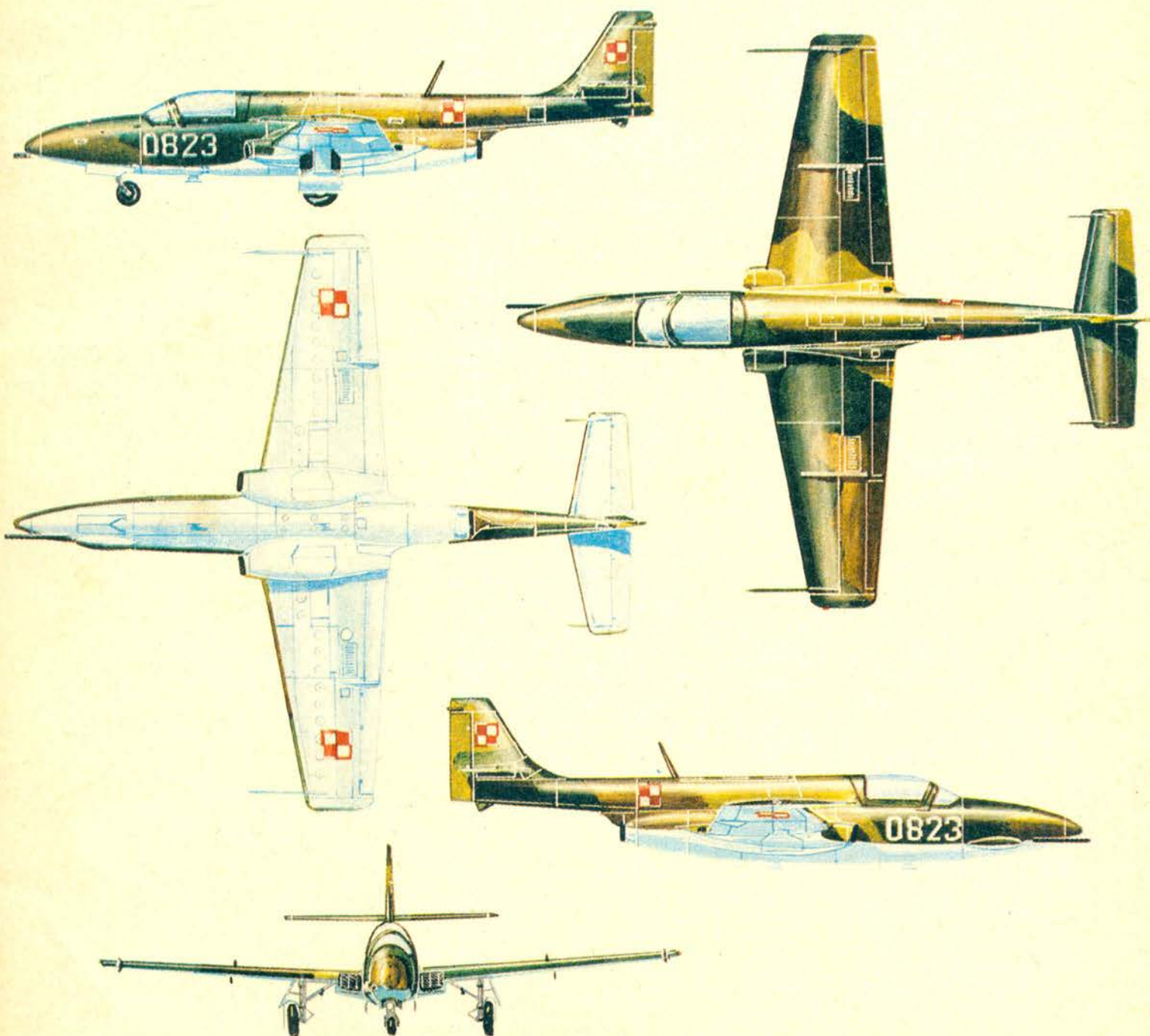


TECHNIKA

7-8' 75

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● С 17 по 19 марта состоялась в Институте Авиации I Научнотехническая конференция посвященная проблемам эргономики в авиации, т.е. проблемам приспособления машин и механизмов для обслуживания человеком.

● Следует полагать, что **Постройка нового**, большого трансконтинентального аэродрома **Врона**, севернее города Модлин (**вблизи Варшавы**) уже решена. Предусматривается постройка быстроходной городской железной дороги для соединения аэропорта Врона с центром города вблизи Центрального Вокзала, а также с аэродромом Окенце.

● Вскоре будет принято **решение о постройке аэропорта** для районов Сленск-Краков. Аэропорт будет расположен примерно на равном расстоянии от Кракова и Катовиц.

● Управлением Воздушного Движения и Коммуникационных Аэродромов (ZRLiLK) **изменена структура организации аэропортов** в Польше. Новая схема дает начальникам портов большие возможности принимать самостоятельные решения.

● В Риме был подписан **договор между Польшей и Италией** о воздушном сообщении. Раньше воздушное сообщение между двумя странами было основано на временных договорах.

● В апреле месяце Польские Авиалинии ЛЕТ открыли воздушное сообщение **Варшава-Бенгази** (Либия), а также сообщение Варшава-Лион. ЛЕТ имеет регулярные рейсы в 32 страны на четырех континентах.

● Так как американское правительство до сих пор не согласилось на регулярные рейсы польских самолетов в г. Чикаго, здешнее представительство ЛЕТ-а, управляемое инж. Я. Выгановским, собирается организовать около двадцати **чартерных полетов Варшава-Чикаго или Варшава-Детроит** или же Кливленд на новых принципах, т.е. для организованных групп пассажиров, заранее уплативших стоимость билетов. Полеты будут совершаться с мая по октябрь. Авиакомпания „Панам“ в текущем году удлинила до Чикаго свою линию Варшава-Нью Йорк (полеты дважды в неделю).

● **Статистика Икао** за 1973 г. указывает, что — Польша имеет договоры о воздушном сообщении с 34 государствами, рейсы совершались в 27 государств.

— В международных регулярных и нерегулярных перевозках (данные в скобках) отдельные страны имели нижеуказанные результаты

Число пассажиров (тысячи)

ПНР — 498 (67), БНР — 272 (406), ЧССР — 430 (257), ГДР — 627 (207), ВНР — 340 (55)

Перевезенный груз (млн ткм)

ПНР — 9,7 (5,6), БНР — 3,0 (15,6), ЧССР — 19,2 (2,0), ГДР — 14,5 (0,7), ВНР — 5,6 (5,6).

● **Перевозки ЛЕТА в прошлом году** были на 6,1% выше чем в 1973 г. Международные перевозки увеличились на 23,9%, внутренние уменьшились на 46,6%. В 1974 г. ЛЕТ перевез 644 тыс. пассажиров в международных рейсах. и 515,7 тыс. на внутренних.

● В 1975 г. **задачи ЛЕТА** возрастают: предполагается перевезти 1400 тыс. пассажиров, из чего 700 тыс. в международных рейсах. Общая стоимость перевозок ЛЕТА за текущий год составит 3,5 млрд зл.

● Приближается начало постройки **Городского Аэровокзала в западном центре столицы**. ГА будет расположен вблизи Центрального Железнодорожного Вокзала.

Комплекс зданий рассчитан на ежедневный поток пассажиров порядка 60—70 тыс. человек.

Кроме Управления Авиалиний ЛЕТ и других учреждений там будет находиться также гостиница на 800 человек.

● The 1st National Scientific — Technical Conference was held at the Aviation Institute, Warsaw, from 17 to 19 March, 1975. The conference was devoted to **human engineering in aviation**, that is, the art and science of relating man to his machines and systems.

● It is generally believed that the construction of a **Wrona intercontinental airport**, north of Modlin, has been settled. Plans for the new airport include a connection by expressways with the Central Railroad Station in Warsaw and the Okęcie-Warszawa airport.

● A decision is bound to be taken in the nearest future as to the construction of a **big airport for the Silesian and Cracow communities**. The airport will be located midway between Katowice and Cracow.

● **Poland and Italy have signed an agreement** in Rome covering air transport between the two countries. Up till now air transport between the two countries has been based on periodically renewed concessions.

● In April, the Polish Airlines LOT started services over the routes **Warszawa — Benghazi** in Libya and **Warszawa — Lyon**.

● The LOT's office in Chicago has planned to organize 20 **charter flights from Warszawa — Chicago or Warszawa — Detroit or Cleveland**. The flights are organized between May and October.

● According to the 1973 ICAO statistics, **Poland concluded air traffic agreements with 34 countries** covering with its air network 27 countries. The Polish Airlines LOT carried 498 thousand passengers on scheduled flights and 9.7 million TKm of cargo.

● Polish Airlines LOT reports an **increase in air transport for 1974** by 6.1% compared with the previous year. Traffic on foreign routes increased by 23.9% and on domestic routes dropped by 46.6%. In 1974, LOT carried 644 thousand passengers on foreign routes and 515,7 thousand on the domestic.

● **LOT has planned for 1975** to increase its transport tasks by 16.6% compared with 1974. The carrier expects to carry 1.400 thousand passengers, including 700 thousand on foreign routes and 19 thousand tons of freight. The total value of the air traffic will amount to 3.5 billion zlotys.

● Miami in Florida was the place of the **first Chopin competition** organized for the first time in the U.S.A. **The LOT's office in New York** was a co-organizer of the enterprise. LOT offered three air tickets free of charge on the New York — Warszawa route to the prize-winners of the American competition who represented the U.S.A. at the Chopin International Competition in Warsaw.

● A research vessel of the Marine Institute of Fishing, the r/v „Professor Siedlecki”, has been equipped with a **satellite navigation system** by British Redifon Company. The system permits to determine the position of a craft every 8 seconds to within 200 — 300 m. The vessel has a specially programmed computer installed aboard which operates with 6 satellites orbiting the earth along meridians.

Adres Redakcji:

02-668 Warszawa, Al. Lotników 19 m 4

Tel. 43-59-38

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
Aktualne problemy budowy i eksploatacji maszyn transporto- wych (TRYBUNA LOTNIKÓW)	1
CO PISZĄ INNI	3 i 46
STATYSTYKA LOTNICZA: Samoloty rolnicze — produkcja i ce- ny. Samoloty lokalnego transportu — produkcja i ceny	6
Śmigłowiec SA-360 Dauphin (CIEKAWY KONSTRUKCJE)	7
W. Waśkowski: Rozwój koncepcji samolotu myśliwskiego. Część II (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	12
J. Czownicki: Zadania małego transportu lotniczego w Polsce (PROBLEMY LOT)	17
KARTOTEKA TLiA: PIK 20	23
Rockwell Thrush Commander 800	25
POMOCE KONSTRUKCYJNE 37: Obliczanie płyt wzmocnionych blachą falistą	27
S. Wielgus: Propozycje unowocześnienia układu kabiny śmigłowca	29
J. Żmihorski: Niektóre kryteria doboru filtrów dla hydrauliki lotniczej i specjalnej	32
J. Smoleński: Czynniki rozwoju portu lotniczego (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	37
W. Stafiej: Obciążenia usterzeń szybowca przy wychyleniu steru z uwzględnieniem podatności napędów	41
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	44
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 33: Technologia	45
W NASTĘPNYM NUMERZE	46
ERRATA	46
A. Glass: Szybowiec wyczynowy B-38 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	47

Na okładce: Samolot TS-11 Iskra — rys. K. Cieślak

<p>WYDAWNICTWA                  CZASOPISM                  TECHNICZNYCH NOT</p> <p>Warszawa,                  Czackiego 3/5</p>	<p><b>Redaktor naczelny:</b>                  mgr inż. Andrzej Glass</p>
	<p><b>Sekretarz Redakcji:</b>                  Zofia Rubini</p>
	<p><b>Redaktorzy działowi:</b>                  mgr inż. K. Dąbrowski, mgr inż. A. Gołędzi-                  nowski, mgr inż. A. Kardymowicz, dr inż. J.                  Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż.                  W. Zaremba</p>
	<p><b>Rada Programowa:</b>                  mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr                  inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr                  inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński,                  mgr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr                  inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż.                  R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, inż. R. Wo-                  liński</p>

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. nr 2, W-wa. Zam. 270. Nakład 3600 egz.  
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.  
 Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697.

Papier druk. sat. kl. IV 70 g. A1. B-81.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—.

Prenumerata roczna zł 144.

INDEKS 38006/37909

## Новости из Польши

- С 17 по 19 марта состоялась в I Научно-техническая конференция по темам эргономики в авиации, т.е. проблем машин и механизмов для обслуживания.
  - Следует полагать, что Постройка трансконтинентального аэродрома Вро Модлин (вблизи Варшавы) уже решается постройкой быстроходной дороги для соединения аэропорта Врона вблизи Центрального Вокзала, а также Окенце.
  - Вскоре будет принято решение о планах для районов Сленск-Краков. Аэропорт примерно на равном расстоянии от Кракова.
  - Управлением Воздушного Движения национальных Аэродромов (ZRLiLK) и организации аэропортов в Польше, начальникам портов большие возможности самостоятельные решения.
  - В Риме был подписан Договор и Италией о воздушном сообщении. сообщение между двумя странами временных договоров.
  - В апреле месяце Польские Авиалинии воздушное сообщение Варшава-Бенгази сообщение Варшава-Лион. JET имеет в 32 страны на четырех континентах.
  - Так как американское правительство согласилось на регулярные рейсы в Чикаго, здешнее представительство инж. Я. Выгановским, собирается двадцати чартерных полетов Варшава-Детроит или же Кливленд на т.е. для организованных групп пассажиров. Стоимость билетов. Полеты с мая по октябрь. Авиакомпания „L" в этом году удлинит до Чикаго свою линию (полеты дважды в неделю).
  - Статистика Икао за 1973 г. указывает — Польша имеет договоры о воздушном сообщении с государствами, рейсы совершались — В международных регулярных и нерегулярных полетах (данные в скобках) отдельные нижеуказанные результаты

Число пассажиров (тысячи)
ПНР — 498 (67), БНР — 272 (406),
ГДР — 627 (207), ВНР — 340 (55)
Перевезенный груз (млн ткм)
ПНР — 9,7 (5,6), БНР — 3,0 (15,6),
ГДР — 14,5 (0,7), ВНР — 5,6 (5,6).

  - Перевозки JETa в прошлом году в среднем в 1973 г. Международные перевозки 23,9%, внутренние уменьшились на 46% перевоз 644 тыс. пассажиров в международном сообщении и 515,7 тыс. на внутренних.
  - В 1975 г. задачи JETa возмощают перевозить 1400 тыс. пассажиров из международных рейсов. Общая стоимость перевозок в текущий год составит 3,5 млрд зл.
  - Приближается начало постройки ГАЗа в западном центре столицы. ГАЗ вблизи Центрального Железнодорожного Комплекса зданий рассчитан на ежедневную перевозку пассажиров порядка 60—70 тыс. человек.
- Кроме Управления Авиалиний JET в Варшаве там будет находиться также головной офис.

## Present-Day Problems of Transport Aircraft Construction and Operation

This paper presents conclusions from the meeting of the representatives of the Scientific — Technical Section of the Polish Mechanical Engineers' Association, defining the main lines of action aiming at a further development of construction and operation of transport machines.

WAŚKOWSKI W.

### Development of a Concept of a Fighter Plane (Part Two)

In the second part of the paper, the author presents criteria of selection of a light fighter plane, presents and compares such airplanes like YF-16, Dassault F-1E and SAAB Viggen.

CZOWNICKI J.

### Tasks of Light Air Transport in Poland

The author analyses types of services of the light transport, demands made to aircraft, types of aircraft which should be used for such purposes and organizational forms of the light air transport.

WIELGUS S.

### Proposals for the Modernization of a Helicopter Cockpit Layout

This paper discusses the present-day layout of a helicopter cockpit and gives proposals of its casual modernization and the most advantageous solution of the cockpit of future helicopters.

CISZEWSKI A., RADOMSKI W.

### Actual Situation and Development Prospects of Magnesium and Its Alloys

This paper gives a characteristics of magnesium and its alloys as structural materials. Chemical composition, application, physical and mechanical properties of Polish, Soviet and American magnesium alloys are tabulated.

ŻMIHORSKI J.

### Criteria of Filter Selection for Aircraft and Special Hydraulics

Kinds and consequences of impurities occurring in hydraulic systems are discussed. The used systems of filtration and basic criteria of their selection are given.

SMOLEŃSKI J.

### Airport Development Factors

This is the six paper from the series dealing with problems of airports in the modern world (based on J. V. Block's book "Airports and Their Surroundings") which describes development factors of an airport.

STAFIEJ W.

### Loads of a glider tail unit with extended elevator considering the linkage flexibility

The effect of linkage flexibility and deformability of the fuselage rear part on the magnitude of tail unit loads caused by control surfaces travel is described. The utilization of the results of stiffness measurements carried out on a prototype are given.

GLASS A.

### B-38 Performance Sailplane

This paper presents the history of development, description and technical data of the B-38 performance sailplane designed by M. Blaicher and built in 1939. It was the first sailplane with Fowler flaps in Poland and one of the first in the world.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXX LIPIEC-SIERPIEŃ 1975

# TECHNIKA

# 7-8

# lotnicza

# i ASTRONAUTYCZNA

**TRYBUNA LOTNIKÓW**

**VII ZJAZD PZPR • VII KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH**

## Aktualne problemy budowy i eksploatacji maszyn transportowych

**Wnioski z referatu wygłoszonego na Walnym Zgromadzeniu Komitetu Koordynacyjnego Budowy i Eksploatacji Maszyn Transportowych — Warszawa 10.IV 1975 r.**

Jednym z bardzo ważnych czynników warunkujących prawidłowy rozwój gospodarki jest sprawnie działający transport. Dobre funkcjonowanie transportu uzależnione jest przede wszystkim od sprawności sprzętu transportowego i ekonomii jego użytkowania.

Sekcje naukowo-techniczne SIMP wchodzące w skład Komitetu Koordynacyjnego są związane z transportem, przemysłem środków transportu i ich eksploatacją.

Na podstawie referatów omawiających problemy techniczne poszczególnych sekcji zostały zestawione najważniejsze problemy wymagające rozwiązania. Niewątpliwie osiągnięcia naszego przemysłu są tu pominięte, nie dlatego żebyśmy ich nie dostrzegali czy nie doceniali, ale dlatego, że przy dużym tempie rozwoju techniki trzeba całą uwagę skupić na trudnościach i problemach nierozwiązanych. Ludzi aktywnie zaangażowanych najlepiej mobilizują zadania szczególnie trudne. Dlatego przedstawiamy problemy wymagające największej troski.

### **Rozwój i uporządkowanie spraw zaplecza technicznego.**

Problem ten jest złożony, a jego uporządkowanie wymaga czasu. Konieczna jest tu przede wszystkim stabilizacja, szczególnie jeśli chodzi o rozwojowe zaplecze zakładowe. Stabilizacja ta musi mieć charakter wieloletni. Doświadczenia zespołu konstruktorskiego mierzy się liczbą opracowanych, wyprodukowanych i eksploatowanych konstrukcji.

Jeśli cykl opracowania nowego wyrobu (konstrukcja, budowa prototypu, próby prototypu) trwa np. trzy lata, wdrożenie do produkcji około jednego roku oraz zakładając, że o wynikach eksploatacji tego wyrobu można mówić po roku trwania jego użytkowania, to o małym doświadczeniu zespołu konstruktorskiego można mówić dopiero po 7-8 latach jego pracy. Wszystkie wcześniej niż po tym okresie przeprowadzane reorganizacje powodują jedynie rozbijanie nieokrzepłych zespołów, w których praktyka zaczyna się liczyć latami pracy i niepełnymi doświadczeniami dającymi wypaczone pojęcia. Najlepszym przykładem słuszności tej tezy są rzeczywiste osiągnięcia tych zespołów, które pomimo różnych wstrząsów reorganizacyjnych potrafiły przez wiele lat zachować stałość trzonu kadry, np.: dawne CBKO (Centralne Biuro Konstrukcji Okrętowych) czy SZD (Szybowcowy Zakład Doświadczalny).

Dalszymi problemami zaplecza technicznego są sprawy jego doinwestowania w celu rozbudowy laboratoriów i dozbierania w nowoczesne urządzenia w postaci elektronicznych maszyn cyfrowych, analogowych, komputerów wykonujących rysunki, programujących i sterujących próbami stoiskowymi. Bez dozbierania zaplecza nie ma mowy o osiągnięciu i utrzymaniu światowego poziomu naszych wyrobów. Ze względu jednak na wysokie koszty tego dozbierania należałoby zwrócić większą uwagę na wcześniejsze organizacyjne przygotowanie komórek zaplecza. Faktyczne efekty z wprowadzania ETO uzyskuje się tylko wtedy w komórkach zaplecza, kiedy uporządkowane są wszystkie prace nie tylko organizacyjne, ale i techniczno-porządkowe (schematy WT, obliczeń, programów, sprawozdania za stany typizacyjne, obowiązujące zestawy materiałów, norm itp.). W przeciwnym razie do czasu uporządkowania tych

spraw środki ETO są wykorzystywane tylko w nieznacznym procencie. Wydaje się celowe rozpatrzenie celowości tworzenia przy instytutach branżowych specjalnych zakładów zajmujących się metodyką i organizacją projektowania i wdrażania do produkcji nowych wyrobów.

Problem współpracy zakładowego zaplecza technicznego z instytutami branżowymi i placówkami naukowo-badawczymi jest również jednym z ważnych problemów wymagających uporządkowania.

Drugim z wysuwających się na czoło problemów jest **sprawa prawidłowo podejmowanych decyzji odnośnie zakupu licencji, rozwijania prac nad odpowiednim asortymentem wyrobów, uruchamiania i wstrzymywania produkcji.** Wydaje się, że problem ten wiąże się z całym szeregiem spraw o charakterze nie tylko organizacyjnym, chociaż od nich właściwie trzeba zacząć. Chyba godnym upowszechnienia jest przykład przemysłu lotniczego, gdzie w instytucie branżowym został powołany pion koordynacji między innymi z zakładem prognozowania rozwoju. W ten sposób przygotowanie decyzji będzie się odbywało w instytucie branżowym będącym placówką naukowo-badawczą o dużych możliwościach przeprowadzania odpowiednich badań i analiz niezbędnych przed podejmowaniem decyzji, (prognozy rozwojowe branży, badania nowoczesności wyrobów, ocena poziomu technicznego partnera przed nawiązaniem współpracy, badania patentowe oferowanych do kupna licencji itp.). Ponadto dyrektor tego instytutu jest jednocześnie zastępcą dyrektora zjednoczenia d.s. naukowych. Podnosi to rangę instytutu, a jednocześnie daje do bezpośredniej dyspozycji kierownictwa zjednoczenia nie administracyjną, a naukową placówkę, pozwalającą wypracować optymalne decyzje.

