na wilgotnej nawierzchni. Zależność współczynnika przyczepności lub tarcia o nawierzchnię opony z bieżnikiem gładkim i urzeźbionym (w zakresie małych prędkości do 80 km/h) pokazuje rys. 8. Na rysunku tym widać, że opona bez rzeźby na suchej nawierzchni przy małych prędkościach (do 60 km/h),

ma lepszą przyczepność niż opona z rzeźbą.

Produkowane są obecnie m. in. w Anglii przez zakłady Dunlopa specjalne opony odporne na poślizg wodny, zwane Aquagrip. Oponę lotniczą odporną na poślizg wodny pokazuje rys. 9, a pracę tej opony na nawierzchni wilgotnej — rys. 10, przy czym prędkość odpływu wody jest funkcją: ciśnienia,

grubości filmu wodnego i lepkości wody. Opony te różnią się od opon normalnie używanych, szerokością i głębokością rowków oraz bardzo dużą liczbą małych otworków (dziurek), które służą do odwodnienia i odpowietrzenia opony w czasie jej pracy. Jednocześnie otworki te przeciwdziałają nagrzewaniu się opon, co zwiększa histerezę tych opon. Stosowane są także różne rozwiązania konstrukcyjne dla obniżenia temperatury opon, m. in. chłodzenie dmuchawą (rys. 13) w przypadku ciężkich samolotów bojowych i komunikacyjnych. Działania temperatury na opony przy starcie i lądowaniu samolotu pokazują (rys. 11, 12, 13). Najwyższa temperatura w oponie przy starcie czy lądowaniu samolotu występuje w górnej części opony na zawinięciu obrzeża, przenosząc się z układu hamowania (co wynika z rysunku 11).

Rys. 13. Wpływ chłodzenia dmuchawą na temperaturę stopki opony. Linia ciągła — dmuchawa wyłączona, linia przerywana — dmuchawa włączona poniżej 111 km/h



### Wnioski

● Przyczepność opony samolotu do nawierzchni lotniskowej może być zwiększona przez ulepszenia wprowadzane systematycznie zarówno na nawierzchniach lotniskowych, jak i elementach konstrukcyjnych samolotu.

● Największe efekty zwiększania przyczepności można osiągnąć, zmniejszając prędkość startu i lądowania samolotu, a jednocześnie uzyskuje się wtedy optymalną poprawę warunków bezpieczeństwa.

WCT/27/K/78

## Węzły elektroenergetyczne samolotów — elementy (II)



Prof. dr hab. inż. **WŁADYSŁAW JAROMINEK**  
Wojkowa Akademia Techniczna

Dr inż. **ZBIGNIEW ŻMUDZIŃSKI**  
Instytut Technicznych Wojsk Lotniczych

W artykule omówiono rozwiązania WES, czyli Węzłów Elektroenergetycznych Samolotów i ich możliwości stosowania w poszczególnych typach samolotów.

W artykule dotyczącym struktur WES (Węzłów Elektroenergetycznych Samolotów) [1] omówiono kilka podstawowych struktur WES, stosowanych we współczesnych samolotach. Obecnie przedstawimy charakterystyki ważniejszych elementów tych węzłów, takich jak prądnice, akumulatory, regulatory częstotliwości i napięcia.

Prądnice lotnicze dzielą się na:

- prądnice prądu stałego,
- prądnice prądu przemiennego.

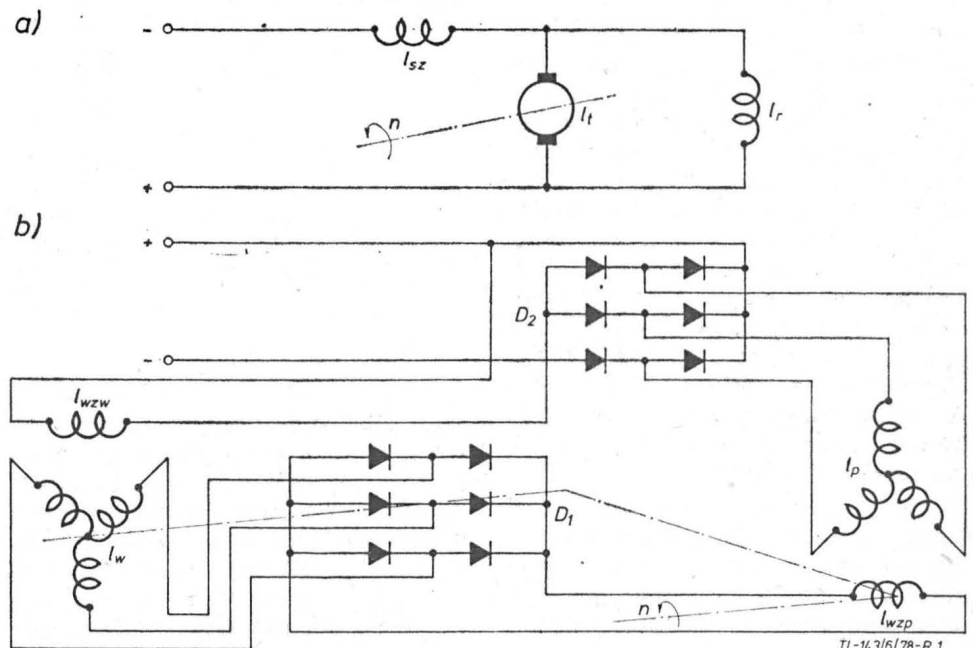
Wśród prądnic prądu stałego wyróżnia się: prądnice komutatorowe i bezkomutatorowe. Prądnice komutatorowe prądu stałego są maszynami bocznikowymi lub szeregowo-bocznikowymi (w przypadku zastosowania ich jako rozruszników). Prądnice te osiągnęły właściwie swój pułap rozwoju technicznego, uzyskując takie parametry jak: indukcja w szczelinie ok. 0,8 T i w obwodzie magnetycznym 1,6÷2,3 T, gęstość prądu w uzwojeniach  $(15\div 18) \cdot 10^6$  A/m<sup>2</sup> i pod szczotkami  $(20\div 25) \cdot 10^4$  A/m<sup>2</sup>. Schemat komutatorowej prądnicy — rozrusznika przedstawiono na rys. 1a.

Bardziej przyszłościowe są bezkomutatorowe prądnice prądu stałego (rys. 1 b). Przy zastosowaniu chłodzenia cieczą (zamiast powietrzem, jak to miało miejsce w prądnicach komutato-

rowych) można będzie zmniejszyć ciężar tych prądnic 2÷3-krotnie w stosunku do prądnic komutatorowych odpowiedniej mocy. Wadą ich jest to, że nie mogą być wykorzystywane jako rozruszniki.

Prądnice prądu przemiennego dzielą

się na: prądnice o zmiennej częstotliwości (zmiennej prędkości obrotowej) i prądnice o stałej częstotliwości (stałej prędkości obrotowej). Wśród prądnic prądu przemiennego o zmiennej częstotliwości można wyróżnić cztery warianty rozwiązania konstrukcyjnego:



Rys. 1. Schematy elektryczne prądnic prądu stałego: a) komutatorowej szeregowo-bocznikowej; b) bezkomutatorowej



— prądnice ze wzбудnicą prądu stałego (rzadko stosowane, ponieważ mają dwa komplety szczotek: wzbudnicy i magneśnicy) — rys. 2a, gdzie:  $l_{wzw}$  — uzwojenie wzbudzenia wzbudnicy;  $l_t$  — uzwojenie twornika wzbudnicy;  $l_{wp}$  — uzwojenie magneśnicy;  $l_p$  — uzwojenie stojana prądnicy;

— prądnice ze wzbudnicą statyczną (często stosowane — mają jeden komplet szczotek) — rys. 2b, gdzie:  $l_{wp}$  — uzwojenie magneśnicy;  $l_p$  — uzwojenie stojana prądnicy;  $D$  — diody prostownicze;

— prądnice ze wzbudnicą bezkomutatorową prądu przemiennego z wirującymi diodami (obecnie rzadko stosowane jednakże najbardziej przyszłościowe) — rys. 2c, gdzie:  $M$  — magnes;  $l_{wzw}$  — uzwojenie wzbudzenia wzbudnicy;  $l_{st}$  — uzwojenie sterujące;  $l_{twz}$  — uzwojenie twornika wzbudnicy;  $l_{wp}$  — uzwojenie magneśnicy;  $l_p$  — uzwojenie stojana prądnicy;  $D_1$  — diody prostownicze wzbudnicy (wirujące);  $D_2$  — diody prostownicze prądnicy;

— prądnice obcowzbudne zasilane z sieci prądu stałego samolotu (stosowane szeroko przy mocy poniżej 15 kVA) — rys. 2d, gdzie:  $l_{wp}$  — uzwojenie magneśnicy;  $l_p$  — uzwojenie stojana prądnicy.

Prądnice prądu przemiennego o stałej częstotliwości mają identyczne rozwiązania konstrukcyjne jak trzy pierwsze warianty (ciężar ich dla danej mocy jest mniejszy), ale napędzane są z układu o stałej prędkości obrotowej. Najbardziej perspektywiczny jest trzeci wariant przedstawiony na rys. 2c.

Podstawowe funkcje elektrycznych akumulatorów lotniczych, to:

— zasilanie rozruszników i układów zapłonowych przy automatycznym rozruchu silników samolotu,

— zasilanie niektórych układów elektrycznych oraz sygnalizacji w czasie, gdy nie pracują silniki samolotu,

— odciążenie prądnicy w czasie chwilowych przeciążeń sieci energetycznej samolotu,

— zasilanie podstawowych odbiorników w przypadku awarii prądnicy.

Rozwój akumulatorów kwasowych (ołowiowych) dąży w kierunku zwiększenia czasu eksploatacji, pojemności i zmniejszenia impedancji wewnętrznej. Zasadniczą wadą współczesnych akumulatorów ołowiowych jest stosunkowo krótki czas eksploatacji (około 250–300 cykli ładowania — rozładowania). Przyczyną tego jest:

— korozja siatek dodatnich elektrod spowodowana termodynamiczną niestabilnością metalicznego ołowiu,

— wykruszanie się masy aktywnej z płyt akumulatora spowodowane cyklem pracy,

— nieodwracalne zasiarczenie się ujemnych elektrod z powodu niepełnego uformowania płyt, systematycznego niedoładowywania akumulatorów, długotrwałego przetrzymywania akumulatorów w stanie rozładowania itd.

Akumulatory zasadowe są coraz częściej stosowane w lotnictwie, dzięki zmniejszeniu impedancji wewnętrznej (do tej samej wielkości co kwasowych). Zaletami akumulatorów zasadowych w stosunku do kwasowych są:

— dłuższy okres eksploatacji (800–1500 cykli ładowań-rozładowań),

— większa wytrzymałość w powiązaniu z prostotą obsługi i eksploatacji,

— znacznie mniejsze obniżanie się pojemności przy zwiększaniu prądu rozładowywania.

Zasadniczą wadą, uniemożliwiającą obecnie szerokie zastosowanie ich w lotnictwie, jest ciągle stosunkowo duża impedancja wewnętrzna. Z akumulatorów zasadowych najszersze zastosowanie znalazły w lotnictwie akumulatory srebrowo-cynkowe, kadmowo-niklowe i żelazo-niklowe.

Regulatory napięcia i częstotliwości są podstawowymi elementami UAR węzła elektroenergetycznego. Wpływają one bezpośrednio na jakość parametrów energii elektrycznej WES w stanie ustalonym i dynamicznym. Regulatory napięcia stabilizują napięcie przez zmianę prądu wzbudzenia prądnicy i z punktu widzenia zasady regulacji dzielą się na ciągłe i wibracyjne. Do regulatorów napięcia o zasadzie regulacji ciągłej należą regulatory węglowe i regulatory magnetyczne. Do regulatorów napięcia o zasadzie regulacji wibracyjnej należą regulatory wibracyjne mechaniczne i regulatory półprzewodnikowe.

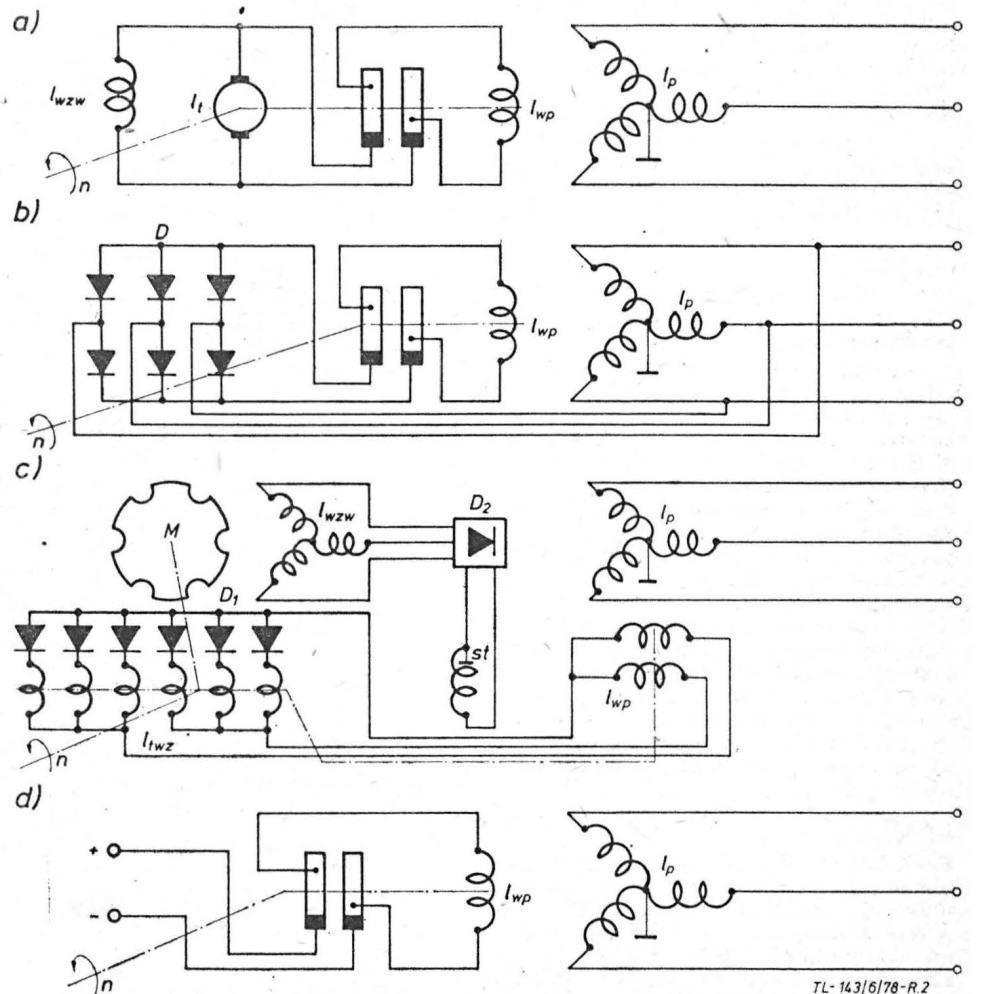
Węglowe regulatory napięcia stosowane są głównie w WES prądu stałego, a także przemiennego o niestabilizowanej częstotliwości. Schemat elektryczny węglowego regulatora napięcia RUG-82 przedstawiono na rys. 3a. RUG-82 składa się z elektromagnesu, mającego uzwojenia: robocze  $l_r$ , kompensacyjne  $l_k$ , wyrównawcze  $l_w$  i korekcyjne  $l_{kr}$ , słupka węglowego  $R$  i korpusu.