Zrozumiałe jest, że na efekty takiego ustawienia organizacyjnego trzeba trochę poczekać: musi przecież ten stosunkowo niedawno powołany pion koordynacji wypracować najważniejsze metody pracy, muszą się wyszkolić i dotrzeć zespoły ludzkie, wreszcie kierownictwo musi się nauczyć odpowiednio wykorzystywać nagromadzone przez tę komórkę materiały. Decyzje podejmowane na tym szczeblu mają to do siebie, że ich pełna ocena może nastąpić dopiero po kilku latach. Zaś cały system będzie się mógł „dotrzeć” dopiero po przejściu co najmniej kilku cykli decyzyjnych: badania i analiza przygotowująca decyzję — decyzja — analiza skutków decyzji — ocena (z perspektywy czasu) analizy przygotowującej decyzję — wyciągnięcia wniosków na przyszłość.

Wydaje się, że stworzenie takiego lub podobnego systemu organizacyjnego oraz jego dopracowanie i „dotarcie” stworzy warunki do podejmowania decyzji bliskich optymalnym.

Wszystkie inne sposoby, jak np. wszechstronne przedyskutowywanie propozycji z zespołem fachowców, powoływanie doraźnych zespołów fachowców do wykonania odpowiednich analiz, będą jedynie środkiem połączonym.

Prowadzone, nieraz nawet burzliwe dyskusje na temat skutków podjętych decyzji są już przeważnie spóźnione i mogą mieć znaczenie jedynie dydaktyczne.

Następnym ważnym problemem jest sprawa **nowych lepszych materiałów i jakości wyrobów z kooperacji.** W tym zagadnieniu chyba najczęściej przy okazji dyskusji inżynierowie powołują się na wzory sytuacji w krajach kapitalistycznych. Wydaje się, że do sytuacji nadmiaru produkcji materiałów oraz poszukiwania wewnętrznych rynków zbytu przez producentów zespołów kooperowanych w naszym systemie planowej gospodarki nie doprowadzimy i jest to chyba zbyt bezpieczne. Natomiast powinniśmy dążyć do wypracowania własnych metod prawidłowego równomiernego rozwoju technicznego produkcji przemysłowej.

Rozwiązanie tego zagadnienia wymaga utworzenia doświadczalnego zakładu metalurgicznego, który będzie opracowywał ulepszone i nowe materiały w małych ilościach. Materiały te po sprawdzeniu na prototypach będą mogły być w sposób zsynchronizowany wprowadzane równolegle do przemysłu hutniczego i przemysłu spożytkującego ten materiał. Dalsze rozszerzanie produkcji nowego materiału będzie następowało w miarę wzrostu zapotrzebowania. Hutniczy zakład doświadczalny mógłby na stałe zaopatrywać te branże, które danego materiału zużywają małe ilości, np. przemysł lotniczy. Należałoby ewentualnie rozpatrzyć celowość podporządkowania hutniczego zakładu doświadczalnego tej branży przemysłu elektromaszynowego, która najaktywniej będzie inicjowała (najbardziej potrzebuje) opracowywanie różnorodnych materiałów.

Oddzielnego rozważenia wymaga problem zaopatrzenia w nowe materiały przemysłu okrętowego, gdzie dzięki postępowi technicznemu doszło do tego, że cykl produkcyjny od zawarcia umowy na budowę statku do wodowania jest krótszy niż normalny cykl uruchomienia produkcji nowych materiałów na ten statek. Podobne problemy stwarza kooperacja w dostawach urządzeń i innych materiałów. Uruchomienie nowego asortymentu nawet prostych urządzeń trwa tak długo, jak cały cykl budowy statku. Odrębnym zagadnieniem jest współpraca przemysłu krajowego z przemysłem okrętowym, utrudniona przez określone wymagania jakościowe niewygodne w produkcji.

Poprawę wyrobów kooperowanych w różnych branżach można byłoby uzyskać przez rozwinięcie bardziej precyzyjnej współpracy międzynarodowej. Należałoby przestrzegać również zasady, że jeżeli któryś z zakładów produkuje np. skrzynie przekładniowe, to w produkcji tej specjalizuje się, tzn. inicjuje jej rozwój, zaś w produkcji zakładu skrzynie te mają zawsze priorytet przed innymi wyrobami, które ewentualnie zostały na pewien okres wprowadzone dla zapełnienia chwilowych luzów produkcyjnych. Stałość specjalizacji i jej rozwijanie powinno być zabezpieczone nie tylko przez odpowiednie planowanie rozwoju, ale i przez odpowiedni system premiowania. Przykładowe skrzynie przekładniowe dla wyspecjalizowanego producenta mogą być również głównym przedmiotem eksportowym; zagwarantowanym odpowiednimi umowami o kooperacji międzynarodowej (pod warunkiem zachowania krajowych zobowiązań kooperacyjnych).

Jednym z trudniejszych problemów jest sprawa **rozbudowy bazy wytwórczej dla tych branż, które nie pokrywają zapotrzebowania rynku hamując rozwój innych dziedzin gospodarki.** Wiadomo bowiem powszechnie, że w latach dziewięćdziesiątych dla utrzymania zaplanowanego tempa rozwoju przy przewidywanym zatrudnieniu średnia wydajność w przemyśle musi wzrosnąć dwukrotnie. Jest to ogromny skok jakościowy, który można będzie uzyskać tylko na drodze kompleksowego rozwiązania większości zgłoszonych tu problemów technicznych i techniczno-organizacyjnych. Należałoby rozpatrzyć możliwość dokonania pewnych przesunięć, np. szerszym wykorzystywaniem lotnictwa rolniczego złagodzić brak maszyn rolniczych, szczególnie dla PGR-ów (ochrona roślin, nawożenie) — jeden samolot rolniczy zastępuje pracę 46 ciągników z zestawem odpowiednich maszyn rolniczych. Innym przykładem przesunięć mogłoby być złagodzenie braków taboru kolejowego poprzez rozwój żeglugi śródlądowej.

Problemem, który przez sekcje naukowo-techniczne został właściwie tylko zasygnalizowany, tym niemniej problemem, który szybko nabiera znaczenia jest sprawa **trwałości i eksploatacji sprzętu.** Szybki rozwój motoryzacji i mechanizacji w całej gospodarce stwarza trudną sytuację w zakresie obsługi, konserwacji i napraw. Rozwiązanie tego

problemu wymaga przede wszystkim odpowiedzialności zarówno projektanta jak i producenta za wyniki eksploatacji sprzętu. Odpowiedzialność ta nie powinna ograniczać się tylko do formalnej gwarancji. Należałoby rozpatrzyć następujący wariant organizacyjny:

Zakład — producent finalny wyrobu zabezpiecza nie tylko wszystkie naprawy gwarancyjne, ale i pełną obsługę (przeeglady i naprawy) w czasie całej pracy wyrobu aż do jego skasowania (wycofanie z eksploatacji). Realizuje to przez zorganizowanie specjalnego zakładu remontowego podlegającego mu na zasadach filii. Efekty ekonomiczne zakładu naprawczego powinny rzutować na efekty zakładu finalnego. Jeżeli wartość przeprowadzanych remontów przekroczy określony dla danej branży poziom w stosunku do wartości produkcji zakładu finalnego, zakład ten powinien mieć prawo zawarcia odpowiedniej umowy z jednostkami eksploatującymi produkowany przez niego sprzęt na uruchomienie własnych zakładów naprawczych. Organizacja i technologia zakładów naprawczych podlegających użytkownikowi sprzętu byłaby oparta o doświadczenia zbierane w zakładzie naprawczym producenta. Fakt uruchomienia zakładów naprawczych u użytkownika sprzętu nie powinien zwalniać zakładu finalnego — producenta z obowiązku prowadzenia doświadczalnego zakładu naprawczego. Zakład finalny musiałby być odpowiedzialny za dostarczanie odpowiedniej liczby i asortymentu części zapasowych zarówno do swojej filii jak i do zakładów naprawczych użytkownika.

Wreszcie ostatni z najważniejszych problemów to **sprawa szkolenia kadr**. Jest to obszerny problem wymagający właściwie oddzielnego omówienia. Na tym miejscu warto tylko zasygnalizować, że szybki postęp techniki i organizacji przemysłu stawia nowe wymagania w stosunku do młodej kadry inżynierskiej, która ten przemysł będzie zasilać. Konieczne jest, aby inżynier przychodzący po studiach do przemysłu miał wdrożone nie tyle nawyki, ile pewne ukierunkowania w sposobie pracy. Powinien on mieć umiejętność posługiwania się nowymi zdobyczami z dziedziny prac inżynierskich (mała mechanizacja i ETO), powinien umieć posługiwać się informacją patentową oraz konstruować nie tylko w oparciu o prawidłowe obliczenia i sformułowane założenia konstrukcyjne, ale również w oparciu o narzucone ograniczenia w postaci zunifikowanych części, ograniczony zestaw części normalnych, określony asortyment materiałów. Powinien umieć przygotować lub nawet przeprowadzić analizę optymalizacyjną proponowanego rozwiązania konstrukcyjnego. Powinien mieć wdrożone pewne nawyki porządkowe, które są niezbędne przy wykorzystywaniu ETO. Powinien wreszcie umieć przeprowadzić analizę wartości prostych części i znać zasady filozofii konstrukcji.

Od jakości kadry zależy przyszłość naszego przemysłu. Im lepiej będzie ona przygotowana do pracy w przemyśle, tym większy będzie miała wpływ na jego rozwój.

## CO PISZĄ INNI

### Rozwój rolniczych skrzydeł

Autor artykułu, H. Kucharski, przedstawił obecny stan naszego lotnictwa rolniczego, które w ostatnich latach poważnie zwiększyło swą działalność w kraju i za granicą. W ubiegłym roku w Egipcie pracowało 280 specjalistów i 78 samolotów z Polski, wykonując zabiegi agrolotnicze na obszarze ok. 3 mln feddanów, w Sudanie mieliśmy 36 samolotów, w Etiopii — 5; zapoczątkowano prace również w Algierii i Tunezji. ZUA zwiększył zakres swych usług także w kraju wykonując w 1974 r. prace na 1,2 mln ha za 340 mln zł. Wzrastające zadania polskiego lotnictwa rolniczego pociągają konieczność zwiększenia liczby samolotów, kształcenia nowych kadr oraz pewnych zmian organizacyjnych. *Skrzydłata Polska nr 3/75*

### Ocena ekonomiczna wariantów rozwiązań komunikacyjnych

J. Czownicki podaje interesujące porównanie charakterystyk techniczno-ekonomicznych i wskaźników ekonomicznej efektywności eksploatacji lotniczych i kolejowych środków międzyregionalnej komunikacji pasażerskiej. Zdaniem autora najkorzystniejszym rozwiązaniem szybkiej komunikacji międzyregionalnej w Polsce jest równoczesne modernizowanie magistralnych linii kolejowych oraz rozwijanie transportu lotniczego z uwzględnieniem samolotów krótkiego startu. *Przegląd Komunikacyjny nr 1/75*

### Lotnictwo cywilne Kuby

J. R. Konieczny przedstawił dzieje lotnictwa cywilnego na Kubie. Pierwsze kubańskie towarzystwo lotnicze powstało w 1930 r., pierwsza linia zagraniczna — w

1946 r. Od roku 1961 istnieje państwowe przedsiębiorstwo Cubana, które obecnie utrzymuje regularne połączenie z 12 miastami w kraju oraz z Europą, Meksykiem i Ameryką Południową. W 1973 r. Cubana przewiozła 805 tys. pasażerów. Na Kubie rozwijane są również usługi agrolotnicze, przede wszystkim przy ochronie trzciny cukrowej. *Skrzydłata Polska nr 3/75*

### Regeneracja nawierzchni metodą olsztyńską

W artykule przedstawiono wyniki prób regenerowania nawierzchni lotniskowych metodą olsztyńską polegającą na pokrywaniu starych nawierzchni bitumicznych pokrowcem z drobnoziarnistej masy mineralno-bitumicznej wykonywanej na gorąco. Omówiono zastosowane do badań materiały oraz wyniki tych badań. *Informator ITWL nr 4/75*

### Techniczne aspekty wdrożenia metody slurry seal w polskim budownictwie lotniskowym

P. Nita omówił kierunki rozwoju technologii regeneracji nawierzchni lotniskowych i ich uszarniania metodą slurry seal na świecie. Przedstawił również związane ze stosowaniem tej metody potrzeby dotyczące materiałów i sprzętu. Autor sugeruje także pewne rozwiązania organizacyjne w celu wdrożenia metody slurry seal w polskim budownictwie lotniskowym. *Informator ITWL nr 4/75*

### Problemy organizacji radiolokacyjnego systemu meteorologicznego

Artykuł M. Marcinka dotyczy zagadnień związanych z wykorzystaniem stacji radio-

lokacyjnych w meteorologicznej osłonie lotnictwa. Omawia pierwotną i wtórną obróbkę radiolokacyjnej informacji meteorologicznej, sposób przekazywania danych oraz obrazowanie mapek meteo za pomocą środków technicznych. Na schemacie zostały przedstawione elementy radiolokacyjnego systemu meteorologicznego. *Informator ITWL nr 4/75*

### Analiza błędów popełnianych przez pilotów w czasie treningu na symulatorach lotu

Artykuł omawia zadania symulatora lotu oraz zachowanie się pilota podczas treningu, m.in. czas reakcji i podejmowania decyzji podczas symulowanej niesprawności sprzętu w locie. Analiza M. Chrzana została oparta na konkretnych przykładach. *Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju nr 1/75*

### Dane wypadków lotniczych w RAF

Po raz pierwszy w parlamencie angielskim podano do wiadomości liczbę wypadków lotniczych, jakie miały miejsce w wojskowym lotnictwie angielskim. Podano również liczbę zniszczonych samolotów oraz poniesione koszty (w tabeli dane z 1974 r. obejmują okres do 25.XI):

Rok	L. wypadków	L. zniszcz. samolotów	Koszt [mln £.]	L. Wyp. śmiert.
1970	37	29	8,0	22
1971	43	38	16,5	23
1972	28	27	18,7	21
1973	31	25	17,1	20
1974	14	13	11,4	4

*Flight International 12.XII 1974*

## POLSKA

● W dniach 17-19 marca obradowała w Warszawie I Krajowa Konferencja naukowo-techniczna poświęcona ergonomii w lotnictwie tj. dyscyplinie wiedzy zajmującej się problemami przystosowania maszyn i urządzeń do warunków psychofizycznych człowieka.

Konferencję zorganizował Instytut Lotnictwa przy udziale Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP. Napiszemy o niej w innej rubryce.

● Przez Zarząd Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych zmieniona została struktura organizacyjna portów lotniczych. Nowa organizacja pozwala naczelnikom portów na większą samodzielność.

● Mamy nadzieję, że będzie więcej akcentów lotniczych w rejonie dawnego Lotniska Mokotowskiego. Do tego dąży powołany za inicjatywy Aeroklubu PRL Komitet Upamiętnienia Lotniska, rozpatrujący projekt pik. arch. J. Chojnackiego, o czym pisaliśmy niedawno. Przy ul. Wawelskiej postulowane jest powstanie siedziby Klubu Seniorów Lotnictwa z Izba Pamięci Lotniczej, wzorowaną modelarnią APRL oraz kawiarnią Awiatu.

● W Rzymie została podpisana umowa o komunikacji lotniczej pomiędzy Polską i Włochami. Dotychczas komunikacja między obu krajami odbywała się w oparciu o okresowo odnawiane koncesje.

● W kwietniu PLL LOT uruchomiły linie Warszawa-Benghazi w Libii oraz połączenie Warszawa-Lyon. LOT utrzymuje więc regularną łączność z 32 krajami na czterech kontynentach.

● Ponieważ władze amerykańskie nie wyraziły jeszcze zgody na regularne lądowanie polskich samolotów pasażerskich na lotnisku w Chicago, tamtejsza placówka PLL LOT, kierowana przez inż. J. Wyganowskiego, zorganizuje około dwudziestu lotów czarterowych Warszawa — Chicago, włącznie Warszawa — Detroit lub Cleveland według nie stosowanych dotychczas zasad. Pozwalają one na korzystanie z lotów osobom zorganizowanym w grupy, pod warunkiem wcześniejszego dokonania zapłaty za bilet. Loty będą odbywać się od maja do października.

Towarzystwo lotnicze PANAM w bieżącym roku przedłużyło swa linie Warszawa — Nowy Jork do Chicago (loty odbywają się dwa razy w tygodniu).

● Statystyka ICAO, obejmująca 1973 r., nadeszła z dużym opóźnieniem. Przytaczamy kilka danych dotyczących polskich linii lotniczych w porównaniu z ruchem lotniczym innych interesujących nas państw:

— Polska zawarła umowy o komunikacji lotniczej z 34 państwami, przy czym sieć połączeń obejmowała 27 krajów. Analogiczne dane wynosiły: dla Bułgarii — 44 i 28, dla Czechosłowacji — 50 i 41, dla NRD — 23 i 24, dla Węgier — 38 i 27;

— Wśród nowych linii na czoło wysunęły się w 1973 r.: Warszawa — Nowy Jork, Berlin — Dacca, Berlin — Hanoi i Hawana — Berlin;

— W międzynarodowych przewozach regularnych i nieregularnych (te ostatnie podajemy w nawiasach) — poszczególne kraje plasowały się następująco: ilość pasażerów: PRL — 498 tys. (67), BRL — 272



Smigłowiec dźwigowy Mi-6 SP-ITA zakupiony przez Instal

Fot. Mieczysław Reszczyński

tys. (406), CSR — 430 tys. (257), NRD — 627 tys. (207), WRL — 340 tys. (55); przewóz ładunków: PRL — 9,7 mln tkm (5,6), BRL — 3 mln tkm (15,6), CSR — 19,2 mln tkm (2), NRD — 14,5 mln tkm (0,7), WRL — 5,3 mln tkm (5,6).

● Praca przewozowa LOT-u w roku ubiegłym była o 6,1% większa niż w 1973 r. Przewozy zagraniczne wzrosły o 23,9%, a krajowe uległy zmniejszeniu o 46,6% (przewidywaliśmy to!). LOT przewiózł w 1974 r. 644 tys. pasażerów w ruchu międzynarodowym i 515,7 tys. na liniach krajowych.

Wśród europejskich krajów RWPG Polska osiągnęła największy wskaźnik wzrostu pracy przewozowej (29,8%), zwiększając swój udział w przewozach RWPG z 6,5 do 7,4%, oraz najbardziej korzystną (z punktu widzenia rentowności dewizowej) strukturę przewozów, uzyskując najwyższy wskaźnik (53,6%) przewozów do krajów trzecich.

● Zadania przewozowe LOT-u na rok 1975 mają wzrosnąć w porównaniu z rokiem ubiegłym o 16,6%, LOT ma przewieźć w roku bieżącym 1400 tys. pasażerów (z czego 700 tys. w lotach zagranicznych) oraz 19 tys. ton ładunków. Ogólna wartość przewozów LOT-u w roku bieżącym osiągnie 3,5 mld zł.

● PLL LOT prowadzą rekrutację dla kandydatów na stewardów i stewardesy. Wymagane warunki: wiek 20-27 lat, wzrost minimum dla kobiet 160 cm, dla mężczyzn — 175 cm. Wykształcenie co najmniej średnie, dobra znajomość dwóch języków obcych oraz posiadanie stałego zameldowania w Warszawie lub okolicy.

● Zbliży się moment rozpoczęcia budowy Śródmiejskiego Dworca Lotniczego w zachodnim centrum stolicy. SDL usytuowany będzie naprzeciwko Dworca Centralnego PKP i — wraz z zabudowaniami PLL LOT — dorówna kubaturą tzw. Ścianie Wschodniej (przy ul. Marszałkowskiej). Kompleks tych budynków zaplanowano na dzienne przepływy 60-70 tys. osób.

Główny budynek zespołu będzie wielokondygnacyjny, o charakterze wieżowca. Znajdą w nim pomieszczenia biura dyrekcji PLL LOT, różne placówki lotnicze oraz hotel z 800 miejscami noclegowymi. Do niego przylegać będzie budynek czteropiętrowy, którego centralną część zajmie Śródmiejski Dworzec Lotniczy. W części podziemnej obiektu, (podobnie jak w Paryżu) mieścić się będzie hala przyjazdowo-odjazdowa autobusów LOT-u, pomieszczenia techniczne, magazyny oraz parking dla 800 samochodów.

● Klub Twórców Lotniczych przy współudziale Ministerstwa Komunikacji oraz Naczelnej Redakcji Programów Filmowych Telewizji Polskiej ogłosiły konkurs na szkic scenariusza filmowego serialu telewizyjnego. Tematem prac konkursowych mają być dzieje, konflikty oraz postawy ludzi związanych czynnie ze współczesnym polskim lotnictwem cywilnym.

● W Miani na Florydzie odbył się pierwszy w USA konkurs szopenowski. Współorganizatorem imprezy było biuro PLL LOT w Nowym Jorku. LOT ufundował dla laureatów amerykańskiego konkursu, którzy stanowili reprezentacyjną ekipę pianistów USA na konkursie warszawskim — trzy bezpłatne przeloty na trasie Nowy Jork — Warszawa.

● Docent mgr inż. Tadeusz Sołtyk — konstruktor Bieśa i Iskry — z Przemysłowego Instytutu Automatyki i Pomiarów został odznaczony Orderem Sztandaru Pracy II klasy.