Uzwojenie robocze  $l_r$  jest zasilane napięciem prądnicy przez rezystor kompensacji termicznej  $R_1$  uzwojeń elektromagnesu. Dodatkowo w obwód

włączony jest rezystor regulacji poziomu napięcia  $R_r$  i uzwojenie transformatora stabilizującego. Do kompensacji termicznej służy także uzwojenie  $l_k$  elektromagnesu. Uzwojenie korekcyjne  $l_{kr}$  wraz z diodą  $D_1$  i rezystorem  $R_s$  tworzą gałąź automatycznej korekcji napięcia (przy małych prędkościach obrotowych i dużych obciążeniach prądnicy). Dioda  $D_2$  i rezystor  $R_2$  tworzą sztywne sprzężenie zwrotne, zmniejszające drgania regulatora w stanie dynamicznym. Regulator RUG-82 ma także dodatkowe, zewnętrzne sprzężenie transformatorowe.

Magnetyczne regulatory napięcia są stosowane w WES prądu przemiennego. Schemat elektryczny regulatora magnetycznego BRN-62B przedstawiono na rys. 3b. Napięcie prądnicy jest regulowane przez dwustopniowy układ wzmacniaczy UM-1 i UM-2. Elementem pomiarowym jest układ  $P_1$  oparty na diodach Zenere'a. Układ  $P_2$ , sterowany przez blok transformatorów, służy do regulacji równomiernego obciążenia prądnicy mocą pozorną.

Przedstawicielem półprzewodnikowych regulatorów napięcia, coraz częściej stosowanych i najbardziej przyszłościowych, jest regulator tranzystorowy firmy Westinghouse typu AVR-27 przedstawiony na rys. 4. W regulatorze AVR-27 można wyszczególnić następujące obwody: 1 — zasilania, 2 — pomiaru napięcia niezgodności, 3 — wzmocnienia, 4 — stabilizacji, 5 — początkowego wzrostu napięcia, 6 — ograniczenia momentu obrotowego, 7 — regulacji rozdziału obciążenia reaktan-



Rys. 2. Schematy elektryczne lotniczych prądnic prądu przemiennego

cyjnego w czasie pracy równoległej prądnic. W odróżnieniu od regulatorów o zasadzie regulacji ciągłej, na wyjściu których jest prąd stały, w regulatorze tranzystorowym prąd wyjściowy jest impulsowy o wysokiej częstotliwości (1120÷1260 Hz), proporcjonalnej do częstotliwości napięcia wyjściowego prądnicy (380÷420 Hz). Tranzystory  $T_1$  i  $T_6$  w obwodzie wzmacnienia pracują w stanie ciągłego przełączania z częstotliwością 1200 Hz (przy częstotliwości napięcia wyjściowego prądnicy 400 Hz). Stopień wzbudzenia wzбудnicy jest określony przez stosunek czasu włączenia i wyłączenia tranzystora  $T_6$ . Przy stałym lub nieznacznie zmniejszającym się obciążeniu prądnicy, prąd wzbudzenia (impulsowy) ma średnią wartość stałą. Przy maksymalnych zmianach obciążenia tranzystor  $T_6$  przechodzi w stan nasycenia — jeśli należy zwiększyć prąd wzbudzenia, lub blokady — jeśli należy zmniejszyć prąd wzbudzenia.

Regulatory częstotliwości współpracują z mechanizmami korekcji częstotliwości urządzeń o stałej prędkości obrotowej. Ich zadaniem jest stabilizacja częstotliwości napięcia, a także równomierne obciążenie prądnic mocą rzeczywistą. Współcześnie stosowane są dwa rodzaje regulatorów: magnetyczne i półprzewodnikowe. Najbardziej przyszłościowe są półprzewodnikowe regulatory częstotliwości.

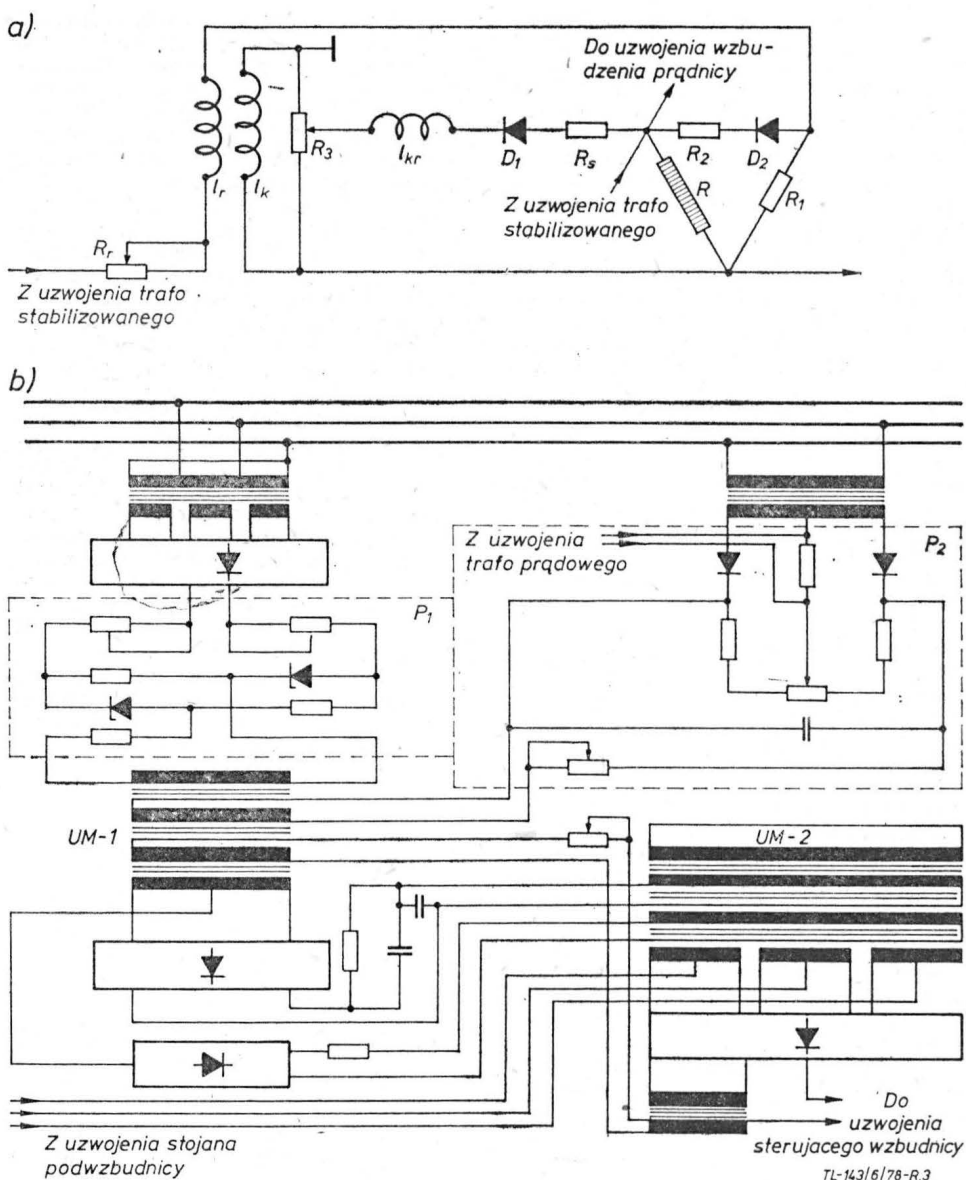
Niezawodność WES, a także ich prostota eksploatacji na ziemi i w powietrzu zależy w znacznym stopniu od układu sterowania. Tłumaczy się to tym, że praca równoległa prądnic, współpraca z akumulatorem możliwa jest tylko w przypadku spełnienia wielu warunków, których nieuwzględnienie może spowodować awarię WES lub jego niestabilną pracę. Zadaniem układu sterowania prądu stałego jest:

- podłączenie prądnicy do sieci w przypadku jej prawidłowej polaryzacji tylko wtedy, kiedy jej SEM jest wyższa od napięcia sieci,
- odłączenie prądnicy od sieci, gdy jej SEM obniży się poniżej napięcia sieci lub gdy wystąpią przepięcia,
- zabezpieczenie prądnicy przed przeciążeniami i zwarciami,
- sygnalizacja odłączenia prądnicy od sieci,
- umożliwienie podłączenia lotniskowego źródła zasilania do sieci WES. Zadaniem układu sterowania prądu przemiennego jest:
- włączenie prądnic do sieci zarówno przy pracy pojedynczej jak i równoległej, jeśli napięcie i częstotliwość osiągnęły wymagane wartości (nastąpiła synchronizacja),
- odłączenie prądnicy od sieci podczas wystąpienia niesprawności WES i powtórne jej włączenie po zadziałaniu układów zabezpieczających (jeśli nastąpiło usprawnienie WES),
- umożliwienie włączenia prądnicy do sieci w przypadku zasilania lotniskowego,
- sygnalizacja odłączenia prądnicy od sieci.

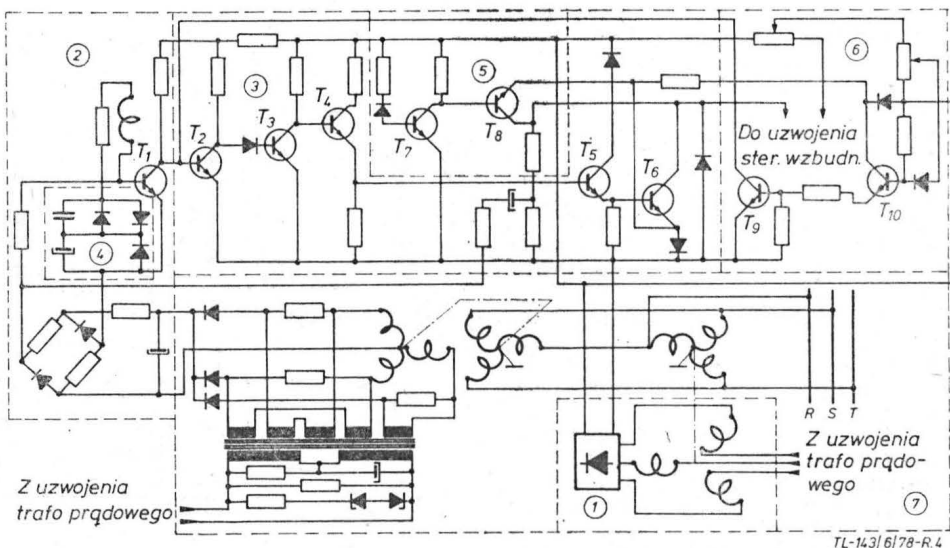
Przykładem prostego układu sterowania prądu stałego może być przekaźnik minimalno-różnicowy typu DMR-400D przedstawiony na rys. 5. Podstawowymi elementami DMR-400D są: 1 — stycznik przyłączający prądnicę do sieci pokładowej samolotu; 2 — przekaźnik włączający, wykluczający niewłaściwe podłączenie sieci do zacisków

„Gen” i „Bat”; 3 — przekaźnik wspomagający, uniemożliwiający przyłączenie prądnicy do sieci w przypadku nieprawidłowej biegunowości. Zabezpiecza on także przekaźnik sterujący przed przegrzaniem, przerywając ob-

wód jego zasilania przy napięciu wyższym od 14÷18 V (włącza ponownie przy napięciu poniżej 4 V); 4 — przekaźnik sterujący, włączający zasilanie uzwojenia stycznika w czasie, gdy napięcie prądnicy jest większe od napię-



Rys. 3. Schematy elektryczne regulatorów napięcia o zasadzie regulacji ciągłej



Rys. 4. Schemat elektryczny regulatora napięcia o zasadzie regulacji wibracyjnej



# Metoda określania maksymalnych naprężeń do projektu wstępnego skrzydła samolotu (II)

## Przykład

Rozważono obliczenia maksymalnych, dopuszczalnych, obliczeniowych naprężeń konstrukcji skrzydła turbodozrutowego samolotu dyspozycyjnego o trwałości 30 000 h. Silniki są umieszczone w tyle kadłuba, a samolot jest wyposażony w radar meteorologiczny. Samolot odpowiada wymogom przepisów FAR cz. 23, kategoria Utility. Wszystkie obliczenia są wykonane w jednostkach brytyjskich, zgodnych z używanymi w przepisach i z dostępnymi danymi (tablice przeliczeniowe — TLiA nr 7/74).

## Dane samolotu

$W_{to}$  — 9925 lbf (maksymalny ciężar do startu)  
 $W_{fuel}$  — 1348 lbf + 224 lbf rezerwa  
 $S_{wing}$  — 280 ft<sup>2</sup> (projektowana powierzchnia nośna)  
 $C_{wing}$  — 6 ft (średnia cięciwa geometryczna)  
 $\lambda^{1/4} = 0^\circ$  (kąt skosu płata w 25% cięciwy)  
 $dc_{l/da} = 4,88$  (nieściśliwy przepływ)  
 $dc_{l/da} = 5,53$  (ściśliwy przepływ)  
 $C_{lmax} = 1,2$  dodatni  
 $C_{lmax} = 1,0$  ujemny  
 $V_{cruise} = 324$  kn, TAS na wysokości 19 685 ft

Profil lotu podany jest w tablicy 2.