● Nowym członkiem zagranicznym Polskiej Akademii Nauk został m. in. radziecki uczyony Borys N. Pietrow — członek rzeczywisty i sekretarz Wydziału Mechaniki i Sterowania Akademii Nauk ZSRR, kierownik katedry Układów Sterowania w moskiewskim Instytucie Lotniczym.

● Statek naukowo-badawczy Morskiego Instytutu Rybackiego — r/v Profesor Siedlecki — został przez angielską firmę Redifon wyposażony w urządzenie do nawigacji satelitarnej. System pozwala na ciagle, następujące co 18 s, określanie pozycji statku z dokładnością 200-300 m. Zainstalowany na statku i specjalnie zaprogramowany komputer współpracuje z 6 satelitami krążącymi wzdłuż południków wokół globu ziemskiego.

● W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych skonstruowano — dla potrzeb centralnego laboratorium ochrony radiologicznej — urządzenie do pomiaru skażenia promieniotwórczego atmosfery. Aparatura zainstalowana jest na pokładzie samolotu. Podczas lotu osadzają się na filtrze cząstki promieniotwórcze. Urządzenie jest w pełni zautomatyzowane.





AUSTRALIA

- W ub. roku szybowiec Blanik przeleciał w wielu etapach 4000 km nad kontynentem australijskim. Inicjatorem i organizatorem tego wyczynu był młody szybownik norweski. Przygotowania do przelotu trwały rok.
- Służba Flying Doctor Service w Australii ma 15 baz rozmieszczonych na całym kontynencie, które mają obsadę lekarską. Sprzęt medyczny i dysponują samolotami. Bazy — za pośrednictwem własnych radiostacji — pozostają w łączności z 1300 placówkami terenowymi.



JAPONIA

- Kwota około 7,5 mln dol. przeznaczył rząd japoński w projekcie budżetu państwowego 1975/76 r. na budowę — wspólnie z amerykańskim koncernem Boeing oraz włoską firmą Aeroitalia — nowego pasażerskiego samolotu odrzutowego.
- Japońskie biuro konstrukcyjne prowadzi studium samolotu skróconego startu i lądowania. Eksperymentalnym samolotem tego rodzaju ma być transportowiec wojskowy typu C-1. Koszt budowy samolotu szacuje się na około 38 mln dol.
- We wrześniu 1974 r. została podjęta przez towarzystwo chińskie i japońskie regularna komunikacja lotnicza między Chinami a Japonią, zaś w październiku uruchomiono linię z Pekinu przez Karaczi do Paryża.
- Z ośrodka kosmicznego uniwersytetu Tokijskiego wystrzelono trzeciego japońskiego satelitę Ziemi. Obiekt o ciężarze 86 kg został wprowadzony na orbitę przez trzystopniową raketę Mu-3c.
- W wyniku trwałego pięć lat procesu sąd japoński zabronił używania lotniska w Osace między godzinami 22 a 7 rano i przyznał 260 okolicznym mieszkańcom lotniska odszkodowania w wysokości od 150 do 2000 dol.



FRN

- Po 1200 godzinach próbnych lotów, samolot VFW-614 otrzymał od władz lotniczych RFN świadectwo typu, które pozwala na dokonywanie lotów pasażerskich. VFW-614 jest pierwszym samolotem odrzutowym z dwoma silnikami zamontowanymi nad płacami nośnymi. Pierwszym towarzyszem, które ma wprowadzić krótkodystansowy samolot VFW-614 na linie, będzie duński Cimber Air.
- Ministerstwo Obrony RFN złożyło w koncernie lotniczym Fokkera zamówienie na wyprodukowanie bezzałogowego samolotu wojskowego. Ma on być wyposażony w najnowocześniejsze urządzenia do rozpoznawania celów. Pierwsze tego rodzaju samoloty opuszcza zakłady w 1976 roku. W obracowaniu projektu uczestniczą także inne firmy RFN, w tym Dornier.
- Lufthansa udoskonala swoją flotę. W niektórych samolotach wprowadzono tylko klasę ekonomiczną, zyskując przy tym więcej miejsca dla pasażerów. Samoloty towarowe B. 707-330C wyposażono w bezwładnościowy system nawigacyjny, co ułatwi pilotom dalekie rejsy przez programowanie lotów.
- W Republice Federalnej Niemiec jest sześć ośrodków szkolenia pilotów szybowcowych i motoszybowcowych. W ośrodkach tych wykonano w 1973 r. 118 000 startów i przeszkolono 333 pilotów szybowcowych, którzy uzyskali licencję L1. Dużym postępowaniem jest zorganizowanie czterotygodniowych kursów, które dają uprawnienia licencji pilota kategorii L1.

- W 11 zachodniemieckich zrzeszeniach aeroklubowych jest zorganizowanych 1000 związków, w których uprawia się pięć dyscyplin (skoki spadochronowe, loty wolnymi balonami, modelarstwo, loty samolotowe i loty szybowcowe); szósta dyscyplina ma objąć lotniarstwo). Szybownicy stanowią w aeroklubach największą grupę sportową (57,3%).
- Hamburski pilot Birkner przeleciał w grudniu ub. r. na motoszybowcu Motorfalke z Hamburga na Teneryfę (Wyspy Kanaryjskie), zaś z Teneryfy do Gambii (Afryka zachodnia), przebywając ogółem trasę długości 8000 km.
- Pilot Lehmann ustanowił krajowy rekord przelazienia i wysokości absolutnej na motoszybowcu RF-5B. Przewyższenie wyniosło 6620 m, zaś wysokość absolutna 7780 m.



SZWAJCARIA

- Zakłady lotnicze Pilatus zamierzają produkować: 18 m wersję szybowca B-4 (doskonałość ok. 40), szybowiec dwumiejscowy PC-XS (o doskonałości 36) oraz jego rozwinięcie — motoszybowiec PC-XII. Wszystkie te konstrukcje są metalowe. W szybowcu PC-XS i motoszybowcu PC-XII jest wiele elementów powtarzalnych. Na szybowiec B-4 fabryka udziela 24-miesięcznej gwarancji.
- Szwajcarska Komisja Kantonalna i towarzystwo ubezpieczeń przeciwwgradowych podjęły decyzję przeprowadzenia eksperymentów z radzieckimi raketami i meteorologicznymi urządzeniami radarowymi. Przepuszcza się, że radzieckie zestawy, składające się z 5 wyrzutni rakiet o zasięgu 8 km i 3 meteorologicznych radarów, najbardziej odpowiadały warunkom szwajcarskiego rolnictwa.
- Środkiem zapobiegającym formowaniu się kryształków lodu w chmurach, którym nęsluguia się radzieckie rakiety, jest jodek srebra.



USA

- Silnik Pratt-Whitney JT3D-3B, zabudowany na samolocie B-707-200 towarzystwa American Airlines, pracował bez remontu i demontażu przez 18 470 h przy normalnej obsłudze technicznej. Wkrótce ma być podjęta nowa próba, mająca wykazać zdolność bezremontowej pracy tego typu silnika przez 20 tysięcy godzin.
- Firma Fairchild Republic przeprowadziła tunelowe badania modelu wirnika śmigłowcowego, zaprojektowano wg nowej koncepcji. Po zastopowaniu nowego wirnika śmigłowca będzie mógł osiągnąć prędkość ok. 640 km/h.
- Firma Rockwell International General Aviation Div. zakończyła negocjacje z radzieckim Aviaexportem dotyczące sprzedaży i współpracy przy pokazie samolotu Jak-40 na lotniczych targach w USA.
- Samoloty Boeing 747 eksploatowane są od 5 lat. 37 towarzystw nabyło 247 samolotów tego typu. Przewiozły one ponad 80 mln pasażerów (przewożą dziennie ponad 70 tysięcy), wykonując 2,7 mln godzin lotu i przelatując ponad 2 mld km.
- Z 12 mln pasażerów przewiezionych nad północnym Atlantykiem w 1973 r. prawie dwie trzecie stanowiły obywatele USA, ale jedynie nieco mniej niż połowa korzystała z amerykańskich samolotów. W lotach czarterowych stosunek ten był jeszcze bardziej niekorzystny dla amerykańskich linii lotniczych. Tym się tłumaczy walka o pasażerów, która obecnie — w okresie kryzysu — toczą towarzystwa lotnicze USA, popierane przez władze rządowe.
- Firma Solarex Co w USA rozpoczęła seryjną produkcję ogniw słonecznych. Ogniwia krzemowe o średnicy 2 cali wytwarzają (przy słonecznej pogodzie) prąd o

natężeniu 500 mA i napięciu 0,45 V. Stopień sprawności ogniw wynosi 15%. Przy szeregowym łączeniu ogniw można otrzymać baterię słoneczną o mocy 1-16 W i napięciu 12 V. Baterie można stosować w klimacie środkowoeuropejskim.



W. BRYTANIA

- W 1976 r. pod zarząd państwowy mają przejść trzy wielkie firmy lotnicze: British Aircraft Corporation, Hawker Siddeley Aviation i Hawker Siddeley Dynamics, zatrudniające około 60 000 osób i koncentrujące 80% produkcji lotniczej i raketowej kraju. Nowy koncern ma nosić nazwę Aircraft Corporation of Great Britain (ACGB).
- Zakłady Westland Helicopter podejmują studium śmigłowca przyszłej generacji. Będzie to śmigłowiec o bardzo dużej mocy, z transonicznym wirnikiem. Ma mieć osiągi szturmowego samolotu: prędkość ok. 740 km/h, możliwość udźwigu 10-20 ton i wznoszenie rzędu 60 m/s. Układ sterowania planuje się całkowicie elektryczny.
- British Airways wprowadzają loty wahadłowe pomiędzy Londynem i innymi miastami położonymi w Zjednoczonym Królestwie. Początkowo komunikacja taka prowadzona będzie pomiędzy lotniskiem Heathrow i Glasgow. Planuje się objęcie tym systemem Brukseli, Amsterdamu i Paryża.
- Władze lotniska Heathrow podniosły opłaty za lądowanie i start w okresie godzin największego nasilenia ruchu (pomiędzy godzinami 9-12) od maja do października. Dotychczasowe koszty w wysokości 20 funtów (46 dolarów) podniesiono do 50 funtów. Podniesiono również opłaty za postój samolotu: obecnie płaci się 3,50 funta (8 dolarów) za godzinę postoju.



ZSRR

- Międzynarodowy port lotniczy Moskwa-Szeremietiewo będzie miał nowy dworzec, przeznaczony do obsługi w ciągu godziny 1200 pasażerów przylatujących. Oprócz dworca wybudowany będzie hotel o 600 pokojach, wieża kontroli ruchu i pomieszczenia dla personelu. Projektuje się również całkowicie zautomatyzowany dworzec towarowy.
- W Leningradzkim porcie lotniczym wydzielony został sektor przeznaczony dla pasażerów zagranicznych. Mogą oni korzystać ze sklepów z upominkami, lokali gastronomicznych oraz z seansów filmowych. W sektorze tym mieszczą się przedstawicielstwa ośmiu towarzystw lotniczych utrzymujących połączenie z Leningradem.
- Rząd radziecki przyjął ofertę firmy International Hotels Corp. i Pan American World Airways na budowę trzech hoteli dla pasażerów linii lotniczych w Moskwie, w Leningradzie i w Kijowie. Wykonawcą będzie szwedzka firma Skanska Comentgiuteriot. Hotel w Moskwie będzie miał 1500 łóżek, w Leningradzie — 2000 łóżek, a w Kijowie — 800. Hotele będą budowane jednocześnie i mają być ukończone w 30 miesięcy.

OGÓLNE

- Osem krajów zachodnioeuropejskich i Japonia podniosły wysokość odszkodowania w razie śmiertelnego wypadku w katastrofie lotniczej z 20 do 50 tys. dol.
- Ponieważ lotniarstwo pociągnęło już za sobą kilkanaście śmiertelnych ofiar, władze sportowe wielu krajów zastanawiają się nad sposobem uczynienia bardziej bezpiecznym tego burzliwie rozwijającego się sportu. Jak dotąd rozwiązania idą w trzech kierunkach: odpowiedniego doboru kandydatów, starannego szkolenia zakończonego wydaniem licencji pilota lotni, opracowania norm budowy sprzętu latającego.

# STATYSTYKA LOTNICZA

## Samoloty rolnicze – produkcja i ceny

Wytwórnia i typ	Produkcja									Zbudowano (do roku)	Cena w dol. US (z roku)
	1966	1967	1968	1969	1970	1971	1972	1973	1974		
<b>AUSTRALIA</b>											
Transavia PL-12 Airtruk	...	5	10	15	10	10	10	...	...	60 (1973)	41 700 (1970)
<b>BRAZYLIA</b>											
Embraer EMB-201 Ipanema	—	—	—	—	1	...	...	(50)*	...	30 (1973)	
<b>CZECHOSŁOWACJA</b>											
Z-37 Čmelak	30	50	80	80	60	21	...	...	—	570 (1974)	33 158 (1968)
<b>INDIE</b>											
HAL HA-31 MkII Basant	—	—	—	—	—	—	1	8	8	17 (1974)	
<b>INDONEZJA</b>											
PZL-104 Gelatik-32	—	—	—	1	6	7	7	7	7	35** (1974)	
<b>JUGOSŁAWIA</b>											
UTVA U-65 Privrednik	...	...	...	...	...	...	...	...	13	13 (1974)	
<b>MEKSYK</b>											
Anahuac Tauro 300	—	—	—	—	1	3	4	—	—	8 (1974)	23 680 (1971)
<b>NOWA ZELANDIA</b>											
Fletcher FU-24	6	3	3	3	3	8	10	10	10	190 (1974)	27 500 (1965)
<b>POLSKA</b>											
Antonow An-2	...	...	...	...	~ 500	~ 500	~ 500	~ 500	~ 500	6 500** (1974)	75 000 (1970)
PZL-101 Gawron	...	...	...	...	—	—	—	—	—	330 (1970)	
<b>RUMUNIA</b>											
IRMA IAR-822	—	—	—	—	1	...	...	...	...	20 (1973)	29 000 (1970)
<b>SZWAJCARIA</b>											
Pilatus Turbo-Porter PC-6/B	1	...	...	...	...	...	...	25	...	112 (1970)	220 000 (1974)
<b>USA</b>											
Aero Commander											
A9 Sparrow/Quail	66	33	51	98	61	61	...	—	—	580 (1972)	19 450 (1971)
Rockwell S2D ThruSh	41	54	56	16	47	52	99	162	253	1 096 (1975)	50 880 (1974)
Cessna											
A185E Agcaryall	—	—	—	—	—	—	8	8	17	33 (1975)	39 300 (1974)
A188B Agpickup	—	—	—	—	—	—	22	15	7	44 (1974)	31 011 (1974)
A188C Agtruck	—	—	—	—	—	—	41	157	350	548 (1975)	35 218 (1974)
A188B Agwagon C	193	95	143	141	116	140	182	169	155	1 356 (1975)	34 108 (1974)
Funk F-23B	—	—	10	10	10	10	—	—	—	40 (1972)	
Grumman Schweizer											
G-164A AgCat/Super	57	65	57	118	94	105	142	175	185	1 585 (1975)	41 775 (1974)
Piper											
PA-25-235/260 Pawnee C	432	370	355	318	138	194	63	42	210	4 510 (1975)	25 530 (1974)
PA-36 Pawnee Brave	—	—	—	—	1	...	...	62	40	103 (1975)	34 470 (1974)
Emair Agronemair											
MA-1 Paymaster	—	—	—	—	—	—	5	10	...	15 (1974)	43 950 (1974)

\* w nawiasach — zamówienia  
\*\* łącznie rolnicze i wielozadaniowe

## Samoloty lokalnego transportu – produkcja i ceny

Wytwórnia i typ	Produkcja							Zbudowano (do roku)	Cena w dol. US (z roku)
	1968	1969	1970	1971	1972	1973	1974		
<b>AUSTRALIA</b>									
GAF Nomad N-24	—	—	—	—	—	20	...	(70)* (1974)	
PL-12 Airtruk	—	—	—	—	—	1	5		29 000 (1971)
<b>CZECHOSŁOWACJA</b>									
Let L-410 Turbolet	—	—	—	—	—	12	...		400 000 (1971)
<b>HISZPANIA</b>									
CASA C-212 Aviocar	—	—	—	1	12	...	11		230 000 (1969)
<b>IZRAEL</b>									
Israeli Arava ZG-3	—	—	—	—	—	14	...		466 000 (1971)
<b>KANADA</b>									
De Havilland Canada									
DHC-6 Twin Otter	46	50	50	50	50	50	50	450 (1975)	550 000 (1971)
Dominion Skytrader 800	—	—	—	—	1	...	...		130 000 (1972)
<b>RFN</b>									
Do-28 Skyservant	20	20	20	20	20	20	20	140 (1975)	650 000 (1968)
AMZ-102T	—	—	—	1	—	—	—		280 000 (1972)
<b>WIELKA BRYTANIA</b>									
Britten-Norman									
BN2 Islander	30	40	70	130	60	90	100	520 (1975)	126 300 (1974)
BN2 MK III Trislander	—	—	—	—	5	10	9	24 (1975)	255 900 (1974)
Scottish Aviation									
Jetstream 200	1	—	—	—	18	18	...	36 (1975)	400 000 (1968)
Short SD-3-30	—	—	—	—	—	—	1	1+(11)*	
SC.7 Skyvan/Skyliner	10	10	10	11	15	14	15	100+(50)*	528 000 (1971)
<b>USA</b>									
Beechcraft B99 Airliner	62	62	20	3	2	3	9	160 (1975)	533 400 (1974)
Cessna 402B	67	114	51	39	63	151	146	706 (1975)	180 000 (1974)
Fairchild Metro	—	—	2	—	—	3	7	12 (1975)	818 000 (1974)
Piper PA-31 Navajo Chieftain	206	261	105	84	100	297	283	1 583 (1975)	188 900 (1974)

\* w nawiasach zamówienia

# Śmigłowiec SA-360 Dauphin

**Konstrukcja i osiągi nowoczesnego śmigłowca SA-360 Dauphin — cechującego się dużą niezawodnością, prostotą budowy oraz łatwością obsługi technicznej.**

Śmigłowiec SA-360 jest następcą dobrze znanego Alouette III. Przy niewiele większych wymiarach gabarytowych, dzięki lepszemu wykorzystaniu przestrzeni wewnętrznej, zabiera 10 osób. SA-360 jest wyposażony w silnik Turbomeca Astazou XVIII o mocy 1046 KM napędzający czteropłatowy wirnik nośny z łopatomy wykonanymi z kompozytu włókno szklane — włókno węglowe — żywica i śmigło ogonowe otunelowane typu fenestron, poprzednio zastosowane na SA-341 Gazelle. Śmigłowiec, przy masie całkowitej 2800 kg, ma dobre osiągi; prędkość użytkowa dochodzi do 300 km/h przy dość niskim poziomie drgań. SA-360 ma podwozie trójkołowe, kółko ogonowe jest zabudowane pod śmigłem ogonowym, co pozwala na lądowanie z mocno opuszczonym ogonem.

W czasie projektowania śmigłowca szczególnie nacisk był położony na niezawodność zespołów mechanicznych w celu maksymalnego zredukowania kosztów obsługi technicznej. Próby w locie wykazały, że założone cele z punktu widzenia osiągnięć, własności lotnych, komfortu i niezawodności zostały osiągnięte.

## Konstrukcja śmigłowca

Przystępując do projektowania SA-360 Dauphin firma Aérospatiale chciała zbudować śmigłowiec prosty i ekonomiczny, ale o dobrych osiągnięciach i dużym komforcie. Żeby zminimalizować koszty projektowania i badań użyto rozwiązań nowoczesnych, ale już wypróbowanych. Tak jest np. w przypadku głowicy NAT czy wirnika ogonowego typu fenestron zastosowanego już na SA-341 Gazelle. Łopaty wirnika są wykonane w sposób również zbadany, tzn. z tworzywa sztucznego wzmocnionego włóknami szklanymi, z wyjątkiem powierzchni, która jest z włókien węglowych. W celu otrzymania prostej konstrukcji poszczególne zespoły były maksymalnie uproszczone i trochę przewymiarowane, co dało w konsekwencji bardzo duże okresy trwałości poszczególnych elementów oraz istotną redukcję kosztów studiów i badań.

## Struktura

Kadłub śmigłowca jest wykonany z blach ze stopu lekkiego i zaprojektowany w ten sposób, aby w wymiarach gabarytowych niewiele większych od wymiarów Alouette III przestrzeń

wewnętrzna była jak najlepiej wykorzystana. Przyczyniło się do tego umieszczenie zbiornika paliwowego pod pokryciem tylnej części kabiny i pod wirnikiem głównym. Pozwoliło to uzyskać przestrzeń dla dodatkowych pasażerów. Wielkość kabiny pozwala umieścić dwa rzędy foteli dla pasażerów (w sumie z dwoma pilotami śmigłowiec zabiera 10 osób) lub w wersji o większym zagęszczeniu trzy rzędy (z pilotami — 13 osób). Z tyłu kabiny znajduje się ładownia o objętości 1,6 m<sup>3</sup>, do której można się dostać przez drzwi boczne o wymiarach 0,79 × 0,48 m. Kabina pasażerska jest czterodrzwiowa. Przednia część kabiny początkowo projektowana w formie jajowatej otrzymała kształt nieco spłaszczony, korzystny aerodynamicznie. Lepsze wykorzystanie przestrzeni wewnętrznej niż w Alouette III (mającej 7 miejsc) spowodowało oczywiście zwiększenie masy całkowitej do 2800 kg (2259 kg Alouette III), zastosowanie wirnika nośnego czteropłatowego i silnika o większej mocy.

## Wirnik główny

Półprzegubowa głowica wirnika typu NAT jest analogiczna do głowicy wirnika Gazelle, lecz ma cztery łopaty. Korpus głowicy jest zintegrowany z wałem wirnika i zawiera cztery przeguby łopaty wirnika na łożyskach igłowych smarowanych olejem. Przegub regulacji skoku łopat jest również na łożyskach igłowych i zawiera połączenie typu Bendix służące do przeniesienia sił odśrodkowych. Zastosowano tłumiki drgań typu Lord, które mają wystarczającą własności tłumiącej przy pierwszej częstotliwości aerodynamicznej określonej na 0,6 Ω.