## Obliczenie krzywej obciążeń od podmuchów i manewrów

Dane do obliczenia i określenia krzywych obciążeń od podmuchów wg FAR § 23.341 dotyczące profilu lotu dla poszczególnych stanów podane są w tablicy 3. Przykład wykorzystania danych:

Dla stanu 2 średnia wysokość lotu wynosi 7500 ft, a średni ciężar 9868 lbf

$$V_C = V_C(TAS) \cdot \sqrt{\sigma} = 324 \cdot \sqrt{0,7983} = 289 \text{ kn EAS}$$

zgodnie z FAR § 23.335 (b)  $V_D = 1,25 \cdot V_C = 361$  kn EAS

aktualna prędkość  $V = 207$  kn EAS, więc

$$V = \frac{V(EAS)}{\sqrt{\sigma}} = \frac{207}{\sqrt{0,7983}} = 232 \text{ kn TAS}$$

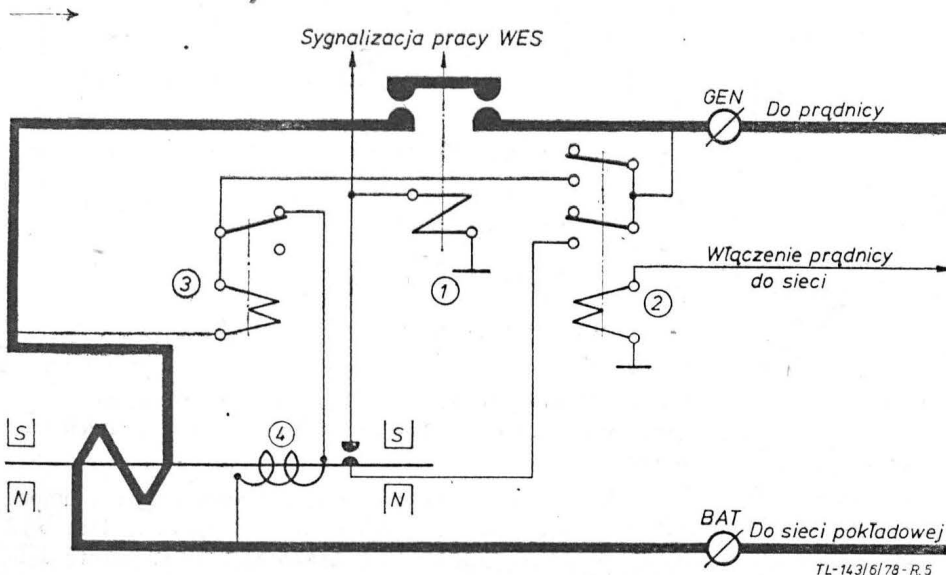
TABLICA 2. Profil lotu oraz zużycie paliwa

| Parametr      | Wznoszenie | Przelot | Obniżanie      | Zbliżanie         | Podchodzenie do lądowania |
|---------------|------------|---------|----------------|-------------------|---------------------------|
| Wysokość (ft) | 0 ÷ 19 685 | 19 685  | 19 685 ÷ 2 500 | 2 500             | 2 500 ÷ 0                 |
| Czas (min)    | 7,2        | 89,1    | 5              | 10                | 3                         |
| V EAS (kn)    | 207        | 238     | 220            | 205 <sup>1)</sup> | 135 <sup>2)</sup>         |
| Paliwo (lbf)  | 139        | 1 149   | 47             | 30                | 10                        |

<sup>1)</sup> — dla maksymalnego zasięgu, <sup>2)</sup> — 1,56 ·  $V_{s1}$  (klapy schowane)

TABLICA 3. Szczegółowy profil lotu

| Stan       | Wysokość [ft]             | W [lbf] | $V_C$ [kn, EAS] | $V_D$ [kn, EAS] | $\sigma$ $e/e_0$ | V [kn, EAS] | V [kn, TAS] |     |     |
|------------|---------------------------|---------|-----------------|-----------------|------------------|-------------|-------------|-----|-----|
| Wznoszenie | 1                         | 0       | 9 925           |                 |                  |             |             |     |     |
|            |                           | 2 500   | 9 903           | 312             | 390              | 0,9290      | 207         | 215 |     |
|            |                           | 5 000   | 9 885           |                 |                  |             |             |     |     |
|            | 2                         | 7 500   | 9 868           | 289             | 361              | 0,7983      | 207         | 232 |     |
|            |                           | 10 000  | 9 851           |                 |                  |             |             |     |     |
|            | 3                         | 12 500  | 9 833           | 268             | 235              | 0,6823      | 207         | 251 |     |
|            |                           | 15 000  | 9 815           |                 |                  |             |             |     |     |
| Przelot    | 4                         | 17 340  | 9 797           | 247             | 309              | 0,5826      | 207         | 271 |     |
|            |                           | 19 685  | 9 786           |                 |                  |             |             |     |     |
|            | 5                         | 19 685  | 9 594           | 238             | 298              | 0,5386      | 238         | 324 |     |
|            |                           | 19 685  | 9 403           |                 |                  |             |             |     |     |
|            | 6                         | 19 685  | 9 211           | 238             | 298              | 0,5386      | 238         | 324 |     |
|            |                           | 19 685  | 9 020           |                 |                  |             |             |     |     |
|            |                           | 19 685  | 8 829           | 238             | 298              | 0,5386      | 238         | 324 |     |
| Obniżanie  |                           | 19 685  | 8 637           |                 |                  |             |             |     |     |
|            | 8                         | 17 340  | 8 620           | 247             | 309              | 0,5826      | 220         | 288 |     |
|            |                           | 15 000  | 8 615           |                 |                  |             |             |     |     |
|            | 9                         | 12 500  | 8 611           | 268             | 335              | 0,6823      | 220         | 266 |     |
|            |                           | 10 000  | 8 606           |                 |                  |             |             |     |     |
|            |                           | 7 500   | 8 602           | 289             | 361              | 0,7983      | 220         | 246 |     |
|            |                           | 5 000   | 8 598           |                 |                  |             |             |     |     |
| Zbliżanie  |                           | 3 750   | 8 594           | 307             | 384              | 0,8949      | 220         | 233 |     |
|            |                           | 2 500   | 8 590           |                 |                  |             |             |     |     |
|            | 12                        | 2 500   | 8 575           | 312             | 390              | 0,9230      | 205         | 213 |     |
|            | Podchodzenie do lądowania |         | 2 500           | 8 560           |                  |             |             |     |     |
|            |                           |         | 500             | 8 555           | 322              | 403         | 0,9856      | 135 | 137 |
|            |                           |         | 0               | 8 550           |                  |             |             |     |     |



Rys. 5. Schemat elektryczny przekaźnika minimalno-różnicowego typu DWR-400D

cia sieci o wartość 0,3 ÷ 0,7 V i odłącza je, gdy wartość prądu zwrotnego osiągnie 15 ÷ 35 A (wskutek zmiany warunków pracy prądnicy).

Przedstawiając powyżej podstawowe elementy WES, podkreślono w szczególności rozwiązania perspektywiczne. Właściwy wybór elementów wymaga każdorazowo kompleksowego przebadania przyjętej struktury WES wg określonych kryteriów optymalizacyjnych [4].

## LITERATURA

1. W. JAROMINEK, Z. ZMUDZIŃSKI: Węzły elektroenergetyczne samolotów — struktury. TLiA 1978 nr 9.
2. Instrukcje i opisy techniczne samolotów pasażerskich i bojowych.
3. I.D. DAWIDOW: Awtomatyzeskie i elektropribornoje oborudowanije letatielnych apparatow. Izdanie WWIA im. Zukowskiego 1962.
4. W. JAROMINEK, Z. ZMUDZIŃSKI: Projektowanie regulatorów węzłów elektroenergetycznych samolotów w oparciu o zunifikowane modele matematyczne. III Konferencja Naukowo-Techniczna ITL WAT, Warszawa 1977.

TABLICA 4. Maksymalne współczynniki obciążeń dla poszczególnych stanów profilu lotu

| Stan | $n_c$ | $n_D$ | $V_{s_1} (+n)$<br>[kn, EAS] | $V_{s_1} (-n)$<br>[kn, EAS] | $n_{max}$ | $n$<br>od<br>podmuchów |
|------|-------|-------|-----------------------------|-----------------------------|-----------|------------------------|
| 1    | 4,66  | 3,29  | 93,3                        | 102,6                       | 4,4       | 3,30                   |
| 2    | 4,48  | 3,17  | 93,1                        | 102,4                       | 4,4       | 3,37                   |
| 3    | 4,30  | 3,06  | 93,0                        | 102,3                       | 4,4       | 3,44                   |
| 4    | 4,10  | 2,94  | 92,8                        | 102,1                       | 4,4       | 3,50                   |
| 5    | 4,07  | 2,92  | 91,8                        | 101,0                       | 4,4       | 4,07                   |
| 6    | 4,18  | 2,99  | 90,0                        | 99,0                        | 4,4       | 4,18                   |
| 7    | 4,31  | 3,07  | 88,1                        | 96,9                        | 4,4       | 4,31                   |
| 8    | 4,48  | 3,18  | 87,0                        | 95,7                        | 4,4       | 4,03                   |
| 9    | 4,70  | 3,32  | 87,0                        | 95,7                        | 4,4       | 3,95                   |
| 10   | 4,91  | 3,44  | 86,9                        | 95,6                        | 4,4       | 3,88                   |
| 11   | 5,09  | 3,56  | 86,9                        | 95,6                        | 4,4       | 3,80                   |
| 12   | 5,13  | 3,58  | 86,8                        | 95,6                        | 4,4       | 3,60                   |
| 13   | 5,22  | 3,64  | 86,6                        | 95,5                        | 2,42      | 2,42                   |

TABLICA 5. Moment zginający skrzydło dla  $n = 1$

| Wysokość<br>[ft] | $W$<br>[lbf] | $L_w$<br>[lbf] | $W_f$<br>[lbf] | $y_f$<br>[ft] | $M$<br>[lbf ft] |
|------------------|--------------|----------------|----------------|---------------|-----------------|
| 0                | 9 925        | 4 218          | 786            | 13            | 18 557          |
| 19 685           | 9 786        | 4 159          | 717            | 13,5          | 18 653          |
| 19 685           | 8 637        | 3 671          | 142            | 16            | 22 401          |
| 2 500            | 8 590        | 3 651          | 119            | 16,5          | 22 559          |
| 2 500            | 8 560        | 3 638          | 104            | 16,5          | 22 709          |
| 0                | 8 550        | 3 634          | 99             | 16,5          | 22 762          |

Korzystając z tablicy i danych samolotu, możemy wyznaczyć krzywą obciążeń od podmuchów i manewrów w następujący sposób: biorąc pod uwagę stan 2, zgodnie z FAR § 23.341 dla  $V_c$  i uwzględniając efekt ściśliwości ( $Ma > 0,3$ ) otrzymamy

$$\mu_g = \frac{2(W/S)}{\rho \cdot a \cdot c \cdot g} = \frac{2(9868/280)}{0,001897 \cdot 5,53 \cdot 6 \cdot 32,2} = 34,78$$

$$K_g = \frac{0,88 \cdot \mu_g}{5,3 + \mu_g} = \frac{0,88 \cdot 34,78}{5,3 + 34,78} = 0,764$$

$$n_c = 1 + \frac{K_g \cdot U_{de} \cdot V \cdot a}{4,98 \cdot (W/S)} = 1 + \frac{0,764 \cdot 50 \cdot 289 \cdot 5,53}{498 \cdot (868/280)} = 4,48$$

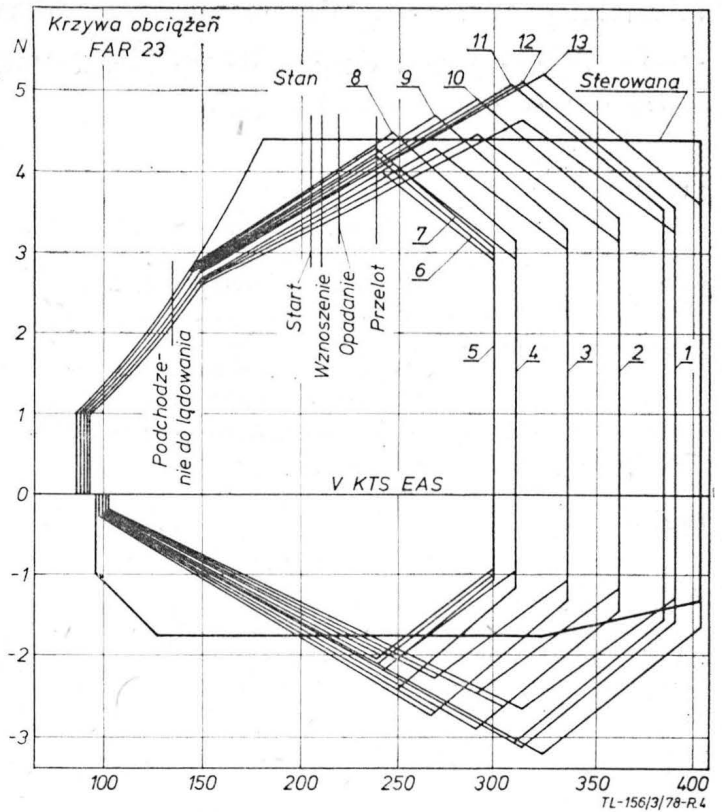
Krzywe obciążeń od podmuchów dla wszystkich stanów są stabelaryzowane na czterech pierwszych kolumnach tablicy 4 oraz podane na rys. 4. Graniczne współczynniki obciążeń od manewrów, zgodnie z FAR § 23.337 (a) (2) i (b) (1) wynoszą: 4,4 dodatni i 1,76 ujemny. Ostatnie dwie kolumny tablicy 4 podają maksymalne dodatnie współczynniki obciążenia, jakie mogą wystąpić w różnych stanach oraz graniczne dodatnie współczynniki obciążenia od podmuchów.

Wartości były czytane z krzywych obciążeń (rys. 4) zgodnie z aktualnymi prędkościami samolotu.

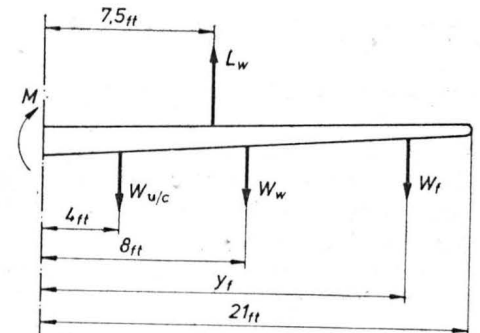
### Obliczenie momentów zginających skrzydło

Momenty zginające skrzydło są liczone względem osi połączenia skrzydło-kadłub. Wartość  $L_w = 0,425 W$  oraz położenie jej  $= 7,5$  ft od osi połączenia zostały określone na podstawie wykresu rozkładu siły nośnej wzdłuż rozpiętości skrzydła. Położenie wypadkowej ciężaru skrzydła  $W_w$  (275 lbf) oraz ciężar podwozia  $W_{u/o}$  (165 lbf) są pokazane na rys. 5. Ciężar samolotu  $W$  oraz wymiary  $y_f$  położenia wypadkowej ciężaru paliwa  $W_f$  zależy od rozważanego stanu lotu. Tablica 5 podaje wartości momentów  $M$  zginających skrzydło z uwzględnieniem wysokości dla  $n = 1$ .

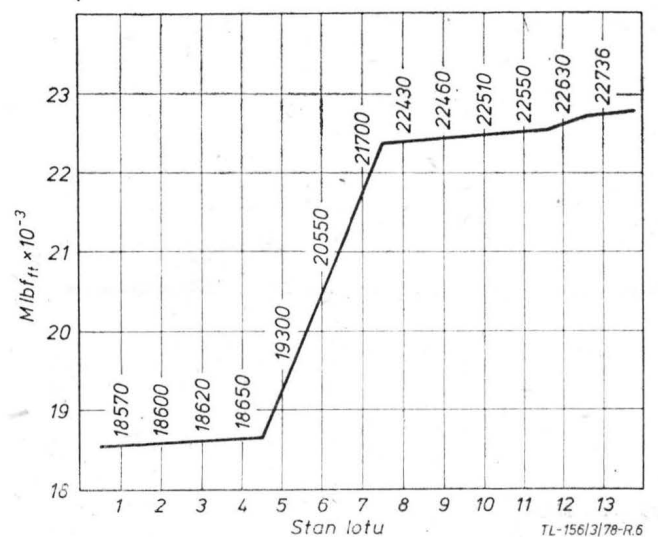
Na podstawie tablicy 4 wykonano wykres momentów zginających skrzydło, uwzględniając różne stany lotu (rys. 6).



Rys. 4. Obwiednie obciążeń



Rys. 6. Wykres momentów zginających



### Określenie średnich naprężeń $S_m$ oraz przemiennych naprężeń $S_a$ odpowiadających podmuchom dla różnych stanów

Z wykresu na rys. 6 widzimy, że maksymalny moment zginający skrzydło dla symetrycznego przypadku lotu występuje w stanie 13 dla  $n = 1$ . Zakładając, że struktura dolnej części skrzydła jest nitowana i wykonana z Al 2024-T4,



TABLICA 6. Obliczenia współczynnika zniszczenia zmęczeniowego od podmuchów dla poszczególnych stanów

| Stan | M<br>[lbf ft] | S <sub>mg</sub><br>[ksi] | S <sub>ag</sub><br>[ksi] | 1,43 S <sub>ag</sub><br>[ksi] | N                     | l <sub>10</sub><br>[mile] | f     | l <sub>10</sub> · f<br>[mile] | V<br>[kn, TAS] | t<br>[min] | Długość lotu<br>[mile] | n <sub>s</sub> | $\frac{n_s}{N} \cdot 10^6 = d_{gs}$      |
|------|---------------|--------------------------|--------------------------|-------------------------------|-----------------------|---------------------------|-------|-------------------------------|----------------|------------|------------------------|----------------|--|
| 1    | 18 550        | 5,97                     | 2,75                     | 3,93                          | 13 · 10 <sup>5</sup>  | 3,7                       | 1,25  | 4,625                         | 215            | 1,2        | 4,3                    | 0,930          | 0,265                                    |
| 3    | 18 620        | 5,98                     | 2,83                     | 4,05                          | 11 · 10 <sup>5</sup>  | 27                        | 1,75  | 47,25                         | 232            | 1,6        | 6,2                    | 0,131          | 0,119                                    |
| 3    | 18 620        | 5,98                     | 2,92                     | 4,17                          | 9,5 · 10 <sup>5</sup> | 95                        | 2     | 190                           | 251            | 2,0        | 8,4                    | 0,044          | 0,046                                    |
| 4    | 18 650        | 5,99                     | 3,00                     | 4,20                          | 8,5 · 10 <sup>5</sup> | 250                       | 2     | 500                           | 271            | 2,4        | 10,8                   | 0,022          | 0,026                                    |
| 5    | 19 300        | 6,20                     | 3,81                     | 5,44                          | 3,5 · 10 <sup>5</sup> | 370                       | 2     | 740                           | 324            | 29,7       | 160,4                  | 0,217          | 0,620                                    |
| 6    | 20 550        | 6,60                     | 4,20                     | 6,00                          | 2,3 · 10 <sup>5</sup> | 370                       | 2     | 740                           | 324            | 29,7       | 160,4                  | 0,217          | 0,944                                    |
| 7    | 21 700        | 6,97                     | 4,61                     | 6,60                          | 1,5 · 10 <sup>5</sup> | 370                       | 2     | 740                           | 324            | 29,7       | 160,4                  | 0,217          | 1,447                                    |
| 8    | 22 430        | 7,21                     | 4,37                     | 6,25                          | 1,4 · 10 <sup>5</sup> | 250                       | 2     | 500                           | 288            | 1,5        | 7,2                    | 0,014          | 0,100                                    |
| 9    | 22 460        | 7,22                     | 4,26                     | 6,09                          | 2 · 10 <sup>5</sup>   | 95                        | 2     | 190                           | 266            | 1,5        | 6,7                    | 0,035          | 0,175                                    |
| 10   | 22 510        | 7,23                     | 4,16                     | 5,96                          | 2,2 · 10 <sup>5</sup> | 27                        | 1,75  | 47,25                         | 246            | 1,0        | 4,1                    | 0,087          | 0,396                                    |
| 11   | 22 550        | 7,24                     | 4,05                     | 5,80                          | 2,5 · 10 <sup>5</sup> | 7                         | 1,375 | 9,625                         | 233            | 1,0        | 3,9                    | 0,405          | 0,162                                    |
| 12   | 22 630        | 7,27                     | 3,78                     | 5,41                          | 3,2 · 10 <sup>5</sup> | 3,7                       | 1,25  | 4,625                         | 213            | 10,0       | 35,5                   | 7,676          | 23,988                                   |
| 13   | 22 736        | 7,30                     | 2,34                     | 3,47                          | 16 · 10 <sup>5</sup>  | 2,75                      | 1,05  | 2,888                         | 137            | 3,0        | 6,9                    | 2,389          | 1,493                                    |
|      |               |                          |                          |                               |                       |                           |       |                               |                | Σt = 114,3 |                        |                | d <sub>g</sub> = 30,231 10 <sup>-6</sup> |

dla którego granica wytrzymałości S<sub>tu</sub> = 60 ksi (1000 funtów na cal kwadratowy), maksymalna wartość S<sub>m</sub> wynosi:

$$S_{mg} = \frac{60}{1,5 \cdot 4,4 \cdot 1,25} = 7,27 \text{ ksi}$$

Dla stanu 12 S<sub>ag</sub> wynosi:

$$S_{ag} = \frac{10}{50} \cdot 7,27 \cdot (3,60 - 1) = 3,78 \text{ ksi}$$

Dla stanu 5:

$$S_{mg} = 7,27 \cdot \frac{19\,300}{22\,600} = 6,20 \text{ ksi}$$

$$S_{ag} = \frac{10}{50} \cdot 6,20 (4,07 - 1) = 3,81 \text{ ksi}$$

Stan 13 jest jedynym stanem, w którym maksymalna prędkość podmuchu różni się od 50 ft/s i należy ją najpierw określić.

Zgodnie z FAR § 23.341

$$\mu_g = \frac{2(8555/280)}{0,0023428 \cdot 6 \cdot 4,88 \cdot 32,2} = 27,66$$

w tym przypadku Ma < 0,3 więc dC<sub>i</sub>/dα = 4,88

$$K_g = \frac{0,88 \cdot 27,66}{5,3 + 27,66} = 0,74$$

$$2,42 = 1 + \frac{0,74 \cdot U_{de} \cdot 135 \cdot 4,88}{498 (8555/280)}$$

stąd U<sub>de</sub> = 44,3 ft/s

$$S_{ma} = 7,27 \cdot \frac{22\,736}{22\,630} = 7,30 \text{ ksi}$$

$$S_{ag} = \frac{10}{44,3} \cdot 7,30 \cdot (2,42 - 1) = 2,34 \text{ ksi}$$

#### Obliczenie współczynnika zniszczenia zmęczeniowego od podmuchów

Wracając do stanu 5, znajdujemy z rys. 3 \*) dla S<sub>mg</sub> = 6,20 ksi oraz S<sub>ag</sub> = 1,43 · 3,81 = 5,44 ksi wartość N. N = 3,5 · 10<sup>5</sup> cykli.

\*) Rysunki od 1÷3, wzory 1÷12 oraz tablica 1 znajdują się w I części publikacji — TLiA nr 9/78.

Do określenia N użyto współczynnika rozrzutu wytrzymałości zmęczeniowej równego 1,43, ponieważ rys. 3 zawiera wyniki więcej niż 100 prób. Z rys. 1 dla wysokości 19 685 ft znajdujemy wartość l<sub>10</sub> = 370. Mnożymy ją przez 2, zgodnie z rys. 2. Wynik 740 jest średnią długością lotu w milach morskich do spotkania podmuchu U<sub>de</sub> = 10 ft/s w górę lub w dół.

Tablica 6 podaje wyniki dla wszystkich stanów. Aby skorzystać z hipotezy kumulatywnego zniszczenia, należy obliczyć współczynniki zniszczenia dla każdego stanu. Wyznaczając potrzebną długość lotu każdego stanu, należy użyć prędkości TAS. Obliczenia dla stanu 5 dają następujące wyniki:

V = 324 kn TAS

$$t = \text{czas trwania lotu} = \frac{89,1}{7} = 29,7 \text{ min.}$$

$$\text{Odległość} = 324 \cdot \frac{29,7}{60} = 160,4 \text{ mil morskich.}$$

Z równania (1) pomijając współczynniki 1,176 mamy:

$$n_s = \frac{\text{odległość}}{l_{10} \cdot f} = \frac{160,4}{740} = 0,217$$

a z równania (7)

$$d_{gs} = \frac{n_s}{N} = \frac{0,217}{3,5 \cdot 10^5} = 0,620 \cdot 10^{-6}$$

Tablica 6 podaje długości lotu oraz współczynniki zniszczenia dla każdego stanu.

Przyjmując współczynniki 1,176 z równania (1) na częstotliwość podmuchów, mamy:

$$d_g = \frac{30,231 \cdot 10^{-6}}{1,176} = 25,707 \cdot 10^{-6} \text{ na lot}$$

#### Obliczenie współczynnika zniszczenia zmęczeniowego od ruchu po ziemi

Naprężenia pochodzące od ruchu po ziemi są od 7,30 ksi do —4,87 ksi (najwyższe naprężenia pojawiające się w locie poziomym). Z równań (9) oraz (10) otrzymamy wyniki

$$S_{mg/a} = 1,22 \text{ ksi}$$

$$S_{ag/a} = 6,09 \text{ ksi}$$

Z rys. 3 mamy N = 11 · 10<sup>5</sup> cykli.

TABLICA 7. Naprężenia  $S_m$  oraz  $S_a$  od obciążeń manewrowych

| n (dodatnie)      | $S_{mm}$ [ksi]      | $S_{am}$ · współczynnik rozrzutu [ksi] |
|-------------------|---------------------|--|
| 0,45 · 4,4 = 1,98 | 1,49 · 6,70 = 9,98  | 0,49 · 6,70 · 1,43 = 4,69              |
| 0,55 · 4,4 = 2,42 | 1,71 · 6,70 = 11,46 | 0,71 · 6,70 · 1,43 = 6,80              |
| 0,65 · 4,4 = 2,86 | 1,93 · 6,70 = 12,93 | 0,93 · 6,70 · 1,43 = 8,91              |
| 0,75 · 4,4 = 3,30 | 2,15 · 6,70 = 14,41 | 1,15 · 6,70 · 1,43 = 11,02             |
| 0,85 · 4,4 = 3,74 | 2,37 · 6,70 = 15,88 | 1,37 · 6,70 · 1,43 = 13,13             |
| 0,95 · 4,4 = 4,18 | 2,59 · 6,70 = 17,35 | 1,59 · 6,70 · 1,43 = 15,23             |
| 1,05 · 4,4 = 4,62 | 2,81 · 6,70 = 18,83 | 1,81 · 6,70 · 1,43 = 17,34             |
| 1,15 · 4,4 = 5,06 | 3,03 · 6,70 = 20,30 | 2,03 · 6,70 · 1,43 = 19,45             |
| 1,25 · 4,4 = 5,50 | 3,25 · 6,70 = 21,28 | 2,25 · 6,70 · 1,43 = 21,56             |
| n (ujemne)        |                     |  |
| 0 · 1,76 = 0      | 0,50 · 6,70 = 3,35  | 0,50 · 6,70 · 1,43 = 4,79              |
| 0,1 · 1,76 = 0,18 | 0,41 · 6,70 = 2,75  | 0,59 · 6,70 · 1,43 = 5,65              |
| 0,2 · 1,76 = 0,35 | 0,33 · 6,70 = 2,21  | 0,67 · 6,70 · 1,43 = 6,42              |

TABLICA 8. Obliczenia współczynnika zniszczenia zmęczeniowego od manewrów

| n (dodatnie) | N                  | $n_m$ na 1000 h | $\frac{n_m}{N} \cdot 10^6 = d_m^1$ |
|--------------|--------------------|-----------------|------------------------------------|
| 1,98         | $3,3 \cdot 10^5$   | 10 000          | 30 303                             |
| 2,42         | $0,8 \cdot 10^5$   | 3 000           | 37 500                             |
| 2,86         | $0,27 \cdot 10^5$  | 1 000           | 37 037                             |
| 3,30         | $0,11 \cdot 10^5$  | 300             | 27 273                             |
| 3,74         | $0,052 \cdot 10^5$ | 200             | 38 462                             |
| 4,18         | $0,029 \cdot 10^5$ | 30              | 10 345                             |
| 4,62         | $0,017 \cdot 10^5$ | 10              | 5 882                              |
| 5,06         | $0,010 \cdot 10^5$ | 3               | 3 000                              |
| 5,50         | $0,008 \cdot 10^5$ | 2               | 2 500                              |
| n (ujemne)   |                    |                 |                                    |
| 0,00         | $14 \cdot 10^5$    | 0,7             | 0,5                                |
| -0,18        | $8 \cdot 10^5$     | 0,5             | 0,6                                |
| -0,35        | $7 \cdot 10^5$     | 0,25            | 0,4                                |

<sup>1)</sup>  $d_m = 192\,304 \cdot 10^{-6}$  na 1000 h lotu

ten odnosi się do 1000 h lotu.

$S_{mm}$  dla lotu poziomego wzięto jako przeciętną wartość z  $S_{mg}$  dla stanów lotu z tablicy 6. Daje to  $S_{mm} = 6,70$  ksi dla lotu poziomego.

Pojedynczy przykład obliczeń jest następujący: dla 85% maksymalnego dodatniego symetrycznego współczynnika obciążenia:

$$n = 0,85 \cdot 4,4 = 3,74$$

Z równania (4)

$$S_{mm} = \left( \frac{n-1}{2} + 1 \right) S_{mga} = \left( \frac{3,74-1}{2} + 1 \right) \cdot 6,70 = 15,88 \text{ ksi}$$

a z równania (5), uwzględniając współczynniki wytrzymałości zmęczeniowej

$$S_{am} = \frac{3,74-1}{2} \cdot 6,70 \cdot 1,43 = 13,13 \text{ ksi}$$

Tablica 7 podaje obliczone w powyższy sposób naprężenia dla poszczególnych poziomów obciążeń.

**Obliczanie współczynnika zniszczenia zmęczeniowego od obciążeń manewrowych**

Kontynuując przykład dla 85% maksymalnego dodatniego współczynnika obciążeń ( $n = 3,74$ )

$$S_{mm} = 15,88 \text{ ksi oraz } S_{am} = 13,13 \text{ ksi}$$

Z rys. 3 mamy  $N = 0,052 \cdot 10^5$  cykli.