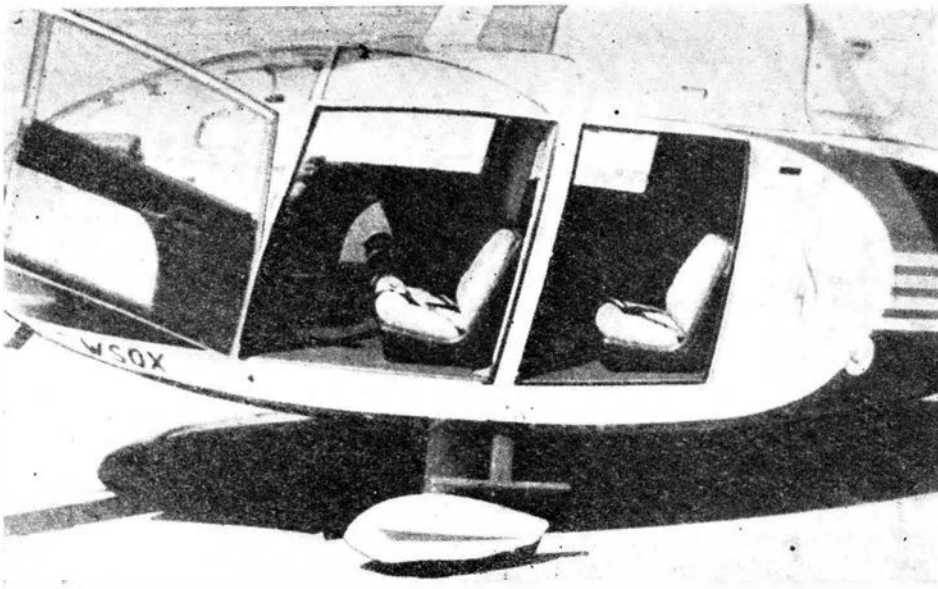
Łopaty mają profil NACA 0012. Masa łopaty wynosi 39,5 kg. Łopaty główne są połączone z głowicą dwoma sworzniami, identyczne jak w Gazelle (uniknięto dzięki temu nowych prób zmęczeniowych). Dźwigar łopaty wykonany jest z włókien szklanych, podczas gdy powierzchnia łopaty jest pokryta tkaniną węglową, ze skrzyżowaniami pod kątem 45°. Wypełnienie łopaty od krawędzi spływu stanowi tworzywo piankowe Nomex. Użycie włókien węglowych miało na celu nadanie łopacie odpowiedniej sztywności skrętnej, aby uniknąć ewentualnych rezonansów drgań skrętno-giętnych. Łopaty wirnika SA-360 mają w efekcie masę zbliżoną do łopat Gazelle, mimo że są dłuższe (11,5 m zamiast 10,5 m) i cięższa profilu jest większa (350 mm zamiast 300 mm). Profil łopaty NACA 0012 klasyczny. Kąt skręcenia łopaty 6°.

## Śmigło ogonowe fenestron

SA-360 Dauphin ma śmigło ogonowe typu fenestron, to znaczy śmigło zabudowane w stateczniku pionowym i otunelowane. Śmigło tego typu ma większą trwałość i niezawodność niż rozwiązania tradycyjne, za cenę niewiele większego zużycia mocy w locie ustalonym. Średnica śmigła wynosi 0,9 m. Warto zaznaczyć, że tego typu rozwiązanie stosuje się od niedawna, a badania aerodynamiczne prowadzone nad śmigłem i otunelowaniem pozwoliły zwiększyć ciąg maksymalny tego śmigła o 30% bez zwiększania zużycia mocy. To rozwiązanie wraz z odpowiednim statecznikiem pionowym głównym i bocznymi daje bardzo dobrą stateczność kierunkową w całym



Rys. 1. SA-360 Dauphin po zmodyfikowaniu kabiny



Rys. 2. Kabina SA-360 przed modyfikacją przodu

zakresie prędkości, redukując znacznie zużycie mocy.

#### Napęd

Przekazywanie napędu na wirnik główny i śmigło ogonowe odbywa się poprzez przekładnię napędu wirnika głównego i napędu śmigła ogonowego. Połączone są one prostym wałem bez żadnych zespołów pośrednich. Przekładnia napędu śmigła ogonowego jest prostą przekładnią zębatą stożkową. Czas pracy tej przekładni bez konserwacji jest właściwie nieograniczony.

Przekładnia główna zawiera tylko jeden stopień redukcyjny epicykloidalny (rozwiązanie cięższe niż przekładnia dwustopniowa, ale prostsze) i przekładnię stożkową o zębach spiralnych Gleasona. Naprężenia w stopie zęba i nacisk jednostkowy zostały złagodzone do tego stopnia, że przewidziana początkowo maksymalna moc przenoszona 885 KM została podwyższona do 1100 KM. Trwałość łożysk przekładni szacowana jest na około 4000 h.

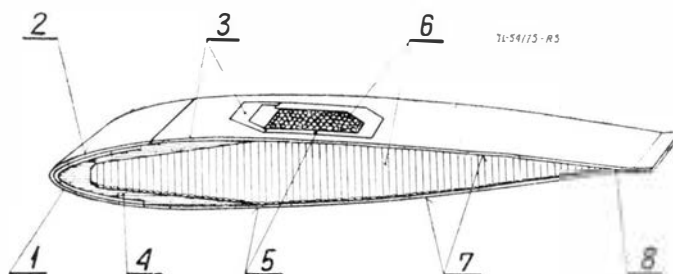
Do napędu został użyty silnik turbiny o sztywnym wale Turbomeca Astazou XVIII o mocy 1045 KM (770 KW). W silniku tym wprowadzono nowy typ urządzenia ograniczającego przepływ paliwa w chwili zbliżania się silnika do granicy pompażu (nie-



Rys. 4. Głowica NAT śmigłowca SA-360

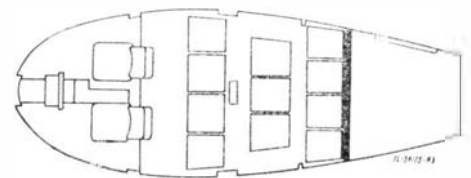
statecznej pracy sprężarki). Urządzenie to koryguje błędy pilotażu mogące prowadzić do przekraczania ograniczeń pracy silnika. Wloty powietrza do silnika są wyposażone w osłony przeciwooblodzeniowe i przeciwhałasowe, mogą być również zamontowane filtry przeciwpiaškowe typu Vortex.

Zastosowane układy sterujące są klasyczne, jednak układ sterujący wirnikiem głównym ma dwa zespoły serwo-sterowników. Pierwszy przyjmuje rozkazy bezpośrednio z nieruchomej tarczy sterującej łopatom, drugi —



Rys. 5. Przekrój łopaty wirnika śmigłowca SA-360: 1 — Vulkallan i stal nierdzewna, 2 — tworzywo sztuczne, 3 — warstwa pośrednia, 4 — dźwigar laminatowy (rowing, polyester), 5 — laminat węglowy, 6 — wypełniacz ulowy, 7 — warstwa ochronna z tworzywa sztucznego, 8 — krawędź spływu

sterowany z kabiny pilota — może również odbierać sygnały elektryczne pochodzące od pilota automatycznego. Zawieszenie antywibracyjne wirnika głównego typu rusztowego było już poprzednio stosowane w śmigłowcach Gazelle i SA-330 Puma. Dla prototypów SA-360 Dauphin elementy tego zawieszenia były wykonane jako kołowe. Dawało to możliwość otrzymania zawieszenia tylko wzdłużnego bądź tylko poprzecznego, z różnymi wartościami sztywności. Zasadą tego zawieszenia jest fakt, że dla wirnika dwułopatowego, a szczególnie dla czterołopatowego, którego częstotliwość drgań giętno-skrotnych drugiego typu usytuowana jest między 2 i 3  $\Omega$ , wzbudzenie czysto pionowe w głowicy wir-



Rys. 3. Rozplanowanie kabiny

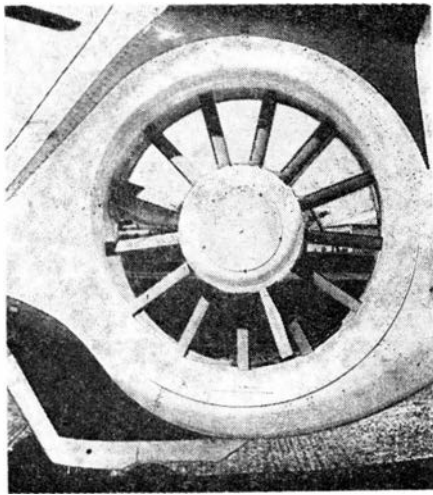
nika jest bardzo słabe. Powodem wzbudzenia drgań w głowicy są siły tnące istniejące w płaszczyźnie wirnika lub momenty, które są tym większe, im mimośrodowość drgań flatterowych łopaty jest większa. Zawieszenie pokazane na rys. 7 i 8 pozwala dokładnie oddzielić te rodzaje wzbudzenia. Konkretnie ukształtowanie tego typu zawieszenia musi zabezpieczyć przeniesienie momentu obrotowego od reakcji wirnika na strukturę śmigłowca. Zawieszenie to było wykonane ze stali w śmigłowcach prototypowych, w śmigłowcach seryjnych będzie wykonane z tworzywa na bazie elastomeru, zasadniczo zmniejszających masę (z 37 kg na 13 kg).

Podwozie trójkołowe z kółkiem ogonowym umiejscowionym pod wirnikiem tylnym zmniejsza poważnie opór czołowy śmigłowca. Poza tym jest ono lżejsze niż rozwiązanie klasyczne z kółkiem z przodu. Tego typu podwozie ułatwia i przyspiesza lądowanie. Śmigłowiec podchodzi do lądowania z nisko opuszczonym ogonem i dotyka ziemi kółkiem ogonowym, następnie opada powoli na koła główne w sposób prawie automatyczny. Zmniejszenie sko-

ku wirnika głównego następuje w momencie dotknięcia ziemi przez kółko ogonowe. Jest to duże ułatwienie dla pilota. Podwozie to oferowane jest w wersji chowanej i stałej.

Na SA-360 przewidziane są następujące rodzaje wyposażenia operacyjnego:

- instalacja radio-komunikacyjna i radio-nawigacyjna,
- automatyczny pilot,
- wyposażenie kabiny pasażerskiej (10 lub 13 osób),
- wyposażenie kabiny transportowej; składane siedzenia, pierścienie kotwiczne,
- wyposażenie do transportu zewnętrznego, hak o udźwigu 1250 kG,
- pływak,



Rys. 6. Śmigło ogonowe typu fenestron

- wyciągarka o udźwigu 273 kG,
- harpun unieruchamiający (do lądowania na pokładzie statku),
- wyposażenie kabiny do transportu sanitarnego; 4 pary noszy,
- dodatkowe zbiorniki,
- 6 lub 8 pocisków przeciwzołgowych typu HOT i głowica Mini TAT.

Realizacja programu budowy SA 360 — była następująca:

- czerwiec 1970 r. — ustalenie głównych rozwiązań technicznych;
- 1 lipca 1972 r. — pierwszy lot pierwszego prototypu;
- 4 lipca 1972 r. — osiągnięcie prędkości 300 km/h;
- 13 lipca 1972 r. — osiągnięcie pułapu 5000 m;
- 29 stycznia 1973 r. — pierwszy lot drugiego prototypu;
- 15 i 16 maja 1973 r. — ustanowienie trzech rekordów międzynarodowych prędkości w kategorii E. Id.;
- kwiecień 1975 r. — planowany termin pierwszego lotu śmigłowca seryjnego;
- koniec 1975 r. — przewidywana pierwsza dostawa śmigłowca seryjnego.

Dwa prototypy wykonały w sumie 600 h lotu. Zespół silnik — przekazywanie napędu — wirnik był wypróbowywany na stanowisku wytrzymałościowym przez 1750 h, w tym przez 900 h z tymi samymi częściami.

Zespół napędu głównego BTP był wypróbowywany przez 800 h przy mocy wyższej o około 20% od rzeczywistej. Części pracujące na zmęczenie mają w większości trwałość nieograniczoną (np. łopaty główne, fenestron) lub bardzo dużą, praktycznie nieograniczoną.

#### Osiągi śmigłowca

Zmierzone osiągi prototypów potwierdziły osiągi założone. Śmigłowiec może latać w bardzo dużym zakresie wysokości i temperatury. Prędkości maksymalne w locie ustalonym oscylują między 275 km/h a 300 km/h, w zależności od masy całkowitej i wysokości. Prędkości przy pełnej mocy w locie nurkowym doszły do 372 km/h. Te bardzo dobre osiągi prędkościowe pozwoliły pobić rekordy międzynarodowe w wersji standardowej:

- rekord prędkości na 100 km: 229 km/h (masa całk. 2335 kg, moc 683 KW);
- rekord prędkości na 15 km: 303 km/h (masa całk. 2120 kg, moc 675 KW);
- rekord prędkości na 3 km: 312 km/h (masa całk. 2185 kg, moc 750 KW).

Zużycie paliwa wynosi około 0,7 kg/km, co przy zbiornikach standardowych o pojemności 528 kg paliwa daje zasięg 750 km bez rezerwy.

#### Własności lotu

##### Sterowność i zwrotność

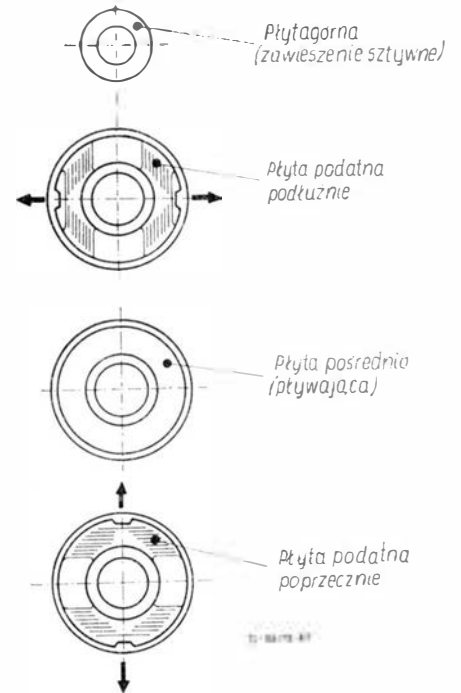
Zastosowanie wirnika czterołopatowego i mimośrodowego osi obrotu łopat od środka ciężkości śmigłowca (165 mm) powoduje względne zwiększenie mocy sterowania, ale daje śmigłowcowi dobrą sterowność (w locie ustalonym 25°/s na skokową 10% zmianę kursu, zarówno przy przechyłach wzdłużnych jak i poprzecznych). Przy wahaniach wokół osi pionowej 75°/s na 10% zmianę kursu pedałami.

Śmigłowiec jest w stanie lécieć przy wietrze przeciwnym ok. 75 km/h. Zakres wyważenia wynikający z mocy sterowania wirnika i z możliwych jej odchyżeń wynosi 90 cm. Możliwe wartości współczynnika przeciążenia ilustruje krzywa (rys. 10). Wartości konkretne tego współczynnika zależą od charakterystyk wirnika głównego, a szczególnie od powierzchni łopat i ich prędkości obwodowej.

##### Stateczność

Stateczność kierunkowa i poprzeczna jest na tyle dobra, że SA-360 przy spokojnej pogodzie może lécieć z prędkością przelotową bez żadnego systemu stabilizacji. Usterzenie śmigłowca zapewnia dobrą stateczność dynamiczną. Stateczniki boczne stabilizują lot w przypadku gdy statecznik główny jest w cieniu aerodynamicznym kadłuba. Poza tym pozwana

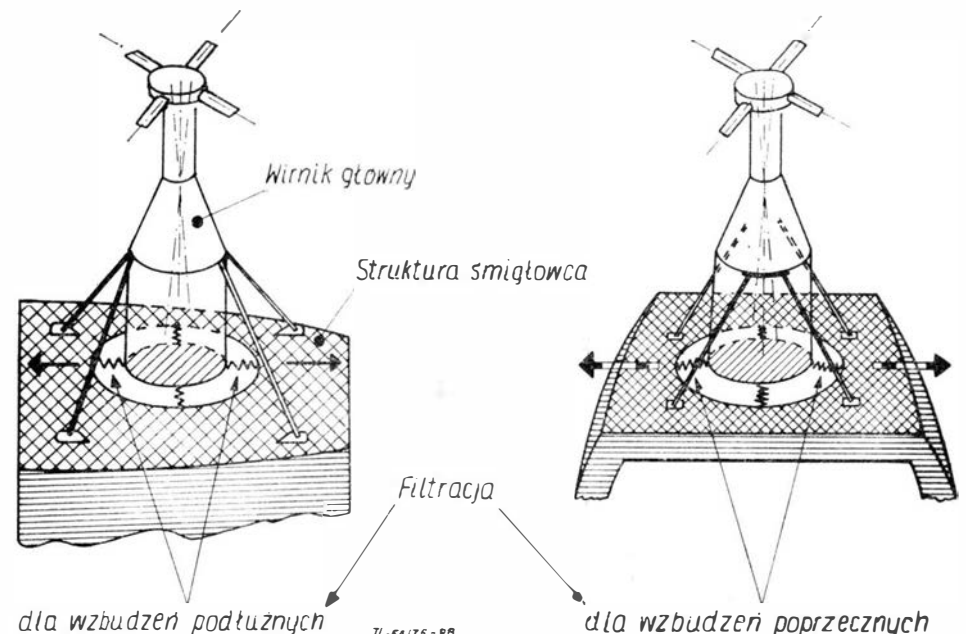
lają one lécieć z prędkością optymalną bez ślizgu i bez poprzecznego przechylenia. Dobra sterowność i stateczność śmigłowca, połączona z szybką reakcją silnika na sygnały mocy dają mu dużą zwrotność i dobre własności przyspieszania pionowego lub poziomego.



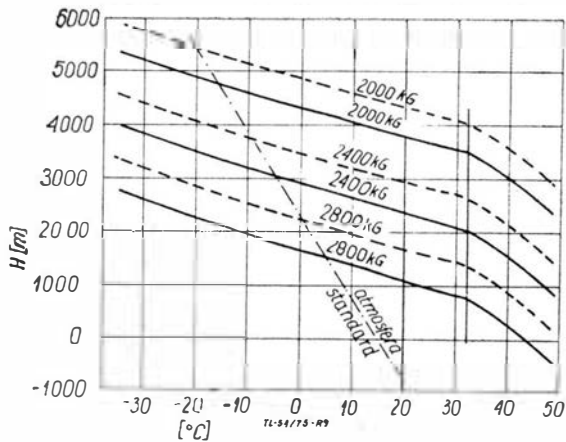
Rys. 7. Ruszt amortyzujący drgania wirnika

#### Rezonans ziemny

Oprócz znajomości częstotliwości drgań własnych łopat przy 0,6 Ω trzeba było sprawdzić, czy nie zachodzi rezonans drgań łopat w pobliżu ziemi, np. przy lądowaniu. Zastosowany układ podwozia z amortyzatorami oleopneumatycznymi oddala częstość



Rys. 8. Schemat rusztowego zawieszenia wirnika



Rys. 9. Osiągi w locie ustalonym

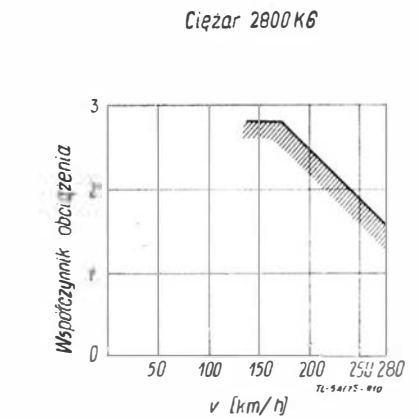
drgań przy styku z ziemią od stref krytycznych i dobrze ją wytłumia. Zarówno rachunek jak i doświadczenia dowiodły, że nie ma żadnego niebezpieczeństwa wpadnięcia łopat w rezonans ziemny. Tłumiki drgań typu Lord, znajdujące się w głowicy wirnika, nie grają roli w wytłumieniu rezonansu ziemnego, natomiast pozwalają uniknąć nadmiernego wzrostu momentów aerodynamicznych przy uruchamianiu i zatrzymaniu wirnika, w przejściu pierwszej częstotliwości drgań własnych łopat i wszystkich ewentualnych zjawisk rezonansu powietrznego.

Przeprowadzono również badania poziomu drgań zawieszenia wirnika. Na rys. 11 krzywa 1 pokazuje, jaki byłby poziom drgań, gdyby zawieszenie było zablokowane. Odblokowanie zawieszenia poprzecznego 2 pozwala obniżyć amplitudę drgań z  $\pm 0,7$  g na  $\pm 0,35$  g przy 230 km/h. Dodanie za-

wieszenia wzdłużnego 3 przenoszącego drgania wzdłużne redukuje amplitudę drgań z  $\pm 0,35$  g na  $\pm 0,17$ , przy tej samej prędkości. W końcu zmniejszenie amplitudy drgań na  $\pm 0,005$  g przy prędkości 230 km/h (krzywa 4) uzyskano przez dodanie mas lokalnych na 0,4 R. Wartość ta jest prawie stała, ponieważ przy prędkości 300 km/h osiąga około  $\pm 0,07$  g. W celu uniknięcia lekkich szarpnięć wywołanych przez cień aerodynamiczny pozostający za głowicą wirnika przykryto głowicę kołpakiem.

#### Niezawodność — obsługa techniczna

Niezawodność i łatwa konserwacja śmigłowca były jednym z głównych celów branych pod uwagę przy jego konstruowaniu. I chociaż jest jeszcze za wcześnie na określenie tych cech na podstawie danych eksploatacyjnych



Rys. 10. Zależność współczynników obciążenia od prędkości

śmigłowca, można wymienić parę uwag dowodzących, że cele te będą osiągnięte:

- Zastosowano tylko dwie przekładnie do przekazywania napędu. Przekładnia ogonowa pracuje praktycznie tylko w locie ustalonym i jej trwałość jest właściwie nieograniczona.

- Przekładnia główna, prosta, w dodatku trochę przewymiarowana w celu podwyższenia trwałości, przeszła bardzo surowe próby bez poważniejszych awarii.