Czystość sterowania jest dana jako  $n_m = 200$

w rezultacie z równania (8) dla zniszczenia w ciągu 1000 h

$$d_m^1 = \frac{n_m}{N} = \frac{200}{0,052 \cdot 10^5} = 38\,462 \cdot 10^{-6} \text{ na } 1000 \text{ h}$$

Wyniki obliczeń dla pozostałych poziomów współczynnika obciążeń podane są w tablicy 8.

Tak więc, ponieważ  $114,3 \text{ min} = 1,905 \text{ h}$

$$d_m = 192\,304 \cdot 10^{-6} \cdot \frac{1,905}{1000} = 366,339 \cdot 10^{-6} \text{ na lot}$$

**Obliczenie trwałości bezpiecznej**

Zgodnie z równaniem (6)

$$D = 1,5 (d_g + d_{g/a} + d_m) = 1,5 (25,707 + 2,727 + 366,339) \cdot 10^{-6} = 0,592 \cdot 10^{-3} \text{ na lot}$$

Z równania (12) mamy trwałość bezpieczną wynoszącą

$$\frac{1}{0,592 \cdot 10^{-3}} = 1689 \text{ lotów} = 3217 \text{ h}$$

Maksymalne, dopuszczalne naprężenia dla tej trwałości, opierając się na równaniu (13), wynoszą:

$$S_{design} = 1,5 \cdot 7,27 \cdot 4,4 = 47,98 \text{ ksi}$$

Naprężenia te nie zapewniają założonej trwałości 30 000 h i powinny być niższe. Odpowiednio niższe muszą być więc naprężenia średnie  $S_m$ . Obliczenia powtórzono dla kilku poziomów naprężeń i otrzymano następujące wyniki:

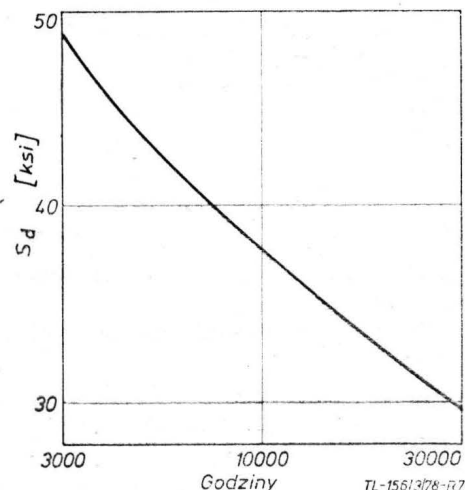
| $S_{design}$ [ksi] | Trwałość [h] |
|--------------------|--------------|
| 39,6               | 7 712        |
| 33,0               | 18 142       |
| 29,7               | 30 334       |

Wyniki przedstawiono na rys. 7.

Tak więc możemy stwierdzić, że maksymalne dopuszczalne naprężenia obliczeniowe dla trwałości 30 000 h dla dolnej części skrzydła wynoszą 29,8 ksi.

Opracował inż. Adam Markowski na podstawie: Method for determining the maximum allowable stress for preliminary aircraft wing design. Report No 72, January 1977, University of the Witwatersrand

WCT126/K/78



Rys. 7. Wykres naprężeń obliczonych w funkcji trwałości

Z równania (11) otrzymamy współczynnik zniszczenia:

$$d_{g/a} = \frac{3}{11 \cdot 10^5} = 2,727 \cdot 10^{-6} \text{ na lot}$$

**Określenie naprężeń średnich  $S_{mm}$  oraz naprężeń zmiennych  $S_{am}$  dla obciążeń manewrowych**

Samolot jest kategorii Utility. Posłużono się rozkładem obciążeń manewrowych z tablicy 1 pamiętając, że rozkład



- 1 — wskaźnik położenia, sztuczny horyzont
- 2 — w. busoli giromagnetycznej
- 3 — prędkościomierz
- 4 — zakrętomiernik
- 5 — wysokościomierz
- 6 — wariometr
- 7 — zegar (czasowy)
- 8 — paliwomierz
- 9 — wskaźnik momentu
- 10 — obrotomierz śmigła
- 11 — termometr turbiny
- 12 — obrotomierz wytwornicy gazu
- 13 — wskaźnik położenia zasłonki chłodnicy oleju
- 14 — przepływomierz paliwa
- 15 — termometr oleju
- 16 — wskaźnik ciśnienia oleju, manometr o.
- 17 — woltomierz
- 18 — amperomierz
- 19 — tablica sygnalizacji awaryjnej
- 20 — busola magnetyczna
- 21 — wskaźnik położenia klap
- 22 — termometr powietrza zewnętrzznego
- 23 — radar meteorologiczny
- 24 — pulpity autopilota
- 25 — pulpity radiostacji
- 26 — wskaźnik kłapki wyważającej (trymera)
- 27 — w. położenia podwozia
- 28 — manometr instalacji hydraulicznej
- 29 — m. i. pneumatycznej
- 30 — regulator instalacji tlenowej
- 31 — wskaźnik ILS
- 32 — w. radiobusoli
- 33 — przyrząd odległościowy
- 34 — czujnik
- 35 — wskaźnik
- 36 — złącze wtykowe
- 37 — pulpity
- 38 — wskaźnik kompensacyjny
- 39 — w. śledzenia
- 40 — w. peryferyjnej obserwacji
- 41 — w. czołowy
- 42 — w. dyspozycyjny
- 43 — w. oscyloskopowy
- 44 — w. taśmowy
- 45 — w. cyfrowy, licznik
- 46 — tarcza
- 47 — podziałka
- 48 — różnica kursów
- 49 — wskazówka
- 50 — znak
- 51 — ogranicznik
- 52 — znak nastawczy, z. ruchomy
- 53 — z. nieruchomy
- 54 — oświetlenie (tarczy) indywidualne
- 55 — masa świecąca
- 56 — gałka nastawcza
- 57 — pokrętło
- 58 — przycisk
- 59 — p. kasujący
- 60 — przełącznik wybierakowy
- 61 — wyłącznik
- 62 — przełącznik
- 63 — wyłącznik awaryjny
- 64 — przełącznik dźwigniowy
- 65 — lampa ostrzegawcza
- 66 — l. sygnalizacji uszkodzenia
- 67 — chorągiewka ostrzegawcza, ch. uszkodzenia

J. M.

- 1 — l(e) indicateur d'attitude, l(e) horizon artificiel
- 2 — l(e) i. de compas gyromagnétique
- 3 — l(e) i. de vitesse
- 4 — l(e) i. de virage-glissade, l'i. de virage, l'i. de virage et de pente transversale, l'i. de pente laterale et de virage, le directeur de vol
- 5 — l(e) i. d'altitude, l(e) altimètre, l'i. de vitesse ascensionnelle, l'i. de montée et de descente
- 7 — le montre
- 8 — l'i. de jaugeur, la jauge d'essence, le jaugeur de carburant
- 9 — l(e) i. de couple
- 10 — le tachymètre d'hélice
- 11 — le thermomètre de turbine
- 12 — le tachymètre de générateur de gaz
- 13 — l(e) i. des volets de radiateur d'huile
- 14 — l(e) i. de débit de carburant, le débitmètre de c.
- 15 — le thermomètre d'huile
- 16 — l(e) i. de pression d'huile, le manomètre (de pression) d'huile
- 17 — le voltmètre
- 18 — le ampèremètre
- 19 — le tableau d'avertissement
- 20 — le compas magnétique
- 21 — l(e) i. de volets, l(e) i. de braquage des v., l'i. de position des v.
- 22 — l(e) i. de température extérieure
- 23 — le radar météorologique, le r. détecteur d'orage
- 24 — le tableau d'autopilote
- 25 — le t. de radiostation
- 26 — l(e) i. de volet d'équilibrage
- 27 — l(e) i. de position de train
- 28 — le manomètre de pression hydraulique, le m. de système h.
- 29 — le m. de pression d'air, le m. de système pneumatique
- 30 — le régulateur (de système) d'oxygène
- 31 — l(e) i. ILS, l'i. d'atterrissage sans visibilité
- 32 — l(e) i. de radiocompas, l'i. de radioboussole
- 33 — l(e) i. à distance, l(e) instrument à distance
- 34 — le détecteur, jauge, le (élément) capteur
- 35 — l(e) indicateur
- 36 — le connecteur
- 37 — le tableau, le pupitre (de commande)
- 38 — l(e) i. à compensation
- 39 — l(e) i. de poursuite l'i. de suivre
- 40 — l(e) i. de vision périphérique
- 41 — l(e) i. HUD, (l'e) i. „tête élevée”
- 42 — l(e) i. de commande
- 43 — l(e) i. oscilloscope, le cadran
- 44 — l(e) i. à bande
- 45 — l(e) i. à lecture numérique, le compteur
- 46 — le cadran
- 47 — le c. gradué (de l'indicateur)
- 48 — la rose de compas
- 49 — l(a) aiguille
- 50 — l(e) index
- 51 — le limiteur
- 52 — l(e) index curseur
- 53 — l(e) index fixe
- 54 — l(e) éclairage (de cadran) individuel
- 55 — la peinture luminescente, la pâte l.
- 56 — le bouton de commande, le b. d'accord
- 57 — le b. de commande
- 58 — le b., le (bouton)-poussoir, la touche (de contact) le b. à pression
- 59 — le b. de remise à zéro
- 60 — le sélecteur
- 61 — le commutateur, le permuteur
- 62 — l(e) interrupteur (tumbler)
- 63 — l(e) i. d'alerte
- 64 — le permutateur à levier
- 65 — la lampe d'alarme, la l. d'alerte, la l. d'appel, la l. d'avertissement, la l.-signal de défaut
- 66 — la l.-signal de panne, la l.-s. de défaut
- 67 — le drapeau d'alerte, le d. de panne

K.D.

OSPRZĘT  
ELEKTRYCZNY

- 1 — prąd stały
- 2 — prąd przemienny
- 3 — sieć pokładowa
- 4 — układ elektroenergetyczny
- 5 — u. e. prądu stałego
- 6 — u. e. prądu przemiennego
- 7 — u. e. o stałej częstotliwości
- 8 — u. e. o zmiennej cz.
- 9 — moc układu elektroenergetycznego
- 10 — przeciążalność układu
- 11 — źródło zasilania elektrycznego
- 12 — główne ż. z. e.
- 13 — awaryjne ż. z. e.
- 14 — prądnica
- 15 — p. prądu przemiennego
- 16 — prąd wzbudzenia
- 17 — akumulator
- 18 — a. kwasowy, a. ołowiowy
- 19 — a. zasadowy
- 20 — a. kadmowo-niklowy
- 21 — a. srebrowo-cynkowy
- 22 — a. srebrowo-kadmowy
- 23 — a. żelazo-niklowy
- 24 — ładowanie akumulatora
- 25 — rozładowanie a.
- 26 — pojemność a.
- 27 — napięcie
- 28 — n. znamionowe
- 29 — prąd
- 30 — współczynnik mocy
- 31 — wartość skuteczna
- 32 — pulsacja napięcia
- 33 — udar n.
- 34 — modulacja n.
- 35 — spadek n.
- 36 — równoważna funkcja skokowa
- 37 — sprzesunięcie fazowe
- 38 — częstotliwość
- 39 — czępięcie
- 40 — obciążenie
- 41 — o. szczytowe
- 42 — pobór prądu
- 43 — prąd średni
- 44 — przeciążenie
- 45 — urządzenie sygnalizacyjne
- 46 — u. zabezpieczające
- 47 — układ rozdzielczy
- 48 — bezpiecznik
- 49 — zacisk
- 50 — kabel
- 51 — przewód
- 52 — układ zapłonowy
- 53 — u. rozruchowy
- 54 — rozrusznik,
- 55 — prądnica-rozrusznik
- 56 — przetwornica
- 57 — p. tranzystorowa
- 58 — p. wirująca
- 59 — regulator napięcia
- 60 — r. n. węglowy

H.K.

L'EQUIPEMENT  
ÉLECTRIQUE

- 1 — le courant continu
- 2 — le c. alternatif
- 3 — le réseau de bord
- 4 — le système d'énergie électrique
- 5 — le s. d'é. é. à courant continu
- 6 — le s. d'é. é. à c. alternatif
- 7 — le s. d'é. é. à fréquence fixe
- 8 — le s. d'é. é. à fréquence variable
- 9 — la puissance de s. d'é. é.
- 10 — la capacité de surcharge
- 11 — la source d'énergie électrique, la s. de courant
- 12 — la s. primaire, la s. principale
- 13 — la s. d'alert
- 14 — le générateur, la génératrice
- 15 — l(e) alternateur
- 16 — le courant d'excitation
- 17 — l(e) accumulateur, l'accu
- 18 — l(e) a. au plomb
- 19 — l(e) a. alcalin
- 20 — l(e) a. au cadmium-nickel
- 21 — l(e) a. à l'argent-zinc, l'a à l'argent
- 22 — l(e) a. à l'argent
- 23 — l(e) a. au fer-nickel
- 24 — la charge d'accumulateur
- 25 — la décharge d'a.
- 26 — la capacité d'a.
- 27 — la tension
- 28 — la t. nominale
- 29 — le courant
- 30 — le facteur de puissance
- 31 — le courant efficace
- 32 — la pulsation de tension, la fréquence angulaire
- 33 — la impulsion de t.
- 34 — la modulation de t.
- 35 — la chute de t.
- 36 — la fonction échelon équivalente
- 37 — le déphasage, la différence de phases
- 38 — la fréquence
- 39 — la surtension
- 40 — la charge
- 41 — la ch. de pointe
- 42 — la prise de courant, le captage de c.
- 43 — le courant moyen
- 44 — la surcharge
- 45 — le dispositif de signalisation
- 46 — le d. de protection, le d. de sécurité
- 47 — le système de distribution
- 48 — le coupe-circuit, le fusible
- 49 — la borne
- 50 — le câble
- 51 — le conducteur, le câble, le fil
- 52 — le système d'allumage
- 53 — le s. de démarrage
- 54 — le démarreur
- 55 — le d.-génératrice, la génératrice-starter, la g.-d.
- 56 — le convertisseur, la commutatrice
- 57 — le c. semi-conducteur, le c. stationnaire
- 58 — le c. rotatif, la commutatrice
- 59 — le regulateur de tension
- 60 — le r. de t. à pile de charbon

WCT/26/K/78

K.D.

## O możliwościach utworzenia silniejszego lotnictwa w Polsce przed 1939 r.

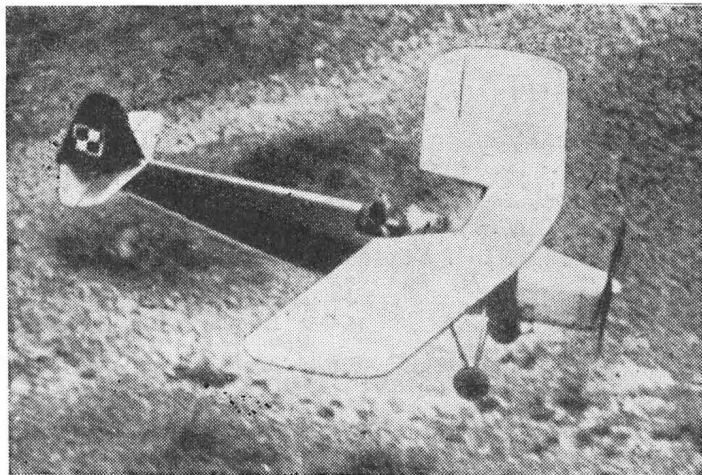
KAZIMIERZ SŁAWIŃSKI

**Polemika z artykułem A. Glassa Czy polskie lotnictwo mogło być silniejsze w 1939 r. Poglębiono analizę możliwości utworzenia lotnictwa łącznikowego, poddano w wątpliwość potrzebę lotnictwa obserwacyjnego, wskazano na możliwości zorganizowania lotnictwa sanitarnego i realność utworzenia nocnego lotnictwa bombowego. Przeprowadzono analizę realności utworzenia silnego lotnictwa myśliwskiego z punktu widzenia możliwości kadrowych, lotniskowych i transportu samochodowego.**

### Lotnictwo łącznikowe

Artykuł Czy polskie lotnictwo mogło być silniejsze w 1939 r. A. Glassa (TLiA nr 11/77) pomimo zasadniczej zgodności z moim artykułem zamieszczonym w TLiA nr 10/77 wymaga pogłębienia poglądów, zaś inne budzą pewne kontrowersje.

Całkowicie zgadzam się z Autorem, że lotnictwo łącznikowe powinno być organizowane przez aerokluby. Określenie liczby pilotów turystycznych (jak wówczas nazywano pilotów sportowych) jest dość trudne. W aeroklubach było ich zarejestrowanych ponad 600, ale w tej liczbie znajdowali się absolwenci PWLot, którzy nie mieli licencji, oficerowie rezerwy i zawodowcy, latający w aeroklubach dla sportu,



Rys. 1. Samolot łącznikowy RWD-8

pracownicy przemysłu lotniczego i inni podlegający mobilizacji. Przypuszczam, że będę bliski prawdy, przyjmując liczbę ok. 100 pilotów sensu strikte turystycznych. Poziom ich wyszkolenia był na ogół wysoki. Przypomnijmy, że od kilku lat przed wojną lotnicze zawody krajowe i regionalne organizowano jako m. in. sprawdzian wyszkolenia pilotów turystycznych pod względem ich przydatności dla lotnictwa wojennego. Do programu każdego zawodowca wchodziły loty nawigacyjne połączone z wyszukiwaniem znaków w terenie, ze zmianami kursów, lądowaniami na małych lądowiskach, a bardzo często zawody kończyły się lądowaniem na punkcie ze stojącym śmigłem. Pod względem opanowania nawigacji wzrokowej piloci turystycy nie ustępowali pilotom wojskowym, a w opanowaniu techniki lądowania na przygodnych terenach, niejednokrotnie ich przewyższali. Najpopularniejszy polski przedwojenny samolot RWD-8 idealnie nadawał się do pełnienia w czasie wojny funkcji samolotu łącznikowego. Podstawową jednostką lotnictwa łącznikowego był pluton w etatowym składzie: 3 samoloty RWD-8, 1 samochód ciężarowy, 1 osobowy, 3 pilotów (w tym jeden dowódca plutonu), 3 podoficerów i 10 szeregowców. Ile tego rodzaju plutonów mogłyby na wypadek wojny wystawić aerokluby jest sprawą dalszą. Liczba ta byłaby zależna od potrzeb i możliwości technicznych. Najistotniejsze byłoby aby w porozumieniu z władzami wojskowymi, władze lot-

nictwa cywilnego opracowały w odpowiednim czasie elaboraty MOB lotnictwa łącznikowego i włączyły je do ogólnego planu mobilizacyjnego. Uniknięto by chaosu towarzyszącego każdej improwizacji, ekonomicznie zagospodarowano by personelem latającym i technicznym aeroklubów oraz sprzętem latającym i pomocniczym. Dlaczego tego nie zrobiono skoro lotnictwo sportowe miało tworzyć rezerwy lotnictwa wojennego.

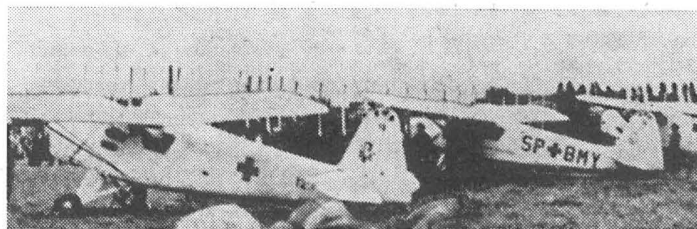
### Lotnictwo łącznikowo-obserwacyjne

Nie przemawia do mnie koncepcja lotnictwa obserwacyjno-łącznikowego. Jest to nic innego, jak krytykowane przeze mnie lotnictwo towarzyszące w znacznie gorszym wydaniu. Autor powołuje się na siły powietrzne USA i Wielkiej Brytanii używające nie uzbrojonych samolotów sportowych do rozpoznania pola walki. W skład II Polskiego Korpusu we Włoszech wchodził 663 Dywizjon Samolotów Artylerii. Dywizjon został wyposażony w nie uzbrojone samoloty Auster, których zadaniem było kierowanie ogniem artylerii. Załogę stanowił oficer artylerii przeszkolony w pilotażu. Z tego to zasadniczego powodu, nie mogło być mowy o formowaniu załóg spośród personelu aeroklubowego.

Do roli samolotów pola walki (czyli jak je nazywa Autor lotnictwa obserwacyjno-łącznikowego) nadawały się nie RWD-8 a RWD-13. RWD-8 miały ciasną kabinę, praca pilota-obszernika przedstawiała się w niej bardzo problematycznie. Nie było również miejsca na spadochron. Można wymagać od lotnika aby w czasie wojny latał na samolocie nie uzbrojonym, ale nie można wymagać aby nad polem walki latał bez spadochronu. Samoloty tego rodzaju działały nad własnym terenem podpatrując z wysokości 100 do 150 m co się dzieje u nieprzyjaciela. Muszą one mieć dobrą widzialność i możliwie najmniejszą prędkość minimalną (Auster miał 65 km/h). Istota jednakże problemu tkwi gdzie indziej. Samoloty pola walki wchodziły w skład wojsk lądowych, a nie sił powietrznych. Tak napewno było w W. Brytanii i w Polskich Siłach Powietrznych na Zachodzie, wszystkie koszty związane z zakupem i eksploatacją samolotów pola walki obciążały wojska lądowe. Tak powinno być i u nas przed wojną. Jeżeli potrzebne były nam samoloty pola walki, to powinny je zakupić i eksploatować Departamenty Artylerii, Piechoty czy też Kawalerii, nie obciążając i tak skromnego budżetu Dowództwa Lotnictwa. Czy w warunkach wojny manewrowej, a nawet błyskawicznej, którą zakładaliśmy w przyszłości, toczony przy przewadze lotnictwa przeciwnika i słabej OPL niemieckiej, samoloty pola walki mogły odegrać rolę, jest sprawą wysoce kontrowersyjną. Pamiętajmy, że na zachodzie i południu front stabilizował się na długie okresy i wtedy używano samolotów pola walki. Należy również wziąć pod uwagę warunki meteorologiczne. U nas przez większą część roku panuje pogoda z mglistym mało przejrzystym powietrzem, na Zachodzie odwrotnie.

### Lotnictwo sanitarne

Co do samolotów RWD-13 znajdujących się w aeroklubach, to widziałbym ich zastosowanie w lotnictwie sanitarnym. Pomimo, iż mieliśmy kilka udanych konstrukcji samolotów sanitarnych, lotnictwa sanitarnego w ścisłym tego



Rys. 2. Wojskowe i cywilne samoloty sanitarne RWD-13



słowa znaczeniu nie mieliśmy. Sądzę, że nic nie stało na przeszkodzie aby z aeroklubowych RWD-13 sformować, na tej samej zasadzie co lotnictwo łącznikowe, plutony lotnictwa sanitarnego. Tym bardziej, że samoloty RWD-13 oprócz wersji turystycznej produkowano również w wersji sanitarnej (RWD-13 s).

### Nocne lotnictwo bombowe

Autor porusza bardzo istotny problem nocnego lotnictwa bombowego. Regulamin Lotnictwa bardzo obszernie traktował loty nocne (zarówno bombowe, jak i rozpoznawcze). Autor myli się twierdząc, że w lotach nocnych szkolili się wyłącznie załogi nocnej eskadry myśliwskiej i bombowej w 1 P. Lotn. Od początku lat trzydziestych nocne loty trenowano we wszystkich pułkach lotniczych. Latały załogi eskadr liniowych, towarzyszących a również i myśliwcy. Od roku 1934 wprowadzono specjalny dodatek za nocne loty w wysokości 10 zł za godzinę. Był to poważny bodziec materialny, z którego korzystali nie tylko lotnicy służby stałej, ale i rezerwiści powołani na ćwiczenia bądź też odbywający tzw. loty ochotnicze. Intensywność lotów nocnych wyraźnie wzrosła w lipcu i sierpniu 1939 r., z czego wyciągnęliśmy wnioski, że w zbliżającej się wojnie przyjdzie nam dużo latać w nocy. Rzeczywistość okazała się zgoła inna. Po co więc było ponosić od lat znaczne nakłady na loty nocne skoro nie przewidywano ich na wypadek wojny? A, że nie przewidywano — to fakt. Eskadry rozpoznawcze i towarzyszące nie miały na etatowym wyposażeniu nawet tak prymitywnych urządzeń oświetleniowych jak lampy stajenne. W roku 1938 rozwiązano 4 eskadry liniowe (11, 12, 61 i 62), a część załóg przeniesiono do mającego powstać w Warszawie zgrupowania bombowego w 1 P. Lot. Wątpię czy z istniejących w 1938 r. Potezów XXV można było sformować więcej jak 8 eskadr nocnego bombardowania, niemniej rozwiązanie dwóch eskadr w 6 P. Lotn. świadczy o zupełnej bezmyślności. Mając świetnie wyszkolone załogi w nocnych lotach i nie szukać rozwiązania problemu nocnego lotnictwa bombowego, w obliczu nieuniknionego konfliktu zbrojnego, to kompletna beztroska. A przecież do nocnego bombardowania można było zastosować nie tylko stare samoloty liniowe, ale również treningowe PWS-26.

### Lotnictwo myśliwskie

Autor dochodzi do wniosku, iż mogliśmy w ramach tego samego budżetu mieć w roku 1939 ok. 720 samolotów myśliwskich, naruszając przed 1939 r. dwa obowiązujące od lat aksjomaty: zrezygnować z samolotu rozpoznawczego i bombowego. Przebieg drugiej wojny światowej wykazał, że dla państw średniej wielkości toczących wojnę obronną jest to niezbędne, jeżeli chce się wojnę prowadzić jak najdłużej. Wykazała to miniona wojna, ale szykując się do przyszłej wojny, należy patrzeć nie tylko wstecz i uczyć się na historii, ale przede wszystkim patrzeć w przyszłość. Polityk i wyższy dowódca wojskowy musi być wizjonerem. Autor słusznie stwierdza, że samolot myśliwski mógł służyć do celów szturmowych i rozpoznawczych.

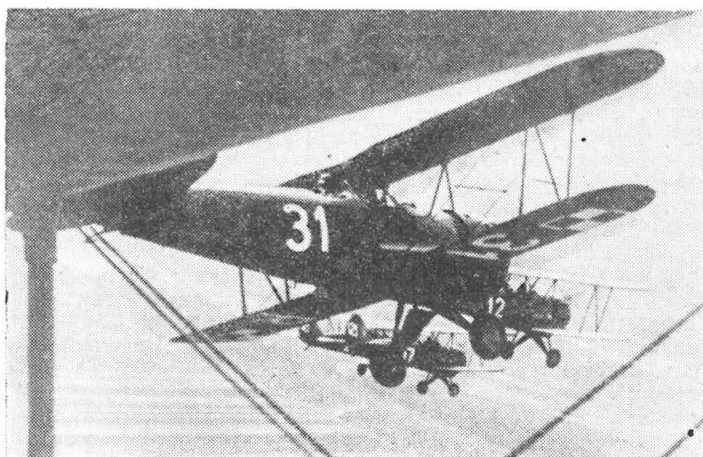
### Infrastruktura

Autor dochodzi do wniosku, że polski przemysł lotniczy był w stanie w ramach przedwojennego budżetu dostarczyć tę liczbę. Ale same samoloty to nie wszystko. Czy nasze możliwości finansowe i przemysłowe były w stanie zapewnić całą infrastrukturę?

Autor widzi 120 samolotów w rezerwie, a 600 w I linii; daje to nam 60 eskadr czyli 30 dywizjonów. Do tego dochodziłoby 8 eskadr nocnych bombowców (ze starych samolotów liniowych) czyli dalsze 4 dywizjony. Ogółem więc posiadalibyśmy 34 dywizjony liczące 68 eskadr. Dla tych eskadr należałoby zapewnić: personel latający, personel naziemny, aparat dowodzenia, transport, bazy i hangary. W sierpniu 1939 r. nasze lotnictwo liczyło 20 dywizjonów w składzie 43 eskadr.

### Personel latający

Etatowy stan personelu latającego (bez rezerwy) wynosił: pilotów 390, obserwatorów 140, strzelców 156 i strzelców-radiotelegrafistów 36, razem 722. W nowej wersji stan wyniósłby: pilotów 680 i obserwatorów 80, razem 760. Z tego bardzo ogólnikowego i szacunkowego zestawienia wynika, że stan liczony zmieniłby się na plus zaledwie o 38 ludzi tj. o 5%. Uległaby zmianie jedynie struktura personelu latającego. Liczba pilotów wzrosłaby o 290, obserwatorów zma-



Rys. 3. Samoloty treningowe PWS-26

lałyby o 60, strzelców o 156 i strzelców-radiotelegrafistów o 36. Ponieważ zmiany struktury organizacyjnej naszego lotnictwa musiałyby trwać kilka lat, byłby czas na wyszkolenie odpowiedniej liczby pilotów. To samo można powiedzieć o personelu naziemnym. Czy starczyłoby nam oficerów na obsadzenie aparatu dowodzenia? Nie trzeba chyba przypominać, że nasza przedwojenna organizacja lotnictwa była zła. Odbiegała bowiem od organizacji wojennej. Załóżmy, że 60 eskadr tworzyłoby 10 brygad myśliwsko-szturmowych po 3 dywizjony i 1 brygadę nocnych bombowców w składzie 4 dywizjonów. Organizacja ich powinna być wojenna, tyle, że częściowo skadrowana i o zmniejszonych stanach. Można założyć, że z dowództw 6 naszych pułków lotniczych i dwóch dowództw grup aeronautycznych dałoby się sformować 11 dowództw brygad. W dalszej kolejności powinny powstać dowództwa 34 dywizjonów. W roku 1939 było 20 dowództw, brakowałoby więc 14. Tu mogłyby zaistnieć pewne trudności, ale z drugiej strony wysuwanie młodych oficerów na stanowiska dowódców dywizjonów i eskadr stawało się poważnym dopingiem.