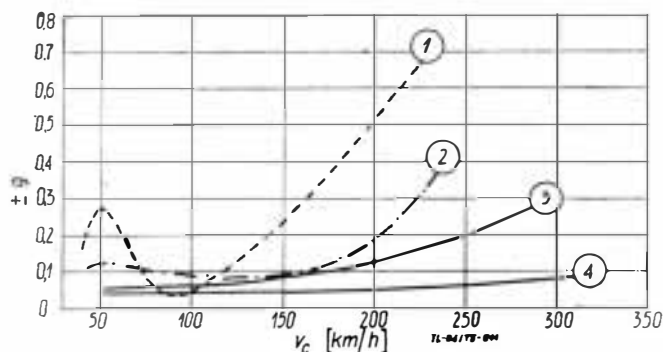
- Wirnik główny jest zbudowany z podobnych elementów jak wirnik Gazelle, a więc można określić jego niezawodność na podstawie doświadczeń zebranych przy Gazelle.

- Łopaty główne i łopaty śmigła ogonowego zawsze pracują pod ich granicą zmęczenia i mają trwałość teoretycznie nieograniczoną.

- Śmigło ogonowe nie smarowane, nie potrzebuje żadnej konserwacji.

#### DANE TECHNICZNE

Srednica wirnika	11,50 m	Ciężar całkowity	2700 kG
Długość	13,41 m	Prędkość przelotowa maks.	275 km/h
Długość kadłuba	11,07 m	Prędkość przelotowa	230 km/h
Wysokość	3,40 m	Prędkość przelotowa ekonomiczna	230 km/h
Rozstaw podwozia	2,34 m	Wznoszenie (Q = 2500 kG)	7,5 m/s
Srednica śmigła ogonowego	0,90 m	Pułap zawisu bez wpływu ziemi	3200 m
Rozpiętość statecznika poz.	3,08 m	Pułap zawisu z wpływem ziemi	3300 m
Ciężar własny	1350 kG	Zasięg z ładunkiem 750 kG	540 km
Paliwo	480 ÷ 660 l	Zasięg z ład. 650 kG	750 km
Ciężar handlowy	1250 kG	Zasięg przy przebazowaniu	780 km



Rys. 11. Poziomy drgań w różnych konfiguracjach zawieszenia (mierzone na fotelu pilota)

- Silnik turbinowy Astazou XVIII pochodzi z rodziny silników Astazou XIV i Astazou XVI, z którymi nie było dotąd kłopotów.

- Jedyny element poddany widocznemu zużyciu — sprzęgło — jest zbudowany w sposób modułowy i może być wymieniany przez samego użytkownika. Okres trwałości — około 1500 sprzęgnięć.

- Dostęp do wszystkich głównych organów śmigłowca jest łatwy. Czasy przewidziane na montaż i demontaż głównych zespołów są następujące:

- łopaty główne: demontaż 0 h 30', montaż 0 h 30';

- głowica: demontaż 0 h 45', montaż 1 h;



Rys. 12. SA-365 Dauphin-Arriel

- przekładnia główna: demontaż 1 h 15', montaż 1 h 45';
- silnik: demontaż 1 h, montaż 1 h 30';
- Fenestron: demontaż 0 h 10', montaż 0 h 20'.

Przez analogię do obsługi technicznej Gazelle został określony czas konserwacji SA-360 na godzinę lotu:

- obsługa dzienna — 0 h 21';
- obsługa przy przeglądach okresowych — 0 h 29';
- obsługa nieprzewidziana — 0 h 05';
- obsługa całkowita — 0 h 55' na 1 h lotu.

Koszt tych usług jest skalkulowany następująco:

- koszt prac obsługowych (35 F za 1 h)  $0,55 \times 35 = 19$  F za 1 h lotu;
- koszt przeglądów i wymian zespołów — 203 F za 1 h lotu;
- koszt całkowity (45 dol.) — 222 F za 1 h lotu.

Dodaje się jeszcze tzw. koszt bezpośredni (*Direct Operating Cost*) wliczając w niego koszt paliwa, olejów, ubezpieczenia, wyposażenia i koszt amortyzacji.

#### Dwusilnikowy SA-365

Jako dalszy rozwój SA-360 Dauphin w Aérospatiale została opracowana wersja dwusilnikowa tego śmigłowca, oznaczona SA-365. Rys. 12 ilustruje, w jaki sposób napęd z dwóch silników Turbomeca Arriel po 600/690 KM jest przenoszony na przekładnię główną, tę samą, co w wersji jednosilnikowej.

Modyfikacje kadłuba nie powinny zmienić zasadniczo zachowania się śmigłowca w locie. Nastąpiłoby tylko zwiększenie mocy całkowitej do 3000 kg, co nie stanowiłoby problemu dla wirnika głównego i dla przekładni głównej. Przewidywana jest również

wersja SA-366 napędzana dwoma silnikami Lycoming LTS-101 po 590 KM.

W konkluzji można stwierdzić, że SA-360 Dauphin jest rzeczywiście nowoczesnym następcą Alouette III, przy zbliżonych wymiarach gabarytowych ma lepsze osiągi i wyższy poziom komfortu. Śmigłowiec odznacza się wysoką niezawodnością, prostotą budowy i prostotą obsługi technicznej.

#### LITERATURA

1. R. MOUILLE: Le SA-360 Dauphin. Définition et mise au point. *L'Aéronautique et l'Astronautique* 1974 nr 47.
2. J. GAMBU, J. PERARD: Aérospatiale SA-360. *Aviation Magazine* nr 611, I.VI. 1973, s. 33-43.
3. J. GAMBU: Aérospatiale hélicoptères. *Aviation Magazine* nr 646, 15.XI 1974, s. 47-50.

Opracowali: A. Kuśmierz i R. Słotwiński

# Rozwój koncepcji samolotu myśliwskiego • Część II

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

W drugiej części artykułu przedstawiono kryteria wyboru lekkiego samolotu myśliwskiego oraz przedstawiono i porównano samoloty YF-16, Dassault F-1E i SAAB Viggen.

## Kryteria wyboru lekkiego myśliwca lat osiemdziesiątych

Przy wyborze lekkiego myśliwca na lata osiemdziesiąte tryumf odniosła koncepcja samolotu zwrotnego, rozwijającego duże przyspieszenia i wyróżniającego się znaczną prędkością wznoszenia. Jest to samolot koncernu General Dynamics oznaczony jeszcze jako YF-16 (w przyszłości, po wprowadzeniu wielu zmian konstrukcyjnych, samolot produkowany seryjnie będzie miał symbol F-16).

Dlaczego YF-16 odniósł zwycięstwo nad — zdawałoby się równie doskonałym — dwusilnikowym samolotem Northrop YF-17?

Szczegółowej odpowiedzi na ten temat udzielił sekretarz (minister) Departamentu Obrony James R. Schlesinger i jego zastępca J. Lucas (*Air et Cosmos* nr 560, 18.I 1975; *L US Air Force Choisit le YF-16 i Air et Cosmos* nr 561, 25.I 1975, s. 21÷25; *Le premier F-16 de preserie volera fin 1976*).

Schlesinger skierował uwagę przede wszystkim na istotne sprawy techniczne, które na obecnym etapie rozwoju tych dwu samolotów zadecydo-

wały o wyższości samolotu General Dynamics:

Zwrotność. Na wysokości 10 000 m i przy prędkości YF-16 i YF-17  $M = 0,9$  prędkość kątowna ustalonego zakrętu jest identyczna, lecz przy prędkości  $M = 1,2$  — YF-16 jest lepszy o  $0,5^\circ/s$ . Należy jeszcze dodać, że zwrotność obu konkurujących ze sobą samolotów przewyższa wyniki najnowszej odmiany samolotów F-4E Phantom o 80%!

Przyspieszenie. Według oświadczenia Schlesingera ten parametr w poważnym stopniu zaważył na decyzji wyboru samolotu YF-16. Podwyższenie prędkości z  $M = 0,9$  do  $M = 1,6$  trwa w przypadku YF-16 o 15 s krócej niż u YF-17, co w teorii daje mu przewagę w walce powietrznej. Porównując przyspieszenia samolotów YF-16 i Phantom, Pentagon przekonał się, że osiągi YF-16 są dwukrotnie lepsze w tej dziedzinie niż F-4E. YF-16 zawdzięcza to bardzo dokładnemu opracowaniu aerodynamiki i wyjątkowo dużemu stosunkowi ciągu do masy samolotu.

Współczynnik obciążenia dopuszczalnego. Na wysokości 13 000 m i przy prędkości  $M = 0,8$  współczynnik obciążenia YF-16 jest dwukrotnie wyższy aniżeli dopuszczalny współczynnik obciążenia samolotu Phantom F-4E.

Zasięg. YF-16 przeprowadzając akcję przewagi powietrznej ma w porównaniu z YF-17 zasięg większy o 75 do 100 km przy podobnym uzbro-

jeniu (dwa pociski AIM9 i działko z 500 pociskami). W tym porównaniu zasięgu występuje poważna rozbieżność, gdyż np. czasopismo *L'Aéronautique et l'Aéronautique* (nr 4/1974) podaje, że zasięg obu samolotów jest prawie jednakowy. Natomiast *Air et Cosmos* ze stycznia 1975 — cytując Schlesingera — właśnie zwraca uwagę na znacznie większy zasięg samolotu YF-16. Dla akcji konwojowania przewidziany jest zasięg około 3800 km dla odmiany doświadczalnej, która będzie tankowała paliwo w powietrzu, a w odmianie seryjnej F-16 będzie zabierał ze sobą dodatkowe 2900 kg paliwa w zbiornikach podwieszanych.

Oprócz wymienionych zalet technicznych, które przesądziły o wyborze samolotu YF-16, należy jeszcze wymienić przesłanki natury ogólnej i ekonomicznej, mające również poważny wpływ na decyzję Pentagonu reprezentowanego przez Lotnictwo Wojskowe Stanów Zjednoczonych.

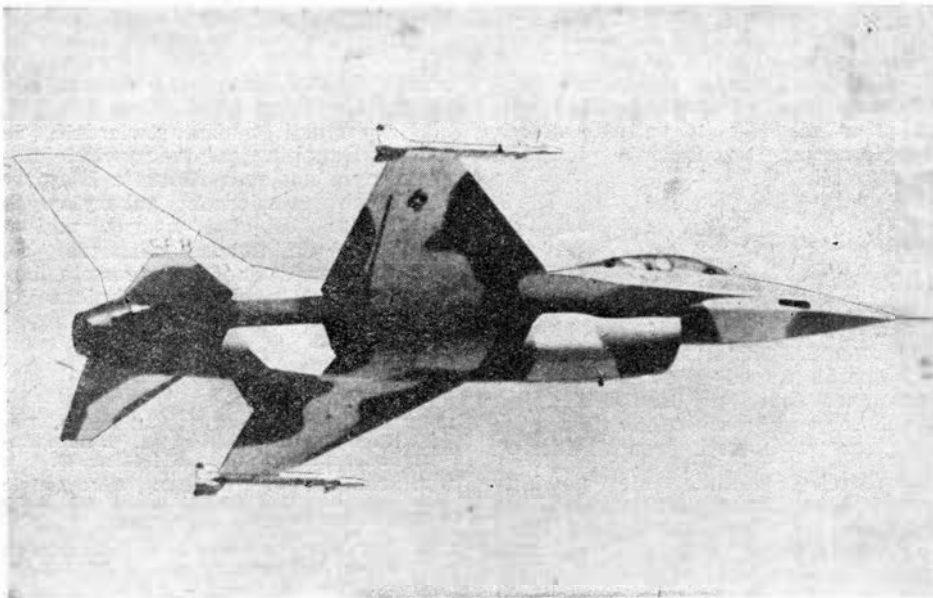
YF-16 jest samolotem doświadczalnym

YF-16 w obecnej postaci jest samolotem doświadczalnym. W trakcie prób przeprowadzanych z tym samolotem (zanim wejdzie on do produkcji seryjnej) Lotnictwo Wojskowe USA pragnie uzyskać możliwie dużo materiałów, które następnie wykorzysta przy pracach nad kolejnym samolotem myśliwskim realizowanym wg programu AFTI. Samolot taki miałby wejść do produkcji w połowie lat dwudziestych. Jako samolot doświadczalny YF-16 ma konstrukcję przyszłościową, podobnie jak przyszłościowy jest jego osprzęt. Tymczasem YF-17 jest samolotem, który doskonale spełnia wymogi dnia dzisiejszego, ale jest maszyną konwencjonalną — rozwinięciem opracowanego przed laty samolotu P-530 Cobra, nie wnoszącym nowych przyszłościowych rozwiązań.

YF-16 wyposażony jest w silnik Pratt and Whitney F-100

A zatem w taki sam jak dwusilnikowy F-15 Eagle. Jest to ważne ze względów ekonomicznych, gdyż nie występują dodatkowe koszty na prace rozwojowe nad nowym zespołem napędowym (przystosowanie i dopracowanie silnika J-101 firmy General Electric dla YF-17 kosztowałoby minimum 300 mln dolarów).

Dalszą korzyścią jest wydłużenie serii produkcyjnej silników F-100 co najmniej do 900 szt. (650 szt. dla samolotów YF-16 i połowa tej liczby jako silniki wymienne i części zapa-



Rys. 1. General Dynamics YF-16



sowe). W przypadku gdyby USA zdobyły duże powodzenie eksportowe dla samolotu (przewiduje się, że liczba sprzedanych YF-16 może osiągnąć nawet liczbę 3000÷3500 szt.), wówczas seria produkcyjna silników F-100 może być jeszcze wydłużona — jeżeli doliczymy dostawy dla dwusilnikowych samolotów bojowych Eagle — do około 7000 szt. Oznacza to, że nakłady na koszty prac badawczych i rozwojowych nad tym silnikiem zostaną rozłożone na znacznie większą niż planowano liczbę zbudowanych silników, wskutek czego ich cena powinna ulec obniżeniu (nawet pomimo zjawiska inflacji).

Rozłożenie nakładów w czasie

Samolot YF-16 (już jako F-16) wejdzie do produkcji seryjnej najwcześniej na przełomie lat siedemdziesiątych i osiemdziesiątych, gdyż jak wspomnieliśmy jest on pod wieloma względami samolotem doświadczalnym i nowatorskim (dla przykładu wymienimy tylko elektryczny system sterowania, nie dublowany przez układ urządzeń mechaniczno-hydraulicznych). Z uwagi na to nakłady na przygotowanie produkcji seryjnej będą rozłożone na co najmniej 5 lat, co w dobie oszczędności budżetowych postulowanych przez Kongres USA jest bardzo pożądane.

Być może na stanowisko Pentagonu miały również wpływ argumenty General Dynamics przedstawiające korzyści, które wynikają z wyboru samolotu jednosilnikowego. Oto teoretycznie obliczona oszczędność eksploatacji jednosilnikowego YF-16 w porównaniu z dwusilnikowym YF-17:

— *oszczędność na ciężarze, a więc i na kosztach* General Dynamics wyliczyła, że przy serii liczącej 1000 samolotów YF-16 oszczędność ta wyniesie 300 000 000 dolarów, zważywszy uzyskiwane na każdym płatowcu oszczędności w wysokości 300 000 dolarów;

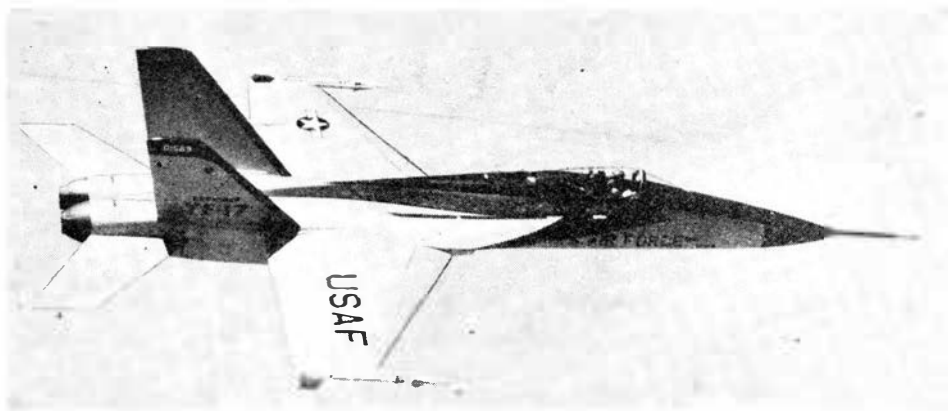
— *oszczędność na zużyciu paliwa* która ma wynosić przy żywotności samolotu określanej na 15 lat po 235 000 dol./szt.; General Dynamics operuje obowiązującą ceną z końca 1974 r., tj. po 10 amerykańskich centów za jeden litr;

— *oszczędność na przeglądach i remontach* ma wynosić (przy planowanej żywotności 15 lat) po 1 mln dol. na jednym samolocie.

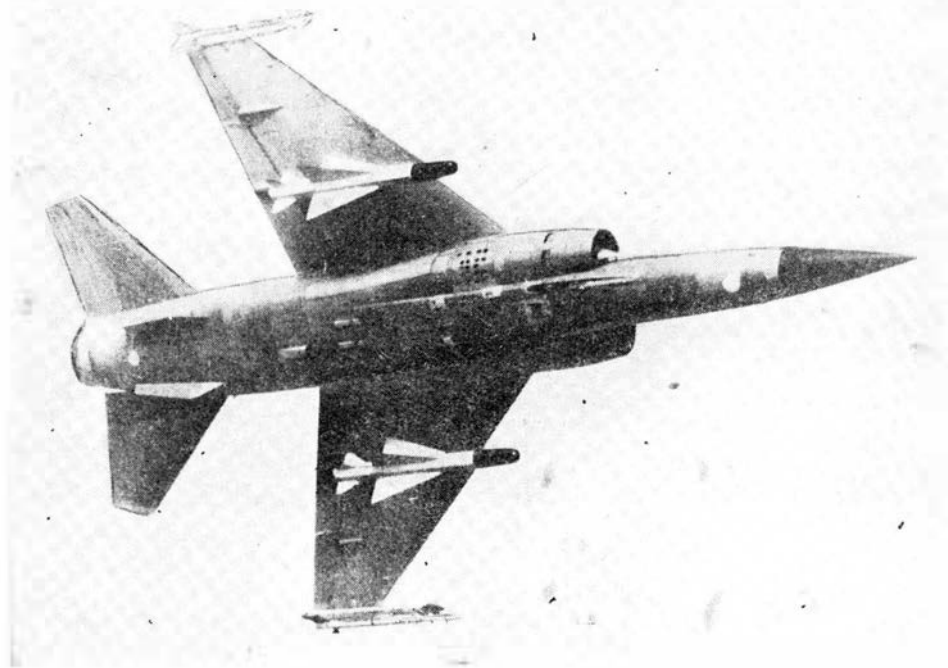
Po wyborze przez Lotnictwo Wojskowe samolotu YF-16 jego producent podał do wiadomości charakterystykę seryjną tego samolotu, znacznie różniącą się od egzemplarzy doświadczalnych.

Wymiary samolotu są tylko nieznacznie zmienione. Zostanie przedłużony dziób samolotu o 22 cm, gdzie się będzie mieścił radar (w YF-16 radar nie był instalowany). Zmienia się również sylwetka samolotu. Przód będzie obniżony w celu polepszenia opływu wokół całego płatowca i aerodynamiki fali przy chwycie powietrza, zwłaszcza przy małym promieniu zakrętu.

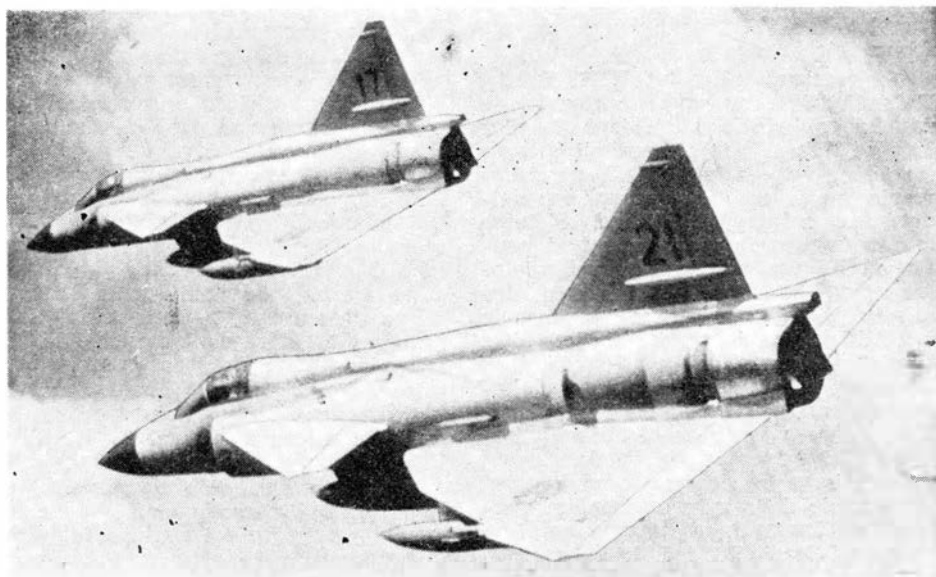
Natomiast nie zmieniony jest kształt płata i usterzenia, co zdaje się świadczyć, że uprzednio przeprowadzane



Rys. 2. Northrop YF-17



Rys. 3. Dassault Mirage F1



Rys. 4. SAAB J-37 Viggen — Eurofighter

próby dowiodły dobrego opracowania aerodynamiki tych elementów. Zmniejszono jedynie powierzchnię obu małych płetw podkadłubowych.

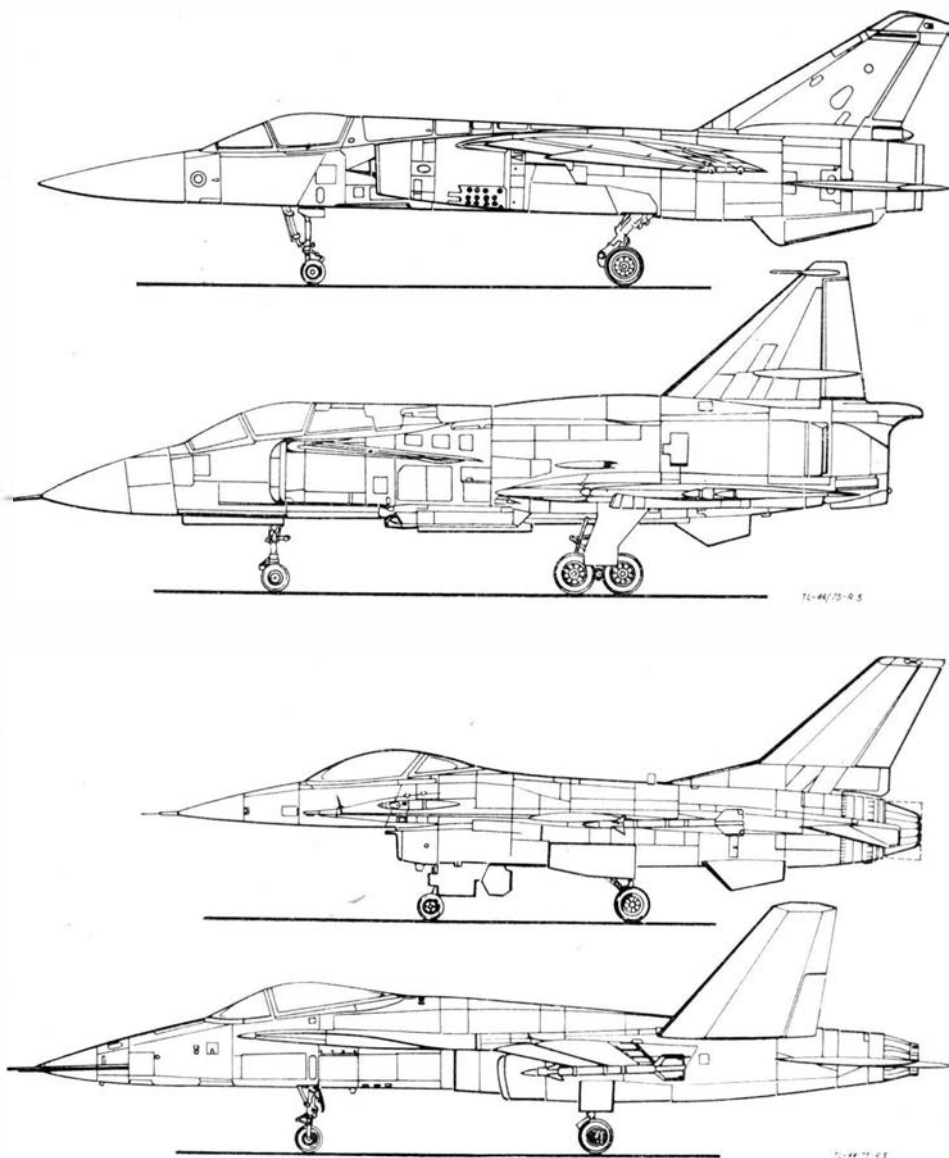
Największe różnice wykazuje porównanie masy samolotu doświadczalnego i seryjnego. I tak: ciężar własny F-16 ma wzrosnąć o ponad 1000 kG (wielkości szacunkowe), ciężar samolotu przeznaczonego do akcji bojowej o ok. 1500-2000 kG, a maksymalny ciężar startowy do około 15000 kG. Prawdziwy skok wielkości wykazuje użyteczny ciężar zewnętrzny (dodatkowe zbiorniki paliwa lub uzbrojenie). Wzrost tego ciężaru wynosi 2900 kG (!), łącznie do 6900 kG. Wydaje się, że z uwagi na brak możliwości zwiększenia pojemności wewnętrznych zbiorników paliwa, dodatkowy udźwieg zewnętrzny przeznaczony jest na zbiorniki paliwa, które F-16 będzie musiał ze sobą zabierać przy konwojowaniu albo przy przebazowaniu samolotów na duże odległości (akcja *most powietrzny*).

### Francuski konkurent samolotu F-16: Dassault Mirage F-1E/M-53

Francuskie lotnictwo wojskowe już w połowie lat sześćdziesiątych zleciło koncernowi Marcel Dassault Aviation przeprowadzenie badań nad koncepcją samolotu myśliwsko-szturmowego i bliskiego wsparcia, który zastąpiłby pod koniec bieżącej dekady znakomite, ale wysłużone samoloty Mirage III i 5. Wydaje się celowe prześledzić drogę Francuzów, która doprowadziła do budowy obecnego Mirage F-1E z silnikiem M-53, samolotu spełniającego nawet w opinii zawsze niechętnych Francji Anglików (*Flight* z 12.XII 1975 r., s. 832 i 833) prawie wszystkie postulaty wynikające z założeń nowej doktryny walki powietrznej (charakterystyka, konstrukcja, osiągi, osprzęt i uzbrojenie).

Mechanizm konkurencyjnej walki francusko-amerykańskiej o dostawy na rynek europejski nowej generacji samolotów myśliwsko-szturmowych z lat 1974/75 jest powtórzeniem historii z roku 1961, kiedy Lockheed korzystając z wielkiego poparcia Departamentów Stanu i Obrony Stanów Zjednoczonych przekonał kilka państw naszego kontynentu, żeby zakupiły jego samoloty F-104 Starfighter, a nie francuskie Mirage.

W przeciągu kilku lat RFN, Belgia, Holandia, Włochy wyprodukowały na zasadzie nabytej licencji 1269 Starfighterów. Wskutek tej transakcji Europa straciła okazję i możliwość produkowania serii zunifikowanego europejskiego samolotu, tj. Mirage. Kolejne lata wykazały, że oferowany tym państwom Mirage przewyższa pod wieloma względami Starfightery, czego dowiodły walki powietrzne na froncie izraelskim, pakistańskim i in. Nic przeto dziwnego, że we Francji i w krajach licencjodawcach wyprodukowano ponad 1500 samolotów Mirage III i 5. Co więcej, w chwili gdy kariera Starfighterów dobiegała kresu, stare Mirage są jeszcze produkowane i cieszą się dobrym powodzeniem rynkowym (Dassault ma zamówienie na budowę Mirage III i 5, które zapewnią mu dostawy do 1979 roku). Podczas gdy pięć europejskich krajów NATO produkowało Starfightery, we



Rys. 5. Samoloty Mirage F 1E, Saab Viggen, YF-16 i YF-17

Francji i Szwecji trwały intensywne prace nad samolotem myśliwskim nowej generacji. Szwecja rozwijała bardzo udane samoloty Drakken, a następnie Viggen (podobno najbardziej odpowiadające warunkom walki powietrznej i bliskiego wsparcia); Francja — dwa samoloty: F-2 (dwumiejscowy z silnikiem dwuprzepływowym TF-306 firmy Pratt Whitney i SNECMA) dla prowadzenia akcji szturmowej na niskim pułapie nad terytorium nieprzyjaciela oraz F-1 z silnikiem SNECMA ATAR 9K. Względny finansowy zmusiły do zaniechania realizacji programu F-2, natomiast doświadczalny F-1, którego oblot odbył się 23 sierpnia 1966 r., rozpoczął serię prototypów oznaczonych jako F-01, 02 i 03. Pierwsze loty tych prototypów miały miejsce w latach 1969 i 1970. Próbné loty prototypów służyły do zbadania, a następnie wytypowania i optymalizacji aerodynamiki samolotu, jego uzbrojenia i osprzętu elektronicznego. Dzisiaj tworzą one zintegrowany system: płatowiec — silnik — uzbrojenie — osprzęt i między innymi również z tego powodu przewyż-

szają amerykański YF-16, do którego wyposażenie jest dopiero dopasowywane.

W samoloty F-1 — ATAR wyposażone są dwie eskadry francuskiego lotnictwa wojskowego. Samolot F-1 z najnowszym silnikiem M-53 przechodzi z dużym powodzeniem próby w powietrzu. Jest to jedyny dopracowany samolot z grupy czterech konkurencyjnych samolotów.

### Porównanie charakterystyk i efektywności bojowej samolotów YF-16, Dassault F-1E-M53 i Saab-Viggen

Współczesny samolot myśliwski przeznaczony jest do przeprowadzania dwu zadań bojowych: walki powietrznej w klasycznym pojęciu tego słowa oraz bliskiego wsparcia i akcji szturmowej (bombardowania z niskiego pułapu). Dawniej wykonywanie tych zadań wymagało zasadniczo dwu odmiennych konstrukcji samolotów.

Do walki o przyszłe rynki zbytu na lekkie (do 18 000 kG) samoloty myśliwsko-szturmowe wystąpiły trzy państwa: Stany Zjednoczone (samolot

YF-16), Francja (F-1E-M53) i Szwecja (Saab — Viggen). Każdy z tych samolotów został zaprojektowany z uwzględnieniem innych celów, które w danym przypadku wydawały się konstruktorom istotne.

Krótki przegląd podstawowych parametrów konstrukcji samolotów oraz ich osiągnięć pozwoli na zorientowanie się, który z nich najbardziej odpowiada zadaniom stawianym przed samolotem myśliwskim lat 1980-1990.

Powróćmy raz jeszcze do najważniejszych charakterystyk, które decydują o przydatności współczesnego samolotu myśliwsko-szturmowego do obu wymienionych na wstępie zadań. Istotna jest wartość stosunku wielkości ciągu do masy samolotu (wskaźnik  $= 0,8 \div 1,0$ ), determinująca jego przyspieszenie, prędkość wznoszenia i promień zakrętu przy dużym współczynniku obciążenia dopuszczalnego. Znaczenie tego parametru dla wartości samolotu zwiększa jeszcze fakt, że współcześnie stosowany kształt płata powoduje olbrzymi wzrost oporów przy dużym kącie natarcia.

Związana z tym jest kwestia silnika. Występuje kontrowersja pomiędzy

zwolennikami silników *czysto* odrzutowych i silników dwuprzepływowych. Oba te rodzaje mają swoje zalety (większe lub mniejsze zużycie paliwa, odmienna wielkość ciągu z — i bez dopalacza, np. w silnikach dwuprzepływowych włączenie dopalacza zwiększa ciąg o 80%, ale za to ciąg bez dopalacza jest znacznie niższy niż w silnikach odrzutowych itp.), tak że praktycznie rzecz biorąc konstrukcja silnika musi być oparta na kompromisie, tak aby w każdych warunkach eksploatacji (niski i wysoki pułap) mógł się on wykazać jak najlepszymi dla danej konstrukcji wynikami.

Przyjmując, że każdy z tych trzech samolotów dysponuje silnikiem wysokiej jakości, musimy zwrócić jeszcze uwagę na wskaźniki techniczno-ekonomiczne jego pracy. Jest rzeczą oczywistą, że nabywca nowego samolotu myśliwsko-bombowego będzie przykładał szczególne znaczenie do wielkości zużycia paliwa oraz łatwości obsługi i remontów. Pod tym względem najlepszą charakterystykę (wg cytowanego czasopisma *Flight*) wykazuje nowy francuski silnik jednowałowy SNECMA M-53: prosty w obsłu-

dze i najoszczędniejszy pod względem zużycia paliwa. Ten ostatni szczegół ma specjalne znaczenie dla potencjalnych nabywców z krajów europejskich, zagrożonych stałym wzrostem kosztów surowców energetycznych.

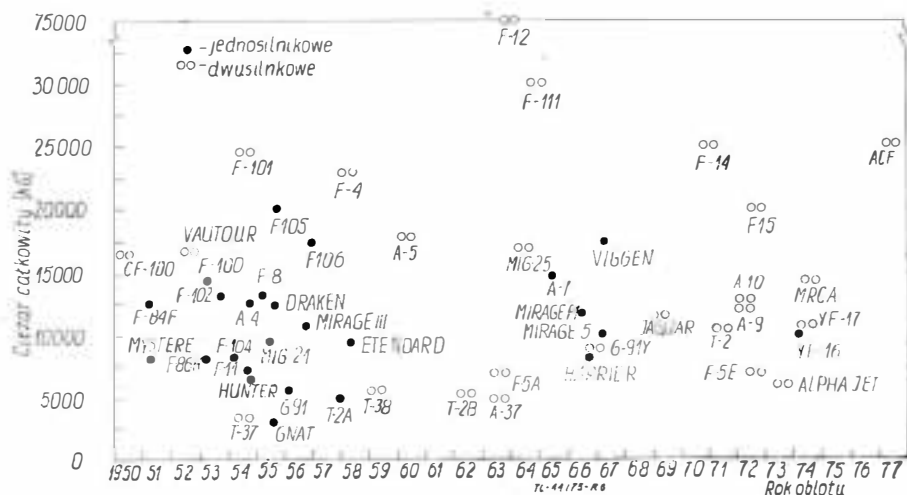
Wracając do porównania samolotów od razu napotykamy na amerykański slogan głoszący, że YF-16 jest niedościgniony pod względem rozwiązań technicznych i przewyższa wszystkich swoich konkurentów. To twierdzenie — delikatnie mówiąc — mijają się z prawdą, jest chwytem reklamowym, co wynika z wielu przesłanek.

Założenia konstrukcyjne YF-16 (podobnie zresztą jak i YF-17) przewidywały budowę doświadczalnego samolotu, który byłby wyrazicielem współczesnej doktryny walki powietrznej. I tylko. Ten doświadczalny samolot (którego nie zamierzano produkować!) miał służyć wyłącznie prowadzeniu prób nad nowymi rozwiązaniami technicznymi, które go cechują. W danym przypadku chodziło zwłaszcza o zbadanie właściwości aerodynamicznych płatawca, zainstalowanych nowych materiałów, nowego systemu sterowania (elektrycznego

TABLICA. Porównanie charakterystyk samolotów F1-E, YF-16, F-16 i YF-17

	F-1	YF-16	Saab Viggen	YF-17
<b>Napęd</b>				
Typ	M-53 SNECMA	F-100PW	RM8A	2xJ101-GE
Ciąg statyczny $h = 0$ m [kG]	8 500	11 300	2x6 700	2x6 800
M = 0,9, $h = 0$ m [kG]	9 800	11 300		2x6 700
M = 2,0, $h = 1300$ m [kG]	6 500	4 500		2x3 800
<b>Wymiary</b>				
Rozpiętość [m]	8,45	9,15	10,60	10,67
Długość [m]	15,53	14,18 (14,40)*	16,30	17,08
Wysokość [m]	4,56	4,95	5,60	4,42
Powierzchnia płata [m <sup>2</sup> ]	25,0	26,1	46,00	32,5
<b>Ciężary</b>				
Ciężar własny [kG]	8 100	6 400?	?	8 000
Ciężar startowy, konfiguracja gładka [kG]	11 500	10 000?	16 000	12 000
Maks. ciężar startowy [kG]	15 750	14 000 (15 000)*		17 250
Ciężar startowy dla akcji myśliwskiej [kG]	11 000	9 900		12 600
Maks. ciężar ładunków podpłatowych i podkadłubowych [kG]	4 250	4 000 (6 900)*		4 500
<b>Obciążenie płata (akcja bojowa) [kG/m<sup>2</sup>]</b>	438	378		390
<b>Osiągi</b>				
Prędkość maks.	M = 2,2+	M = 1,95	M = 2	M = 2
— na wysokości [m]	11 000 ÷ 18 500	12 000	—	12 000 ÷ 17 400
Pułap przy M = 1 [m]	18 000	20 000	—	20 000
Pułap przy M1,85 [m]	19 100	12 000		18 000
Prędkość wznoszenia [m/s]				
— na poziomie morza [m]	260	300	—	330
— na 13 000 m przy M = 2 [m]	120	0	—	120
Maks. współczynnik przeciążenia [g] w zakresie ustalonym				
— przy M = 0,9 na 10 000 m	3	4,0	—	4,5
— przy M = 1,8 na 10 000 m	3,1	2,0	—	2,8
— przy M = 2,0 na 13 000 m	2,5	1,0	—	1,5
<b>Zadania bojowe</b>				
Czas walki przy M = 0,9 na wysokości 12 000 i odległości 370 km od bazy [min]	13,5	11,5	—	7
Promień działania na niskim pułapie [km]				
— z 4 bombami; dane tylko dla samolotu F-1E	685	850	1 000	775
— z 8 bombami; dane tylko dla samolotu F-1	325	325	500	230
Promień działania (akcja przewagi powietrznej) [km]	815	520	—	1 050
	550	150	—	535
<b>Stosunek wielkości ciągu do masy samolotu przy akcji myśliwskiej</b>				
Przy ciągu statycznym i $h = 0$	0,85	1,13	—	1,08
Przy M = 0,9 i $h = 0$	0,91	1,13	—	1,06
Przy M = 2,0 i $h = 13 000$	0,59	0,45	—	0,57

\* przypuszczalne zmiany w seryjnym F-16



Rys. 6. Samoloty myśliwskie 1950-1975

fly be wire) i zespołu płatowiec-silnik. YF-16 w obecnej postaci nie jest prototypem i dopiero w styczniu 1975 r. Lotnictwo Wojskowe USA zleciło General Dynamics budowę 15 prototypów (koszt 418 mln dol.), chociaż doświadczalny YF-16 zakończył dopiero pierwszą część prób (bez radaru itp.).

Przyspieszenie decyzji budowy prototypów w znacznym stopniu spowodowała recesja gospodarki amerykańskiej i deficyt bilansu handlowego. Amerykanie wiążą duże nadzieje na uzyskanie poważnego zastrzyku obcych walut z eksportu tego samolotu (eksport sprzętu lotniczego w dużej mierze pokrywa deficyt handlowy, np. w 1974 r. zagraniczna sprzedaż tego sprzętu przyniosła około 7 mld dol.). Wydaje się jednak, że Amerykanie jeszcze przez dłuższy czas będą czekali na te wpływy, gdyż oblot pierwszego prototypu przewidziany jest dopiero za dwa lata, a rozpoczęcie seryjnej produkcji na początek lat osiemdziesiątych, podczas gdy francuskiego E-1E czy szwedzkiego Viggena już w 1977 r.

W obecnej swej postaci YF-16 może dobrze spełniać na dużym pułapie zadanie myśliwca, ale właśnie ta wyspecjalizowana konstrukcja w sposób negatywny zaważyła na jego osiągnięciach przy małej wysokości. Będzie to spowodowane między innymi małym obciążeniem płata, co polepsza osiągi przy niewielkich prędkościach na wysokim pułapie, jak również skraca promień zakrętu przy dużym współczynniku obciążenia. Natomiast taka konstrukcja ogranicza prędkość lotu w turbulencji na małej wysokości, przy czym sprawność załogi w tym przypadku obniża się do zera. Z tego powodu można wysnuć wniosek, iż małe obciążenie płata samolotu YF-16 (250 kg/m<sup>2</sup>) będzie stanowiło poważną przeszkodę w akcji bojowej na małej wysokości oraz że będzie on groźnym przeciwnikiem tylko na dużych wysokościach.

Kolejnym parametrem, mającym zdecydowany wpływ na efektywność akcji bojowej (zwłaszcza na niskim pułapie), jest stosunek obciążenia płata do stosunku ciągu i masy samolotu ( $\frac{\text{kg ciągu}}{\text{kg masy}}$ ). Najlepszym pod tym względem wskaźnikiem odznacza się szwedzki Viggen, co zawdzięcza on względnie małemu obciążeniu płata w kształcie *delta* i posia-

daniu dwu małych przednich płatów (*układ kaczk*). Gorszy od Viggena, ale również wykazujący się zadowalającym wskaźnikiem, jest francuski Mirage F-1/M-53. Końcowe miejsca w tabeli zajmują w kolejności: amerykańskie YF-17 i YF-16, co oznacza, że w walce na małej wysokości znacznie ustępują one samolotom europejskim.

Przejdźmy teraz do kwestii wyboru przez europejskie państwa NATO (bez Anglii, RFN i Włoch) najodpowiedniejszego pod względem efektywności bojowej lekkiego samolotu myśliwskiego, który by spełniał ważniejsze postulaty współczesnej doktryny walki powietrznej.

Najpierw należy odpowiedzieć, jakie zadania ma wykonywać wielozadaniowy lekki samolot myśliwsko-szturmowy i bliskiego wsparcia na europejskim teatrze wojny? Musi on być sprawny w walce na małej wysokości oraz mieć wszystkie cechy charakteryzujące samolot przechwytyjący na średnim i wysokim pułapie.

Jeżeli chodzi o pierwsze zadanie, to — jak wynika z poprzednich wywodów — najmniej do jego wykonywania nadają się samoloty amerykańskie. Tutaj bezwzględnie przodują maszyny europejskie.

Warunkiem koniecznym do wykonywania drugiego zadania — a więc przechwytywania na średnim i wysokim pułapie — jest posiadanie co najmniej jednego radaru o dużej średnicy umieszczonego w części dziobowej samolotu. Natomiast do przechwytywania samolotu nieprzyjacielskiego, lecącego na małej wysokości, potrzeba również radaru skierowanego w dół.

Wynika to ze specyfiki eksploatawanego obecnie europejskiego systemu radiolokacji NATO — Nadge, przystosowanego do obserwacji i namiarów samolotów lecących na średnim pułapie. Oznacza to, że myśliwiec NATO w akcji przechwytywania samolotów nieprzyjacielskich lecących na dużej wysokości musi mieć radar i urządzenie naprowadzające w przedniej części kadłuba, aby mógł wystrzelić raketę czy pocisk kierowany do góry (*snap — up*), albo też przy dopędzaniu przeciwnika w poziomie. W drugim przypadku, to jest przy patrolowaniu na wysokim pułapie, gdy nieprzyjaciel nadlatuje na małej wysokości, samolot musi być ponadto wyposażony w

radar skierowany w dół, gdyż Nadge nie obejmuje strefy małej wysokości. Ze wszystkich opisywanych samolotów jedynie Viggen ma oba te urządzenia radiolokacyjne, a francuski Mirage ma tylko doskonały radar (Cyrano IV) w dziobowej części kadłuba. Natomiast samoloty amerykańskie są tych urządzeń pozbawione. Odmiana bojowa samolotu YF-16 będzie musiała zatem być przekonstruowana dla zainstalowania jednego (dziobowego) radaru, który zresztą został zamówiony dopiero w styczniu 1975 r. Przebudowa samolotu i przystosowanie go do nowego radaru będą wymagały jeszcze sporo czasu i znacznych nakładów finansowych, przyjmując nawet, że przewidywany harmonogram prac będzie dotrzymany.