### Lotniska

Bardzo poważnym problemem była sprawa lotnisk. Jeżeli dla rozpatrywanej przez nas rozbudowy lotnictwa niezbędna okazałaby się budowa szeregu nowych lotnisk, to cały ten plan wzięłby w łeb. Nie zmieściłby się bowiem w budżecie. W sierpniu 1939 r. nasze lotnictwo wojskowe dysponowało 11 lotniskami. Ich stan i wielkość, a co za tym idzie stopień wykorzystania, był różny. Dwa lotniska (Dęblin i Krosno) zajmowały szkolnictwo, pozostałe jednostki bojowe, dopuszczając do ruchu samoloty cywilne. Na lotniskach tych stały 43 eskadry różnego typu, co odpowiada prawie 22 dywizjonom po dwie eskadry. Biorąc pod uwagę, że Łosie i Karasie zajmowały znacznie więcej miejsca od samolotów myśliwskich, że największe polskie lotnisko Małaszewicze nie było jeszcze zajęte przez jednostkę bojową, można założyć, że na istniejących polskich lotniskach pomieściłoby się przed wojną 30 do 32 dywizjonów myśliwskich i nocnego bombardowania. Pozostałe 2 do 4 dywizjonów można by było umieścić na lotniskach aeroklubowych nie zawsze w pełni wykorzystanych. I tak np. na dużym lotnisku w Grudziądzu, po przeniesieniu tamtejszej Szkoły Wyższego Pilotażu do Ułęża (satelitarne lotnisko Dęblina) znajdowała się filia Aeroklubu Pomorskiego licząca dwa samoloty RWD-8. W Inowrocławiu natomiast w dużym hangarze stał jeden samolot RWD-8 Aeroklubu Kujawskiego, również będącego filią Aeroklubu Pomorskiego. Na obu tych lotniskach pomieściłyby się dwa dywizjony. Trudności byłyby z zakwaterowaniem żołnierzy. Tu należałoby zwrócić się o pomoc w budowie koszar do LOPP, który w swoim czasie wybudował dla wojska koszarę przy lotnisku w Bydgoszczy i Radomiu, należącym do Dęblina.

### Transport samochodowy

Duże trudności zarysowałyby się z transportem samochodowym. Polski przemysł motoryzacyjny prawie nie istniał i nie był nawet wykazywany w statystykach światowych. Jedyna polska wytwórnia Państwowe Zakłady Inżynierii zaspakajała potrzeby wojska zaledwie w 17%, a lotnictwa w jeszcze mniejszym stopniu. Na samochody z poboru trudno było liczyć, bowiem w roku 1938 Polska miała zaledwie 6834 ciężarówki (bez wojskowych ale razem ze strażackimi,

traktorami, sanitarkami itp.). Były to pojazdy różnych firm w różnym stanie technicznym bez zapasowych części. Nic dziwnego, że transport samochodowy był piętą Achillesową polskiego lotnictwa w 1939 r. Ponad wszelkie normy przeciążone pojazdy dosłownie rozsypywały się lub grzęzły na zatłoczonych drogach, ograniczając zdolność manewrową rzutów kołowych. Wprawdzie w nowej tu omawianej organizacji odpadał transport ciężkich bomb dla Karasi i Łosi, jak również dużej liczby benzyny dla samolotów bombowych, nie rozwiązałoby to problemu. Pewną pomoc mogła dać likwidacja batalionów balonowych. Jak wiadomo spełniły się przewidywania Dowództwa Lotnictwa i nie odegrały one w wojnie żadnej roli. Bataliony należało rozwiązać kilka lat przed wojną, aby nie obciążały one budżetu lotnictwa. Młodych oficerów można było przeszkolić w pilotażu, a starszych przenieść do personelu naziemnego na stanowiska administracyjne. Podobnie można było zrobić z podoficerami. Drużyny OPL, każda uzbrojona w 3 plotkaemy, byłyby użyte do OPL lotnisk. Balony zaporowe należałyby przekazać wielkim zakładom przemysłowym. Skoro mogły one mieć własną artylerię przeciwlotniczą, to tym bardziej balony zaporowe, których obsługa jest bardzo prosta. Na wypadek wojny dwa bataliony balonowe mobilizowały 6 kompanii balonów obserwacyjnych i 4 kompanie balonów zaporowych, każda kompania miała etatowo 20 samochodów ciężarowych. W sumie do jednostek bojowych

lotnictwa można było przekazać 200 samochodów ciężarowych wraz z kierowcami oraz dwadzieścia kilka samochodów osobowych. W dalszym ciągu istniałby problem transportu samochodowego, tym bardziej, że należałoby odpowiednio zwiększyć służby lotnicze, co w naszych rozważaniach pominięto. Rozwiązać ten problem można było wyłącznie przez import (najlepiej z Francji) samochodów różnego rodzaju. Lotnictwo nasze nie miało cystern, a benzynę wożono w beczkach na samochodach, brakowało samochodów ppoż., lekkich samochodów dla radiostacji (co jest niezbędne w nowoczesnej sieci dozoru), nie było wozów warsztatowych dla niesienia pomocy lądującym w terenie samolotom, nie było specjalnych wozów technicznych do ściągania wraków zestrzelonych samolotów. Gdyby lotnictwo nie otrzymało dotacji dewizowych dla uzupełnienia i modernizacji transportu samochodowego, to raczej należałoby zrezygnować z kilku dywizjonów, niż działać w improwizowanych warunkach. Tylko bowiem sprawnie działające służby techniczne są w stanie zapewnić aby wysiłek personelu latającego nie poszedł na marne.

Tym niemniej program naszkicowany przez A. Glassa, a uzupełniony niniejszymi uwagami był w ogólnym zarysie realny i dałby konkretne korzyści we wrześniu 1939 r. w postaci ograniczenia bezkarności Luftwaffe, a tym samym mniejszych strat wojska i ludności cywilnej oraz zmniejszenia dezorganizacji.

## Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

### Dokumenty VII Kongresu Techników Polskich

W maju br. zostały rozprawdane do organizacyjnych ogniw SIMP, opublikowane przez Naczelną Organizację Techniczną, dokumenty VII KTP. Są to wnioski i uchwały zespołów problemowych (brozura 154 s. druku) oraz uchwała i wnioski generalne (64 s.).

Przypomnijmy tu kilka tez i wniosków generalnych, uchwalonych w zespołach problemowych a ważnych dla branży lotniczej.

● W dziedzinie eksploatacji należy wprowadzić zasadę stałej odpowiedzialności producenta za cały okres użytkowania jego wyrobu. Powinno to znaleźć odbicie w zaangażowaniu producenta w obsługę serwisową i remontową oraz we wprowadzeniu systemu zbierania informacji o zachowaniu się wyrobu w eksploatacji.

● W grupie wyrobów inwestycyjnych należy preferować rozwój sprzętu elektronicznego dla automatyzacji procesów produkcyjnych, łączności oraz komunikacji.

● Rozbudowa i modernizacja bazy technicznej transportu i łączności wymagają koncentracji uwagi na zapewnieniu dalszej integracji tych systemów z całością gospodarki narodowej i życia społecznego, dostosowania warunków rozwoju systemu transportu i łączności do wysokiego tempa rozwoju gospodarczego oraz intensyfikacji przedsięwzięć naukowo-technicznych do osiągnięcia wydatnego postępu w dziedzinie kompleksowej mechanizacji. Realizacja ilościowych i jakościowych zadań wymaga podniesienia rangi bezpieczeństwa i higieny pracy w transporcie przez wzmocnienie kontroli i nadzoru oraz upowszechnienie szkolenia.

● Rozwój lotnictwa cywilnego wymaga: — doskonalenia jego organizacji wewnętrznej, współpracy i koordynacji międzyresortowej oraz zapewnienia niezbędnej integracji,

— stworzenia warunków intensywnego rozwoju lotnictwa usługowego dla pełniejszego zaspokojenia potrzeb krajowych i maksymalnego wykorzystania możliwości

eksportowych, zwłaszcza w zakresie usług agrolotniczych i montażowych,

— wyposażenia lotnictwa komunikacyjnego w sprzęt pozwalający na uruchomienie nowych oraz rozwój istniejących połączeń międzynarodowych i krajowych oraz rozwój transportu towarowego,

— uruchomienia produkcji sprzętu lotniczego, zwłaszcza sanitarnego, dyspozycyjnego, sportowego oraz gospodarczego,

— rozwijania i doskonalenia obsługowo-naprawczej bazy lotnictwa cywilnego, podniesienia poziomu i efektywności jej pracy oraz przystosowania do nowych typów sprzętu,

— zapewnienia w planach przestrzennego zagospodarowania kraju optymalnej lokalizacji lotnisk, uwzględniającej ogólnokrajowe i regionalne potrzeby gospodarcze, społeczne, turystyczne oraz problemy ochrony środowiska i efektywności ekonomicznej.

● Należy rozszerzyć prace badawczo-wdrożeniowe nad tworzywami sztucznymi i żywicami... oraz prowadzić małotonażową produkcję dla zabezpieczenia przemysłów: elektrotechnicznego, elektronicznego i precyzyjnego (należy w tym przypadku uważać, że branża lotnicza stanowi przemysł precyzyjny, przyp. Autora). Niezbędny jest wydatny rozwój dziedziny włókien syntetycznych.

● Decyzję w sprawie zakupu licencji powinna wyprzedzać kompleksowa analiza i ocena możliwości rozwijania danego procesu w warunkach krajowych tak pod względem technologicznym, jak również ufnifikacji technicznej, łącznie z opracowaną analizą ekonomiczną. Analiza ta powinna obejmować m. in. koszty dewizowe związane z koniecznością zakupu licencji towarzyszących i eksploatacją zakupionych urządzeń.

● Należy preferować prace doktorskie i habilitacyjne wykonywane dla potrzeb gospodarki narodowej oraz popierać niestacjonarne studia doktoranckie dla pracowników przemysłu.

W Uchwale Generalnej VII KTP znalazły się następujące ważne stwierdzenia i postulaty ogólne.

● VII Kongres Techników Polskich stwierdza, że rosnące znaczenie społeczne pracy

inżynierów wymaga wzrostu poczucia własnej odpowiedzialności za jej efekty.

● Twórczość techniczna wymaga prawa do ryzyka... Ryzyko staje się elementem towarzyszącym każdej twórczej działalności.

● Wybitny inżynier powinien mieć zapewnioną możliwość awansu materialnego i prestiżowego nie tylko dzięki pełnionym funkcjom kierowniczym.

● Koła zakładowe stowarzyszeń naukowo-technicznych i komitety zakładowe NOT powinny stworzyć skuteczny mecenat nad młodymi kadrami.

● VII Kongres Techników Polskich zwraca uwagę władzom NOT na konieczność poświęcenia większej niż dotąd uwagi na rozwój i bardziej prawidłowe programowanie treści czasopiśmiennictwa technicznego... Należy dążyć do tworzenia silnych periodyków obsługujących poszczególne dziedziny techniki, gwarantujących ich integracyjne oddziaływanie na pokrewne branże i specjalności.

● Władze NOT i zrzeszonych w niej stowarzyszeń powinny inspirować kształtowanie systemu zapewniającego skuteczne pilotowanie i wdrażanie wartościowych projektów wynalazczych.

● VII Kongres Techników Polskich zwraca się do wszystkich aktywistów stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT... z wyrazami szacunku i uznania za ich codzienną, twórczą, społeczną działalność.

● VII Kongres TP stwierdza, że szczególnie ważnym zadaniem stowarzyszeń jest aktywizacja działalności społecznej inżynierów i techników w zakładach pracy.

### Porozumienie o współpracy

SIMP zawarł porozumienie o współpracy z Jugosłowiańskim Związkiem Inżynierów i Techników Mechaników i Elektrotechników SR SRBIJE). Porozumienie przewiduje wymianę specjalistów obu stron, wymianę czasopism, jak również wzajemne informacje dotyczące działalności, struktury organizacyjnej oraz ważniejszych uchwał podejmowanych w obu stowarzyszeniach.

W. Z.

WAŚKOWSKI W.

#### **Aufgaben und Zukunft von Schulungsflugzeugen in Luftnahunterstützungsversion (II)**

In dem Beitrag werden die Entwicklungsgeschichte der Schulungsflugzeuge für die taktische Unterstützung sowie einige Typen der I. Generation dieser Flugzeuge dargestellt. Besondere Aufmerksamkeit wird der Flugzeugreihe Aeromacchi MB-326 geschenkt, die für die typische Entwicklung der Verbesserung jeder nächsten Flugzeugversion repräsentativ ist.

LEWITOWICZ J., BORGON J., STELMASZCZYK Z., ZĄBKOWICZ W.

#### **Einige Untersuchungsprobleme an Flugzeugen**

Ausgewählte Untersuchungsprobleme an Flugzeugen mit besonderer Berücksichtigung der Turbinen-Flugmotore, sowie Probleme der heutigen Diagnostik und Prognose über die Betriebsfähigkeit, Messanordnungen und Betriebssicherheitsuntersuchungen sind Gegenstand der Erwägungen in diesem Beitrag.

PYTLEWSKI Z.

#### **Einfluss von Flugzeugkonstruktionsteilen auf die Bodenhaftung des Reifens**

Die Vergrößerung der Bodenhaftung des Reifens auf der Flugplatz-Fahrbahndecke ist von der Verminderung der Bewegungsgeschwindigkeit abhängig. In dem Beitrag werden die Baumethoden einer Fahrbahndecke mit optimaler Rauigkeit, Trockenheit und Sauberkeit und die mit der Ausführung und Betriebserhaltung zusammenhängende Schwierigkeiten sowie Konstruktionsänderungen am modernen Flugzeug erörtert, die zu einer besseren Bodenhaftung des Reifens führen.

JAROMINEK W., ŻMUDZIŃSKI Z.

#### **Elektroenergetische Knotenpunkte der Flugzeuge — Element (II)**

Im dem Beitrag werden die WES-Lösungen, dh. Lösungen der elektroenergetischen Knotenpunkte der Flugzeuge und die Möglichkeiten ihrer Anwendung in verschiedenen Typen von Flugzeugen beschrieben.



WAŚKOWSKI W.

#### **Задачи и развитие штурмовых вариантов учебно-тренировочных самолетов**

Указана история развития учебно-тренировочных самолетов тактической поддержки и описаны несколько представителей первой генерации указанных самолетов. Особенное внимание уделяется семье самолетов Аэрмакки МБ-326, которая является примером эволюции и усовершенствований очередных вариантов строящихся самолетов.

LEWITOWICZ J., BORGON J., STELMASZCZYK Z., ZĄBKOWICZ W.