Reasumując: wszystkie zadania stawiane przez europejskie kraje NATO, które przeobrażają obecnie swoje lotnictwo (Belgia, Holandia, Norwegia i Dania), a więc przechwytywanie na wysokim pułapie, walka powietrzna i likwidacja nieprzyjaciela na małej wysokości, zdaje się najlepiej spełniać szwedzki Viggen, a drugim z kolei takim samolotem jest francuski Mirage.

Należy jeszcze wskazać na zasadniczą różnicę występującą pomiędzy samolotami amerykańskimi (YF-16 i YF-17) a europejskimi. Naszym zdaniem polega ona na całkowicie odmiennej koncepcji konstrukcji. Amerykanie osiągnęli niewątpliwy sukces w ponownym — jeżeli tak to można określić — wynalezieniu samolotu, który umiałby latać i spełniać zadania podstawowego myśliwca z czasów pierwszej wojny światowej. Przy tym jednak Amerykanie zlekceważyli np.: niebezpieczeństwo korkociągu, sprawy problemów bezwładności, tylnego martwego pola widoczności, dużej prędkości opadania itp. Jednym słowem nie uwzględnili w swojej konstrukcji tych cech, które stanowią pobierz jakości współczesnego samolotu myśliwsko-szturmowego.

Czasopismo *Flight* słusznie zatem formułuje wnioski dotyczące porównywalnej przydatności w walce, szturmowaniu i przechwytywaniu samolotów europejskich i amerykańskich, pisząc: ... (Amerykanie) *położyli główny nacisk raczej na wystrubowanie poszczególnych osiągnięć niż na przydatność przy prowadzeniu podstawowych akcji bojowych. Przykładowo każdorazowy wzrost ciężaru samolotu (dodatkové uzbrojenie lub paliwo — przyp. aut.) zdecydowanie pogarsza osiągi, wynikające z podstawowej koncepcji konstrukcji... Wyższość europejskich samolotów, ocenianych z punktu widzenia efektywności w warunkach akcji bojowych — nie podlega dyskusji.*

Opinia ta jest tym bardziej miarodajna, że została sformułowana przez Anglików, najbardziej zagorzałych (obok Zachodnich Niemców) stronników Stanów Zjednoczonych i — zaw sze niechętnych Francuzom. Z tych względów podkreślana przez Anglików przewaga francuskiego Mirage nad amerykańskim YF-16 ma dużą wymowę, gdyż Viggen raczej nie ma szans stać się (ze względów politycznych i ekonomicznych) przyszłym europejskim samolotem myśliwskim.

## Zadania małego transportu lotniczego w Polsce

JERZY CZOWNICKI

**Autor analizuje rodzaje usług małego transportu lotniczego, wymagania stawiane samolotom, rodzaje samolotów, które należy stosować do tych celów oraz formy organizacyjne małego transportu lotniczego.**

### Zakres usług małego transportu lotniczego

Rozwój usług przewozowych małego transportu lotniczego jest jednym z elementów modernizacji krajowego systemu transportowego. Rola tych usług polega przede wszystkim na skracaniu czasu międzymiastowych, a zwłaszcza międzyregionalnych podróży i dostawy pilnych ładunków w warunkach, w których zastosowanie innych środków szybkiego transportu (w szczególności krajowej komunikacji lotniczej) jest nierealne lub nieracjonalne. Różnorodność możliwych rozwiązań w zakresie wyboru i wyposażenia w sprzęt małego transportu lotniczego, jego form operacyjnego wykorzystania, organizacji i zabezpieczenia eksploatacji skłania do przeanalizowania tych zagadnień. Ukierunkowanie ich bowiem w sposób zgodny z zasadą racjonalności gospodarczej jest obecnie zagadnieniem aktualnym ze względu na dynamiczny rozwój tego transportu.

Lotnicze pozakomunikacyjne usługi przewozowe małego transportu lotniczego nie są czymś nowym ani w świecie, ani w Polsce. W Polsce usługi te są wykonywane przez samoloty dyspozycyjne, czyli własne samoloty instytucji i przedsiębiorstw, których obecnie jest około stu, przy czym liczba tych samolotów z roku na rok dynamicznie wzrasta. W świecie znane są i stosowane również inne formy tych usług: wynajem lotów i samolotów, a nawet regularna obsługa tras o małym, lecz stałym nasileniu przewozów. Taka działalność małego transportu lotniczego jest na przykład szeroko stosowana w Związku Radzieckim pod nazwą *miejstnyje awialinii*, w Stanach Zjednoczonych jako *local service*, czy *commuter airline*, we Francji jako *troisième niveau*, a w Czechosłowacji pod nazwą *malá doprava*.

Zakres działalności małego transportu lotniczego można określić następująco:

— po pierwsze są to zadania wykonywane przez samoloty dyspozycyjne przedsiębiorstw i innych jednostek gospodarczych w zakresie zarządzania, interwencyjnego zapatrywania, a także przy obsłudze określonych procesów technologicznych produkcji macierzystego przedsiębiorstwa oraz szybkich dostaw części zamiennych;

— po drugie są to usługi wykonywane w formie lotów wynajętych samolotów — odpłatnie, w celu przewozu osób, ładunków lub wykonywania określonych czynności w powietrzu;

— po trzecie zalicza się do tych usług również eksploatację regularną — stałą lub sezonową — linii o słabym nasileniu przewozów, uruchamianych czasem w wyniku doświadczeń z wykonywanych lotów na zamówienie. Z punktu widzenia ograniczenia tych usług z obsługą linii przez krajową komunikację lotniczą istotny jest fakt eksploatacji małych samolotów transportowych nie wchodzących w skład taboru lotniczego linii krajowych.

Można stwierdzić, że wszystkie trzy grupy wymienionych usług łączy przede wszystkim oparcie ich o eksploatację małych, wielozadaniowych samolotów transportowych.

Wydaje się celowe zwrócić uwagę na fakt, że w terminologii fachowej brak jest ogólnie przyjętej nazwy dla transportu lotniczego wykonującego usługi w przedstawi-

onym wyżej zakresie. Stosowane są określenia: *mały, lekki, lokalny, terenowy* transport lotniczy lub *usługi lotnicze*. Każde z tych określeń podkreśla inne cechy. *Mały i lekki* — związane są z charakterystykami samolotów, różnymi od stosowanych w krajowej komunikacji lotniczej. W nazwie *mały* wypukła się pojemność samolotu, podczas gdy określenie *lekki* — jak się wydaje — obok ciężaru zwraca również uwagę na małe obciążenie powierzchni skrzydeł i drogi startowej co jednak jest charakterystyczne tylko dla pewnych typów samolotów (o mniejszej prędkości). Natomiast określenia *lokalny* i *terenowy* odnoszą się do lokalizacji organizacji transportowych i obiektu obsługi. Nazwy te (zwłaszcza określenie *lokalny*) mogą jednak sugerować, że chodzi tu o obsługę miejscowych, bardzo bliskich połączeń, co na ogół nie odpowiada rzeczywistości.

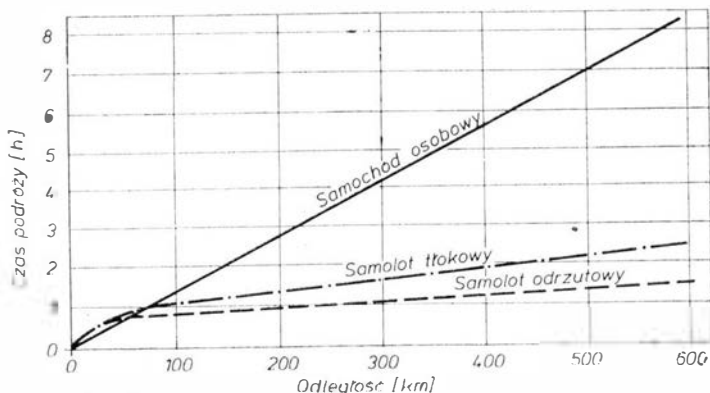
W niniejszym artykule przyjęto określenie *mały transport lotniczy*. Warto też zwrócić uwagę na termin *lotnictwo ogólnego użytku* (general aviation), który — według aneksu 6 do Konwencji ICAO — obejmuje całe lotnictwo funkcjonujące niezarobkowo oraz zarobkowo na zasadach wynajmu. *Mały transport lotniczy* mieści się w zasadzie w *lotnictwie ogólnego użytku*, ale lotnictwo ogólnego użytku nazywane także lotnictwem lekkim (light aviation) obejmuje również lotnictwo szkolne, sportowe (aerokluby) oraz samoloty prywatne osobistego użytku, służące głównie dla celów turystycznych i innych przyjemnościowych.

### Czynniki wpływające na zadania małego transportu lotniczego i wymagania w stosunku do sprzętu lotniczego

Z punktu widzenia wpływu na zadania małego transportu lotniczego czynniki i warunki kształtujące te zadania można podzielić na dwie grupy:

— grupę czynników i warunków o charakterze ogólnym, wywierających taki sam lub zbliżony wpływ na różne zastosowania małego transportu lotniczego oraz

— grupę czynników i warunków o charakterze szczególnym, wynikających z sytuacji i specyficznych potrzeb różnorodnej działalności jednostek gospodarczych — użytkowników usług małego transportu lotniczego.



Rys. 1. Czas podróży (dom — dom) samolotem dyspozycyjnym i samochodem osobowym na odległość do 600 km

Rozpatrzymy najpierw oddziaływanie czynników o charakterze ogólnym.

Każda działalność ludzka odbywa się w czasie i przestrzeni. W działalności transportu czas i przestrzeń odgrywają szczególną rolę, bowiem przeznaczeniem transportu jest umożliwienie pokonywania przestrzeni. Ponieważ zaś czas podróży osób czy dostawy ładunków jest w zasadzie czasem nieproduktywnym, dąży się do pokonania przestrzeni w możliwie krótkim czasie. Transport lotniczy jest jednym z możliwych do wyboru środków, a cechami różniącymi go od innych środków transportu są m.in.:

— korzystanie z naturalnych dróg i przestrzeni powietrznej, z czym wiąże się duża przestrzenna elastyczność działania i punktowy charakter infrastruktury (lotniska);

— prędkość samolotu większa niż innych środków transportu;

— większy niż w innych gałęziach transportu koszt eksploatacji przypadający na jednostkę usług.

Gdy zatem zachodzi potrzeba dokonania wyboru środka transportu nasuwają się pytania: ile czasu zajmie podróż osób lub dostawa ładunków, względnie wykonanie czynności technologicznych różnymi środkami; jakie są koszty eksploatacyjne (efektywne) wykonania zadań porównywanymi środkami i jakie ponadto powstają straty lub korzyści pochodne w wyniku zastosowania poszczególnych środków (np. straty jakości ładunków, przestoje produkcyjne, straty lub oszczędności czasu przewożonych osób, wydajność produkcji roślinnej z hektara itd.). Należy zatem rozważyć co jest korzystniejsze: czy wybór tańszego środka transportu z punktu widzenia kosztów eksploatacji (efektywnych), ale poniesienie strat (kosztów) pochodnych, czy też wybór droższego środka i uniknięcie strat pochodnych, względnie uzyskanie dodatkowych korzyści.

Pomijając ze względu na ograniczoną objętość artykułu omówienie innych elementów, ograniczmy się przykładowo do analizy czasu podróży samolotem w porównaniu z najbardziej konkurencyjnym w stosunku do niego środkiem — samochodem osobowym. Trzeba zaznaczyć, że pojęcie czasu podróży obejmuje całkowity czas trwania wszystkich czynności związanych z przemieszczaniem osoby odbywającej podróż od początkowego jej punktu, którym zazwyczaj jest miejsce zamieszkania lub pracy, do punktu końcowego, którym jest cel podróży. Wyniki obliczeń przedstawiono na rys. 1. Jak z niego widać, do 50 km odległości samolot nie zapewnia oszczędności czasu podróży w porównaniu z samochodem. Dopiero od odległości 100 km zaczyna się zaznaczać istotna oszczędność czasu, która przy odległości 150–200 km kształtuje się na poziomie 1 h, a w typowym przypadku podróży docelowo-powrotnej w tym samym dniu pracy daje oszczędność dwóch godzin, tj. 25% czasu roboczego. Wydaje się, że w naszych warunkach, w przypadku



Rys. 2. Samolot Rockwell Commander 112A

Fot. H. Żwirko



Rys. 3. Samolot Turbo-Navajo

Fot. H. Żwirko

przewozu personelu kierowniczego i wysoko kwalifikowanych specjalistów można przyjąć godzinę czasu zaoszczędzonego w podróży jako oszczędność mającą istotne znaczenie. Stąd wniosek, że dla przewozu osób samolotem kwalifikują się dobrze odległości od 150 km wzwyż. Oczywiście nie oznacza to, że w szczególnych warunkach nie należy posługiwać się samolotami przy mniejszych odległościach lub jej odcinków, np. jeśli podróż do kilku przedsiębiorstw składa się z etapów, wśród których są kilkudziesięciokilometrowe odcinki przelotu. Minimalne odległości zastosowania transportu lotniczego w sposób racjonalny mogą być mniejsze również w zależności od warunków terenowych, np. w rejonach górskich, lub większe np. przy słabo rozwiniętej sieci lotnisk i konieczności dalekich dojazdów z lotnisk do miejsc przeznaczenia podróży.

Transport lotniczy może być narzędziem polityki społeczno-gospodarczej wyrównywania warunków rozwoju regionów oraz życia i aktywności społeczno-kulturalnej ich mieszkańców. Na uwagę zasługują zwłaszcza peryferyjne położone regiony kraju, co wiąże się z pewnym ich odosobnieniem oraz bardziej czasochłonnym i uciążliwym dojazdem do dzielnic centralnych lub położonych w przeciwległej części kraju. Takie położenie regionu stanowi czynnik dodatkowo przemawiający za stosowaniem transportu lotniczego jako instrumentu rozwoju i integracji.

Przechodząc do omówienia czynników wpływających na kształtowanie zadań małego transportu lotniczego w sposób zróżnicowany wydaje się celowe omówienie tej problematyki według dziedzin przestrzennego zagospodarowania kraju. W przemyśle i innej produkcji następujące dwie cechy rozwoju są szczególnie istotne z punktu widzenia małego transportu lotniczego:

— pierwsza to dynamiczny rozwój kooperacji między zakładami położonymi na obszarze całego kraju, a także kooperacji z zagranicą;

— drugą cechą, której znaczenie należy podkreślić, jest rozwój wielkich organizacji gospodarczych (WOG) złożonych z przedsiębiorstw jednej lub wielu branż, położonych często w dużej odległości od siebie i od centrali WOG.

Zarówno rozprzestrzeniona kooperacja jak i zarządzanie wielkimi organizacjami gospodarczymi są czynnikami wymagającymi częstych osobistych kontaktów między personelem kierowniczym i różnymi specjalistami poszczególnych współpracujących zakładów. Na ogół kontakty te powodują podróże pojedynczych osób i kilkusobowych grup. Wyznacza to wymagania pod względem liczby miejsc w samolotach potrzebnych do takich przewozów, którą ogólnie można określić na poniżej 10.

Z punktu widzenia dostępności komunikacyjnej, dogodności i bezpośredniości omawianych podróży istotne znaczenie mają właściwości startu i lądowania stosowanych samolotów. Właściwości te są bowiem zasadniczym czynnikiem określającym wymagania w stosunku do długości i nawierzchni dróg startowych na lotniskach wykorzysty-

TABLICA. Charakterystyki techniczne niektórych małych samolotów transportowych

Charakterystyki	Typy samolotów					
	Rockwell Commander 112A	Piper Turbo Navajo B	Britten Norman BN-2	Britten Norman BN-2 k3	Let L-410	Jakowlew Jak-40
Typ, liczba i moc silników [KM]	tłokowe 1x200	tłokowe 2x310	tłokowe 2x260	tłokowe 2x260	turbośmigł. 2x715	odrzutowe 3x1500 kg
Liczba miejsc pasażerskich w wersji dyspozycyjnej	3	4 ÷ 5	4 ÷ 6	10	8 ÷ 12	10 ÷ 16
Liczba miejsc pasażerskich w wersji komunikacyjnej	3	7 ÷ 8	8 ÷ 9	16 ÷ 17	15 ÷ 19	27 ÷ 32
Ciężar handl. maks. w wersji towarowej [kg]	430	800	1000	1600	1850	2300 ÷ 2700
Maks. ciężar startowy [kg]	1200	2950	2850	4535	5400	16000
Prędkość lotu [km/h]	260	360	250	270	350	600
Maks. zasięg lotu z rezerwą na 45 min [km]	1200	2400	800	800	1140	1340
Długość drogi startowej [m]	—	600	600	600	1000	1300

wanych przez małe samoloty transportowo-dyspozycyjne. Jest oczywiste, że im wymagania te są mniejsze, tym mniej kosztowne jest przygotowanie lotnisk zakładowych. Powstaje wówczas możliwość korzystania z licznych istniejących lotnisk lotnictwa sportowego, sanitarnego i gospodarczego, posiadających na ogół drogi startowe długości 800 ÷ 1000 m. Wybierając między właściwościami startu i lądowania samolotu pozwalającymi wykorzystywać krótkie lotniska bez sztucznej nawierzchni, a dużą prędkością lotu pociągającą z reguły większe wymagania względem lotnisk, wydaje się korzystniejsza ta pierwsza możliwość. Przy odległościach przewozu 150 ÷ 300 km i łącznym czasie operacji naziemnych (dojazdy do lotnisk, czynności przed startem i po wylądowaniu) wynoszącym jedną godzinę, w przypadku zastosowania samolotu odrzutowego o prędkości lotu 600 km/h ogólny czas podróży będzie krótszy tylko o 15 ÷ 30 minut w porównaniu z czasem podróży samolotem tłokowym o prędkości lotu 300 km/h.

W rolnictwie szerokie zastosowanie mają wersje agrotechniczne małych samolotów transportowych, wyposażone w urządzenia do przewozu i rozpylania z powietrza nawozów sztucznych, środków ochrony roślin i innych chemikaliów.

W przemyśle i innych dziedzinach produkcji mogą zaistnieć sytuacje awaryjne, w których uszkodzenie pewnych środków pracy lub brak pewnych materiałów produkcyjnych może spowodować przestoje produkcyjne całych zakładów. Każda godzina zaoszczędzona na dostarczeniu brakujących środków oznacza wówczas uniknięcie strat wielokrotnie przewyższających koszt usługi transportowej wykonanej przez samolot dyspozycyjny. Wynika stąd wymagania, aby samoloty dyspozycyjne były łatwo i szybko przekształcalne z wersji służącej do przewozu osób w wersję do przewozu ładunków.

W infrastrukturze gospodarczej (transport, energetyka, łączność, gospodarka wodna) potrzeby na usługi małego transportu lotniczego mają swoją specyfikę wyrażającą się w zastosowaniu samolotu — oprócz omówionych wyżej zadań — do dozorowania z powietrza elementów sieciowych (np. rurociągów, linii energetycznych, linii łączności). Przewozy lotnicze mają też zastosowanie przy obsłudze poczty.

W infrastrukturze społecznej transport sanitarny i ratowniczy (ratownictwo górskie i morskie) korzysta z małych samolotów transportowych o odpowiednio zagospodarowa-

nej kabinie (ambulans) oraz ze śmigłowców. W tym systemie należy też wymienić lotniczą dyspozycyjną obsługę transportową administracji centralnej, regionalnej i gospodarczej oraz resortu nauki, oświaty i kultury. Obsługa resortu obrony i bezpieczeństwa — jakkolwiek nie jest wykonywana przez lotnictwo cywilne — opiera się na samolotach takich samych lub zbliżonych typów, odpowiednio adaptowanych pod względem wyposażenia.

Z punktu widzenia transportu krajowego mniejsze ośrodki są często upośledzone pod względem obsługi komunikacyjnej. Nie mają one dostępu do komunikacji lotniczej, obsługującej np. w Polsce tylko 10 miast. Znaczna część mniejszych miast jest też położona z dala od magistralnej sieci kolejowej. Jednak nawet gdy są zlokalizowane na tej sieci, nie są obsługiwane przez pociągi ekspresowe. Peryferyjne położenie części tych miast przy większych odległościach zmniejsza efektywność ich obsługi przez transport samochodowy. Potrzeby ilościowe gospodarki i ludności takich miast w zakresie szybkiej komunikacji międzyregionalnej nie są na tyle duże, żeby można było w racjonalny sposób zapewnić im włączenie do sieci krajowych linii lotniczych obsługiwanych przez większe samoloty. Środkiem, który może zapewnić nowoczesną, szybką komunikację mniejszym miastom, jest mały samolot transportowy w wersji pasażerskiej (komunikacyjnej).

Eksplatacja małego samolotu komunikacyjnego na regularnej linii przy jednej parze połączeń dziennie (w dni robocze) i wykorzystaniu miejsc pasażerskich średnio w 60%, wymaga zapotrzebowania na przewozy:



Rys. 4. Samolot BN-2 Islander



Rys. 5. Samolot BN-2MK-3 Trislander

Fot. H. Żwirko

— 3500 osób rocznie w przypadku obsługi samolotem 10-miejscowym,

— 7000 osób rocznie w przypadku obsługi samolotem 20-miejscowym.

Przyjmując, że przeciętnie co dwudziesty mieszkaniec miasta raz w roku odbędzie na linii podróz tam i z powrotem, można ocenić zdolność do obsługi przez komunikację lotniczą samolotami 10-miejscowymi w przypadku miasta 35-tysięcznego, a samolotami 20-miejscowymi — miasta o liczebności 70 tys. mieszkańców. Dotyczy to zwłaszcza tzw. ośrodków przyspieszonego rozwoju, w których lokalizuje się zakłady produkcyjne, i miejscowości położonych peryferyjnie, nie mających dostępu do substytucyjnych środków szybkiej komunikacji.