#### **Некоторые проблемы испытаний авиационного оборудования**

Описаны некоторые проблемы испытаний авиационного оборудования, на примере авиационных газотурбинных двигателей. Описаны проблемы современной диагностики и прогнозирования пригодности, измерительные системы и испытания на надежность.

RYTLEWSKI Z.

#### **Влияние конструктивных элементов самолета на коэффициент трения покрышки на покрове аэродрома**

В статье указываются методы постройки покрова с оптимальной шероховатостью, сухостью и чистотой, проблемы эксплуатации таких покрышек, а также конструктивные изменения современного самолета связанные с ограничением скорости передвижения на аэродроме и вызванным этим увеличением сцепления покрышек.

JAROMINEK W., ŻMUDZIŃSKI Z.

#### **Электроэнергетические узлы самолетов — Элементы (II)**

В статье указываются конструкции электроэнергетических узлов самолетов и возможности их применения в отдельных типах самолетов.

### **PRENUMERATA**

Prenumeratę przyjmują oddziały RSW „Prasa-Książka-Ruch” i urzędy pocztowe.

Jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje, organizacje i wszelkiego rodzaju zakłady pracy zamawiają prenumeratę w miejscowych oddziałach RSW „Prasa-Książka-Ruch”, w miejscowościach zaś, w których nie ma oddziałów — w urzędach pocztowych.

Czytelnicy indywidualni opłacają prenumeratę wyłącznie w urzędach pocztowych i u doręczycieli.

Przedpłaty są przyjmowane w terminach:

- |                   |  |
|-------------------|--|
| — do 25 listopada | — na rok następny, I kwartał, I półrocze |
| — do 10 marca     | — na II kwartał                          |
| — do 10 czerwca   | — na III kwartał i II półrocze           |
| — do 10 września  | — na IV kwartał                          |

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje RSW „Prasa-Książka-Ruch”, Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto PKO nr 1531-71 w terminach obowiązujących dla prenumeraty krajowej.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest droższa od prenumeraty krajowej o 50% dla zleceniodawców indywidualnych i o 100% dla zlecających instytucji i zakładów pracy.

Cena prenumeraty krajowej:

- |             |            |
|-------------|------------|
| — kwartalna | — zł 60,—  |
| — półroczna | — zł 120,— |
| — roczna    | — zł 240,— |

Vickers-Slingsby Vega ● Wik. Brytania ●

Szybowiec klasy standard

Firma Vickers-Slingsby (dawna Slingsby) pierwsza wykorzystala nowe przepisy budowy szybowców zawodniczych stosując klapy na swym nowym szybowcu klasy standard nazwanym Vega. Firma przyznaje otwarcie, że przy projektowaniu szybowca opierano się na niektórych rozwiązaniach fińskiego szybowca PIK 20B, zachodniemieckiego Glasflügel Mosquito i polskiego Jantara.

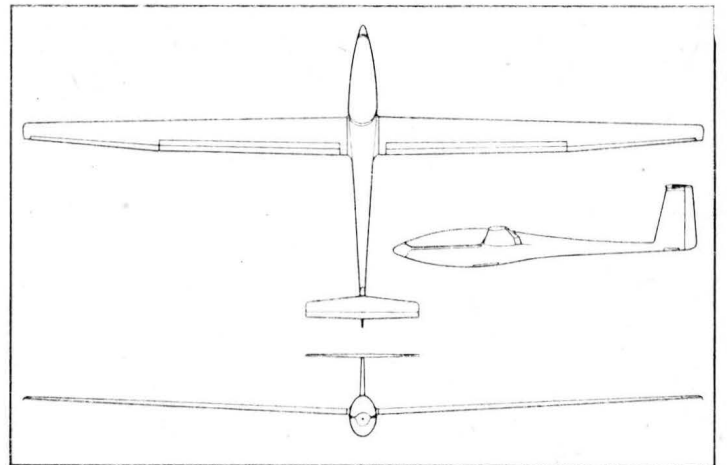
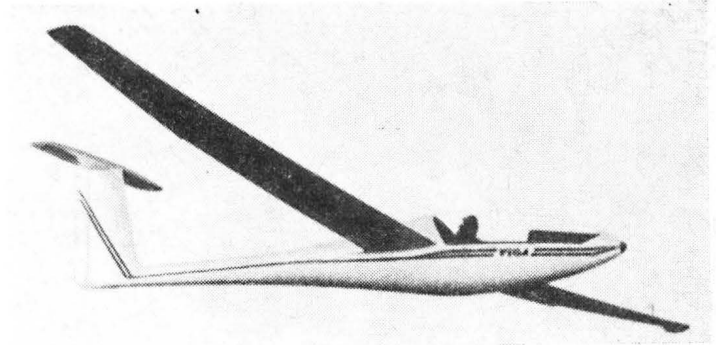
Wolnonośny płat szybowca Vega jest umieszczony w ten sposób, że jego dolna powierzchnia znajduje się na linii środkowej kadłuba. Ma on profil Wortmann FX-67-K-150, klapy z hamulcami aerodynamicznymi i lotki. Klapy sterowane są za pomocą układu z jednym przegubem, a ich zakres wychyleń — przy zablokowanych hamulcach — wynosi od  $-8^\circ$  do  $+8^\circ$ , przy czym wychylenie można zmieniać co  $0,5^\circ$ . Położenie klap jest pokazywane na kwadracie dźwigni. W warunkach przelotowych klapy/hamulce są wychylane wspólnie z lotkami, natomiast przy całkowitym wychyleniu klap do dołu lotki ustawiane są w położeniu neutralnym. Obrys skrzydeł, podobny do obrisu skrzydeł szybowców PIK i Mosquito, starano się jak najbardziej zbliżyć do eliptycznego, z jednym tylko załamaniem krawędzi spływu. Konstrukcja płata jest jednodźwigarowa z dźwigarem wykonywanym z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym. Odchylone do dołu końcówki skrzydeł są zabezpieczone metalowymi nakładkami. Masa płata wynosi 118 kg. W skrzydłach znajdują się plastikowe zbiorniki na 100 kg balastu wodnego.

Półskorupowy kadłub szybowca jest wykonany — podobnie jak innych szybowców tej klasy — z tworzywa zbrojonego włóknem szklanym. Ma on prawie taki sam kształt jak kadłub budowanego przez Slingsby z licencji szybowca Glasflügel Kestrel, z charakterystycznym przewężeniem mającym na celu zmniejszenie obszaru oderwania na przejściu kadłub-skrzydło. Służy temu również profil o 15% grubości u nasady skrzydła. Jednocześnie odrzuca osłonę kabiny jest odchylana do tyłu, przy czym w położeniu otwartym jest podparta przez wypełniony sprężonym powietrzem zastrzał, a w położeniu zamkniętym uszczelnia ją nadmuchiwany przewód. Kabina mieści pilota o wzroście 1,95 m, zapewniając dosyć miejsca na bagaż i butlę tlenową o pojemności 610 l.

Wolnonośne usterzenie ma układ T.

Prototyp szybowca Vega latał po raz pierwszy 3 czerwca 1977 r. Produkcja seryjna ma być uruchomiona w najbliższym czasie. Do maja 1978 r. napłynęły 53 zamówienia z pięciu krajów.

Dane techniczne: rozpiętość 15,00 m; długość 6,72 m; powierzchnia nośna 10,05 m<sup>2</sup>; wydłużenie płata 22,4; masa własna 234 kg; maksymalna masa startowa 440 kg; prędkość maksymalna 249 km/h; prędkość maksymalna w burzliwej atmosferze 195 km/h; prędkość maksymalna przy holowaniu 148 km/h; maksymalna prędkość startu za wyciągarką 130 km/h; prędkość przeciągnięcia 76 km/h dla maksymalnej masy startowej i 64 km/h dla masy startowej 306 kg; maksymalna doskonałość 42 przy 111 km/h dla maksymalnej masy startowej i 40,5 przy 93 km/h dla masy startowej 306 kg; doskona-



łość przy 167 km/h 32 dla maksymalnej masy startowej i 25 dla masy startowej 306 kg; minimalne opadanie 0,67 m/s przy 82 km/h dla maksymalnej masy startowej i 0,57 m/s przy 67 km/h dla masy startowej 306 kg.

W.K.

NIPPI NP-100A Albatros ● Japonia ●

Dwumiejscowy motoszybowiec z napędem wentylatorowym

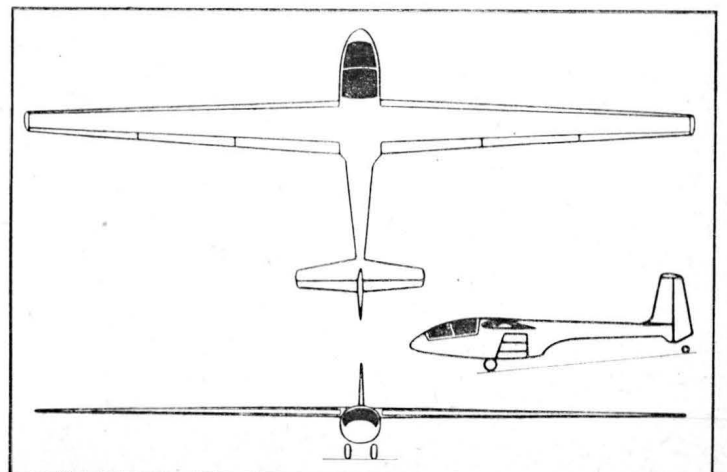
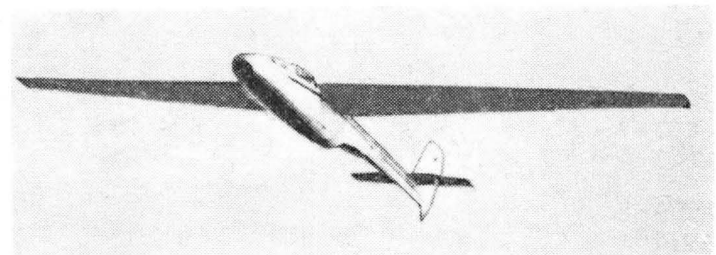
25 grudnia 1975 r. wystartował do pierwszego lotu japoński dwumiejscowy motoszybowiec z zabudowanym wewnątrz kadłuba wentylatorem napędowym. Jest on przeznaczony do celów czysto sportowych i zapewnia w locie bezsilnikowym te same własności pilotażowe, co zwykły szybowiec. W przeciwieństwie do motoszybowca Sirius oraz samolotów Fantrainer i Fauliner motoszybowiec Albatros ma w ten sposób zabudowany wentylator, że jego wylot jest całkowicie otwarty, co zmniejsza straty ciągu.

Motoszybowiec ma wolnonośny, umieszczony na grzbiecie kadłuba płat z profilem Wortmanna FX-67-K-170. Konstrukcja płata jest całkowicie metalowa z pojedynczym dźwigarem na 40% ciężki. Kryte blachą klapy wychylane są również do góry. Metalowy półskorupowy kadłub maabinę z dwoma miejscami obok siebie i z odchylaną do tyłu osłoną. Metalowe wolnonośne usterzenie o układzie klasycznym można łatwo zdemontować usuwając tylko jeden sworzeń. Koła główne są chowane, do przodu, w sposób mechaniczny; kółko ogonowe jest sprzężone ze sterem kierunku.

Napęd prototypu motoszybowca stanowi dwutaktowy trzycylindrowy silnik motocyklowy Kawasaki H2 o mocy 44,7 kW (pojemność 748 cm<sup>3</sup>) przy 6000 obr/min. Okna wlotowe po obu stronach kadłuba zamykane są „weneckimi” żaluzjami, sprzężonymi z instalacją rozruchową silnika w ten sposób, że przy zamkniętych żaluzjach rozruch silnika nie jest możliwy. Silnik napędza czteropłatowy drewniany wentylator o średnicy 0,6 m. Zbiornik paliwa o pojemności 40 l. Motoszybowce seryjne będą mieć płaski czterocylindrowy silnik NIPPI o mocy 50,7 kW przy 6000 obr/min.

Dane techniczne: rozpiętość 18,0 m; długość 8,0 m; wysokość 2,2 m; powierzchnia skrzydła 18,0 m<sup>2</sup>; wydłużenie skrzydła 18; rozstaw podwozia 0,70 m; baza podwozia 5,34 m; masa własna 410 kg; maksymalna masa startowa 600 kg; maksymalne obciążenie płata 33,3 kg/m<sup>2</sup>; maksymalne obciążenie mocy 13,42 kg/kW. Osiągi przy masie startowej 600 kg z napędem: prędkość maksymalna n.p.m. 160 km/h; maksymalna prędkość przelotowa n.p.m. 120 km/h; prędkość ekonomiczna n.p.m. 90 km/h; prędkość przeciągnięcia z kłapami wychylonymi 65 km/h; maksymalne wznoszenie n.p.m. 2 m/s; długość startu na 15 m 600 m; długość lądowania z 15 m 400 m; zasięg przy 110 km/h 200 km; długotrwałość lotu przy 90 km/h 2 h. Osiągi przy masie startowej 600 kg bez napędu: maksymalna doskonałość 30; prędkość przy maksymalnej doskonałości 90 km/h; minimalne opadanie 0,8 m/s; prędkość przy minimalnym opadaniu 83 km/h.

W.K.



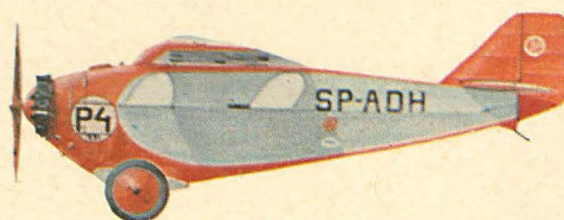


# SAMOLOTY SPORTOWE RWD

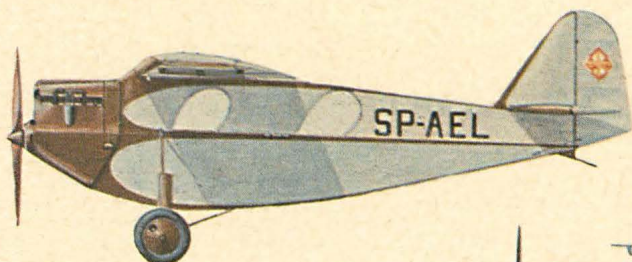
ID-2 bis



RWD-2



RWD-4



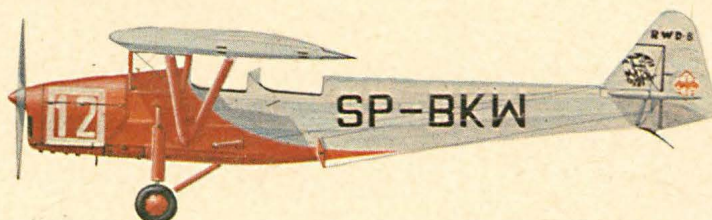
RWD-5



RWD-6



RWD-8



RWD-10