**W obsłudze turystyki** potencjał ludnościowy ośrodka turystycznego nie odgrywa istotnej roli. Ważny jest ruch turystyczny koncentrujący się w ośrodku, nasilenie tego ruchu i koncentracja w czasie. Przy ruchu sezonowym, nasilonym w okresie trzech miesięcy, liczba 2—3 tys. pasażerów



Rys. 6. Samolot L-410 Turbolet

linii lotniczych może być uważana za wystarczające minimum dla uruchomienia komunikacji sezonowej samolotami 10—20-miejscowymi do takiego ośrodka. Jeśli przyjąć, że potencjalnymi pasażerami komunikacji lotniczej będzie 5% ogółu turystów, ośrodek można uważać za podatny do obsługi małym transportem lotniczym przy liczbie 50 tys. osób odwiedzających go w sezonie.

Na podstawie powyższych rozważań można wyciągnąć następujące wnioski dotyczące wymagań w stosunku do samolotów małego transportu lotniczego.

● Park tych samolotów powinien składać się z 2÷3 typów podstawowych, różniących się pojemnością: samolotu 3÷4-miejscowego, 8÷10-miejscowego i około 20-miejscowego. Pierwszy z nich byłby głównie dyspozycyjny, drugi — uniwersalny — zarówno dla potrzeb dyspozycyjnych, jak i dla obsługi linii o niewielkim nasileniu ruchu oraz do przewozów czarterowych osób i ładunków, wreszcie trzeci — głównie dla linii o niewielkim natężeniu przewozów.

● Wszystkie podstawowe typy samolotów małego transportu lotniczego powinny cechować wielowersyjność umożliwiającą zastosowanie przynajmniej w następujących wersjach: pasażerskiej, dyspozycyjnej, towarowej, sanitarnej i rolniczej. Warto zwrócić uwagę, że te same typy samolotów są wyposażone w wersji pasażerskiej w większą liczbę miejsc, a w wersji dyspozycyjnej (zapewniającej warunki pracy w czasie przelotu lub też warunki wypoczynku) w około dwukrotnie mniejszą liczbę miejsc. W szczególności samoloty pasażerskie 8÷10-miejscowe mają w wersji dyspozycyjnej 4÷6 miejsc.

● Jedną z głównych cech samolotu powinna być wysoka efektywność ekonomiczna. Koszt miejscokilometra małych samolotów transportowych może być nie wyższy niż większych, stosowanych na krajowych liniach lotniczych, pod warunkiem dostatecznie dużej intensywności eksploatacji.

Wyrównanie preferencji, jakie stwarza dużemu samolotowi większa skala produkcji, może być osiągnięte przez mniejszą prędkość i mniejszą moc małego samolotu transportowego, skromniejszą awionikę, wyposażenie samolotu w niehermetyzowaną kabinę, a nawet — w niechowane podwozie.

Dla efektywności ekonomicznej całego parku samolotowego korzystne jest, aby wszystkie podstawowe typy samolotów należały do jednej konstrukcyjnej rodziny, tzn. by istniała między nimi daleko idąca unifikacja zespołów i części, a w szczególności aby miały one silniki tego samego typu. Pozwala to na prowadzenie bardziej racjonalnej gospodarki materiałowej i remontowej, umożliwia sprawniejsze zaopatrywanie w części zamienne, a w konsekwencji zwiększa techniczną i ekonomiczną efektywność samolotów. W zakresie silników wydaje się celowa orientacja na nowoczesne, lekkie i oszczędne silniki tłokowe o wysokim rewersie. Obecnie, w porównaniu z naszym AN-2, nowoczesne silniki tłokowe i płatowe zapewniają dwukrotnie większą prędkość samolotowi tej samej klasy pojemnościowej za pomocą dwukrotnie mniejszej mocy zespołu napędowego. Zapewniana prędkość na poziomie 300 km/h odpowiada wymaganiom i warunkom wykonywanych usług przewozowych.

● Ważną właściwością samolotów małego transportu lotniczego jest zdolność do korzystania z lotnisk z drogami startowymi o długości 800÷1000 m, bez sztucznej nawierzchni. Umożliwia to wykorzystywanie całej istniejącej w kraju sieci lotnisk i ma wielkie znaczenie z punktu widzenia dostępności małego transportu lotniczego, stopnia bezpośredniości obsługi przewozowej oraz ze względów ekonomicznych.

● Samoloty powinny być wyposażone w urządzenia pozwalające na wykonywanie lotów w utrudnionych warunkach atmosferycznych w dzień i w nocy. To samo dotyczy lotnisk. Powinna istnieć możliwość dodatkowego wyposażenia samolotów w doskonalsze urządzenia zabezpieczenia lądowania i nawigacji, w formie indywidualnych zamówień.

#### **Ekonomiczna efektywność usług przewozowych małego transportu lotniczego**

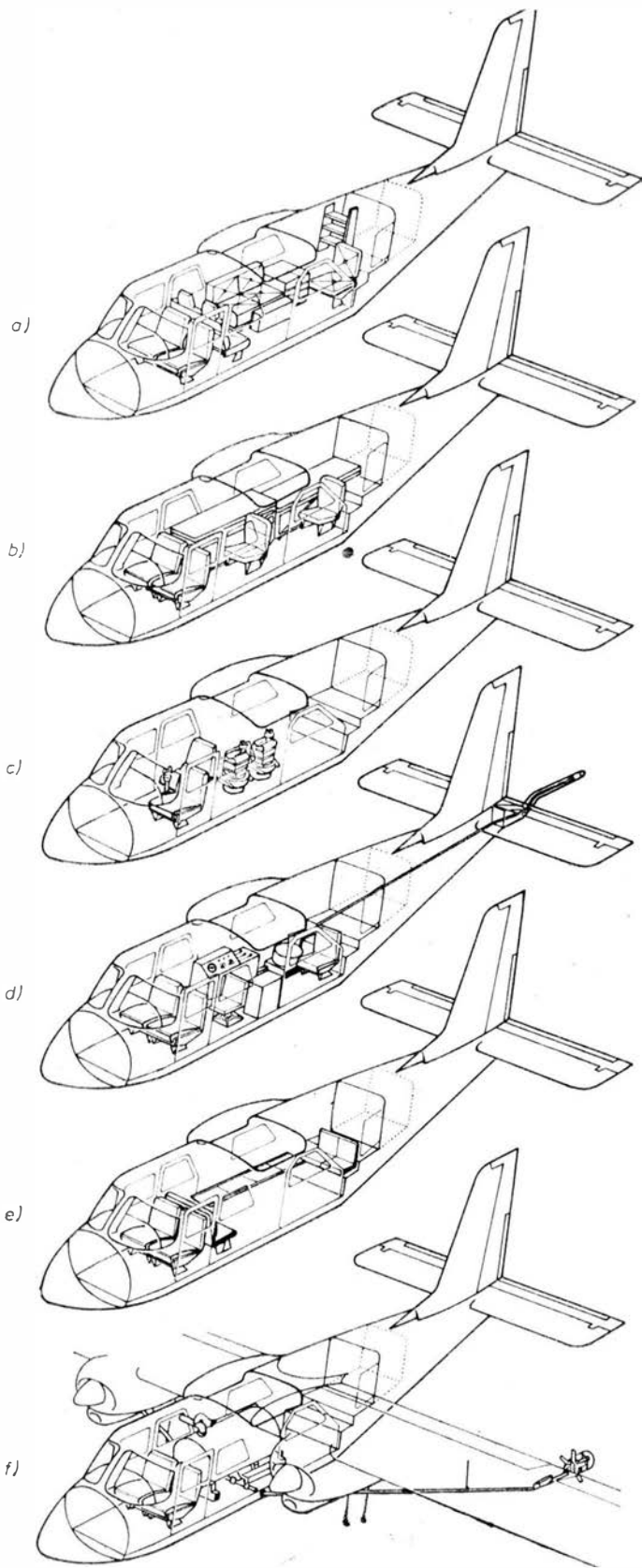
Efektywność ekonomiczną środków transportu można określić za pomocą relacji efektów jego eksploatacji i kosztów, w tym również pochodnych. Do podstawowych wskaźników ekonomicznych należą: cena samolotu, koszt godziny lotu, koszt kilometra lotu i jednostkowy koszt miejscokilometra i tonokilometra.

W przeliczeniu na jedno miejsce pasażerskie koszt zakupu samolotu tłokowego można szacować na około 500 tys. zł, turbośmigłowego na 1 mln zł, a odrzutowego na



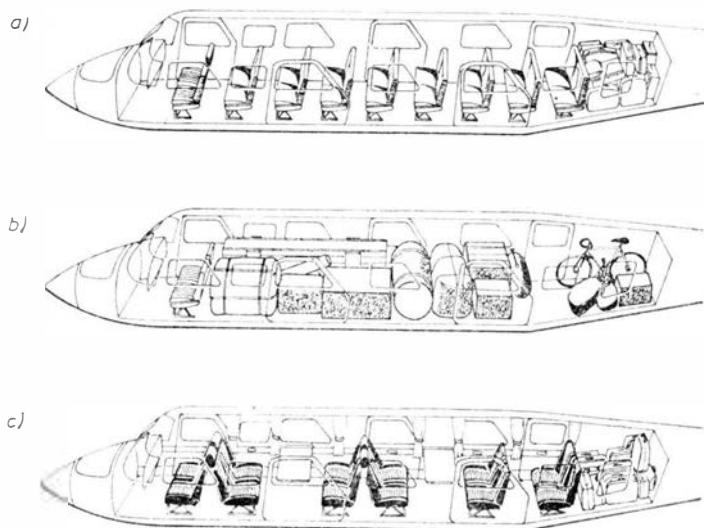
Rys. 7. Samolot Jak-40





TL-59/75-118

Rys. 8. Wersje samolotu BN-2 Islander: a) dyspozycyjna — o różnym zagospodarowaniu wnętrza kabiny, np. dla pięciu osób (jak na rys.); b) sanitarna — do trzech par noszy i dwa miejsca dla personelu medycznego; c) fotogrametryczna — samolot jest górnopłatem, ma dostatecznie duży zasięg oraz bardzo dobrą stateczność; d) rozpoznania geofizycznego; e) szkolenia spadochronowego — samolot może zabrać do ośmiu skoczków spadochronopłatem, ma dostatecznie duży zasięg oraz bardzo dobrą stanę zbiornik o poj. do 250 galonów (1125 l)



Rys. 9. Wersje samolotu BN-2MK3 Trislander: a) pasażerska — do siedemnastu miejsc pasażerskich w kabynie wyposażonej w 5 drzwi zapewniających szybkie i wygodne zajmowanie miejsc i opuszczanie samolotu przez pasażerów; oddzielne drzwi do pomieszczenia bagażowego w tylnej części kadłuba; na życzenie może być urządzony dodatkowy bagażnik w części nosowej; b) towarowa — ładownia o długości 8 m zostaje uzyskana po usunięciu łatwo wyjmowanych siedzeń pasażerskich; 5 drzwi z obu stron kadłuba umożliwiają łatwy i szybki załadunek i wyładunek oraz wariant mieszany towarowo-pasażerski; punkty mocowania siedzeń pasażerskich służą również do mocowania ładunków; c) dyspozycyjna — może posiadać różne warianty zagospodarowania wnętrza kabiny; na rys. przedstawiono wariant 10-miejscowy oraz 2 miejsca dla załogi samolotu

poziomie średnio 2 mln zł. W podobnej proporcji kształtuje się koszt godziny lotu w przeliczeniu na jedno miejsce. Korzystniejsze natomiast relacje dla samolotów turbośmigłowych i odrzutowych powstają w przeliczeniu kosztów na kilometr lotu i na miejscokilometr, ze względu na większą prędkość lotu.

Dużą rolę odgrywa intensywność wykorzystania samolotu. Przy rozłożeniu amortyzacji samolotu na 10 lat przejście z eksploatacji w wymiarze 1000 h rocznie na 250 h pociąga za sobą wzrost kosztu godziny lotu o 100÷150%. Podobnie ma się rzecz również z innymi elementami kosztów stałych.

Porównaniu kosztów przewozu samolotem i samochodem najlepiej zdaje się odpowiadać wskaźnik kosztu kilometrowego przypadającego na kilometr lotu względnie jazdy. Na tej podstawie oszacowano koszt oszczędności jednej roboczogodziny, w przypadku zastosowania dyspozycyjnego samolotu tłokowego zamiast samochodu osobowego, na 50÷100 zł w zależności od odległości przewozu (odpowiednio 500÷150 km).

Obok właściwego doboru i intensywnego wykorzystania sprzętu lotniczego czynnikiem odgrywającym zasadniczą rolę w kształtowaniu efektywności ekonomicznej małego transportu lotniczego są formy organizacyjne jego wykorzystania. Z dotychczasowych rozważań wynika, że formy te zależą od stosowania zasad: dyspozycyjności (własności), wynajmu samolotu, względnie regularnej obsługi linii. W związku z tym można wyróżnić następujące formy organizacyjne:

1) Polegająca na posiadaniu przez przedsiębiorstwo czy instytucję własnych samolotów dyspozycyjnych do obsługi wyłącznie swych potrzeb przewozowych. Forma ta wydaje

się odpowiednia dla przedsiębiorstw mających liczne i częste potrzeby lotów wynoszące w sumie co najmniej ok. 500 h lotu rocznie dla jednego samolotu, a także dla przedsiębiorstw, w których koszt utrzymania i eksploatacji samolotu — niezależnie od intensywności jego wykorzystania — jest rekompensowany wielkimi korzyściami pochodnymi, względnie uniknięciem wielkich strat grozących w przypadku nieposiadania samolotu.

2) Forma polegająca na wspólnym zakupie samolotów przez kilka przedsiębiorstw i instytucji zlokalizowanych w tej samej miejscowości lub rejonie oraz utworzeniu zespołu lotniczych usług przewozowych. Forma ta zapewnia lepsze warunki elastycznej gospodarce sprzętem lotniczym, jego intensywnemu wykorzystaniu, a także organizacji zaplecza technicznego zapewniającego wyższą gotowość do wykonywania zadań. W przypadku zaistnienia rezerw przewozowych zespół lotniczy może zorganizować ich zagospodarowanie na zasadzie odpłatnego udostępnienia przewozów innym instytucjom i przedsiębiorstwom w trybie wynajmu samolotów, lub nawet lotów regularnych, powszechnie dostępnych. Powstanie zespołów w określonych ośrodkach miejskich zależy głównie od potrzeb i inicjatywy oraz skoordynowanego działania miejscowych (regionalnych) władz oraz organizacji gospodarczych i społecznych. Na uwagę

zasługuje możliwość oparcia zespołów o specjalistyczną pomoc aeroklubów regionalnych oraz wojewódzkich zespołów lotnictwa sanitarnego.

3) Forma polegająca na utworzeniu przedsiębiorstwa usług przewozowych małego transportu lotniczego wynajmującego samoloty na okres lub na pojedynczy lot poszczególnym instytucjom i przedsiębiorstwom. Ponadto — w zależności od potrzeb — mogą być organizowane regularne loty w określonych relacjach, dostępne dla określonych użytkowników lub publicznie. Niezależnie od działalności operacyjnej przedsiębiorstwo powinno tworzyć zaplecze zaopatrzenia technicznego i remontu dla sprzętu małego transportu lotniczego w całym kraju, a także powinno odgrywać rolę w koordynacji działalności operacyjnej i kształtowaniu polityki rozwoju sprzętu lotniczego. Wydaje się, że techniczne aspekty działalności powinny stanowić główne zadanie przedsiębiorstwa, wobec zdecentralizowanych form działalności operacyjnej małego transportu lotniczego, którym bardziej wydaje się odpowiadać organizacja zespołów terenowych.

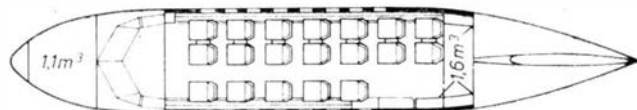
Na uwagę zasługuje fakt, że istnienie wszystkich trzech form organizacyjnych małego transportu lotniczego nie tylko wzajemnie się nie wyklucza, lecz uzupełnia.



Dyspozycyjno-pasażerski - 12 miejsc



Pasażerski - 15 miejsc



Pasażerski - 19 miejsc

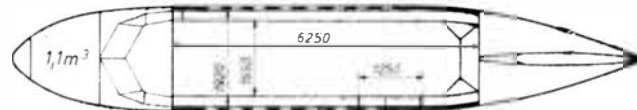
TL-59/75-R10



Pasażerski - 20 miejsc

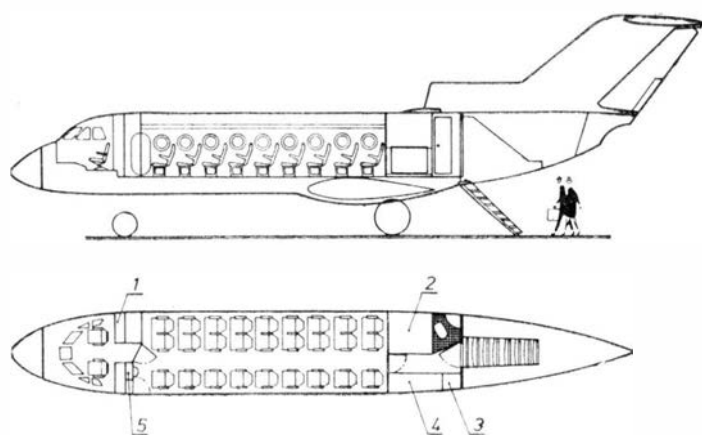


Dyspozycyjny - 8 miejsc



Towarowy - 1850 kg ładunków

Rys. 10. Warianty zagospodarowania kabiny samolotu L-410



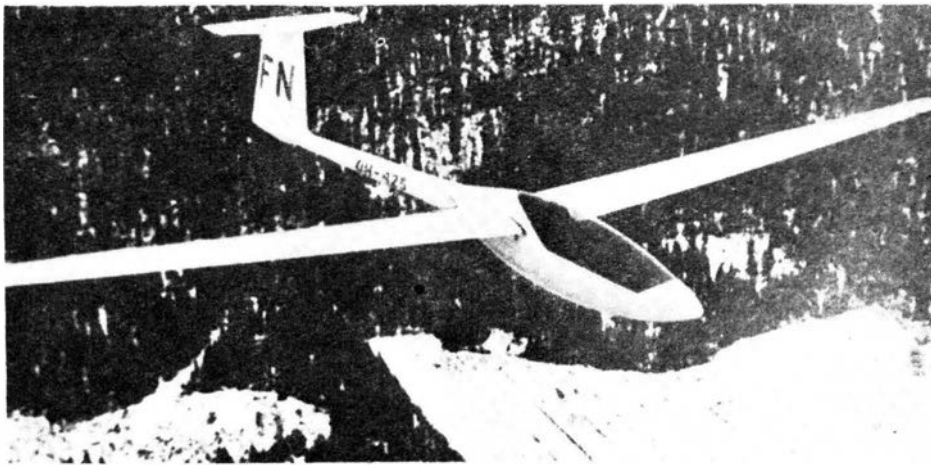
Rys. 11. Wyposażenie kabiny pasażerskiej samolotu Jak-40: 1 — szatnia załogi, 2 — pomieszczenie bagażowe, 3 — bufet, 4 — szatnia, 5 — miejsce stewardessy

Spełnienie wymagań racjonalnego rozwoju małego transportu lotniczego zależy przede wszystkim od możliwości zaopatrzenia go w nowoczesny sprzęt lotniczy. Znaczenie jakie ma jednolitość parku samolotowego oraz perspektywy ilościowego rozwoju tego parku, a także analiza rynków zagranicznych w zakresie dostaw omawianych samolotów i ich zbytu wskazują na to, że rozwiązaniem problemu powinien zainteresować się nasz przemysł lotniczy, opierając się o wykorzystanie najbardziej racjonalnych nowoczesnych rozwiązań zagranicznych.

#### LITERATURA

1. J. GAMBU, J. PERARD: Britten Norman „Trislander”. *Aviation Magazine* 622/1973.
2. J. PELLADINI: Troisième niveau. *Aviation Magazine* 601/1973.
3. J. L. JAMET: L'aviation générale en France. *Bulletin OACI* nr 9/1973.
4. E. SEGIKAWA: 42 compagnies d'aviation d'affaires. *Aviation Magazine* 610/1973.
5. R. H. WILD: L'évolution de la conception des appareils de l'aviation générale. *Interavia* 4/1973.
6. Texas Airport system plan. Texas Transportation Institute 1972.

WCT/524/K/75



Rys. 1

#### Wysokowyczynowy szybowiec klasy standard

**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy wolnośny grzbietopłat laminatowy.

**Plat** dwudzielny, dwutrapezowy, jednodźwigarowy z laminarnymi profilami Wortmanna przy kadłubie FX-67-K-170 i na końcu FX-67-K-150. Bez skosu, ze wzniosem  $3^\circ$  i kątem zaklinowania  $3^\circ$ . Pokrycie przekładkowe z warstwami nośnymi z laminatu szklano-epoksydowego i wypełniaczem piankowym (polichlorek winylu). Dźwigar z rovingu szklanego. Lotki zwykle, zawieszane zawiasowo przy dolnej powierzchni skrzydła a napędzane przy górnej. Na pozostałej części krawędzi spływu umieszczono klapy (rys. 2) zawieszane podobnie jak lotki, wychylane w zakresie od  $+90$  do  $-12^\circ$ . Spełniają one także rolę hamulców aerodynamicznych. Klapo-hamulce są napędzane poprzez przekładnię zębatą, co umożliwia ich wychylanie siłą mniejszą niż 15 kG przy prędkości 240 km/h. Balast wodny w gumowanych workach nylonowych o łącznej pojemności 80 l, włożonych do kesonu i zamocowanych na całej długości, co uniemożliwia ich skręcanie po napełnieniu. Połączenie obu skrzydeł przez dwa asymetrycznie wychodzące okucia dźwigarów (bez połączenia widełkowego).

**Kadłub** konstrukcji skorupowej z laminatu szklano-epoksydowego. Pozycja pilota półleżąca w kabynie o szerokości 60 cm. Osłona kabiny dwuczęściowa, dzielona, z przednią częścią

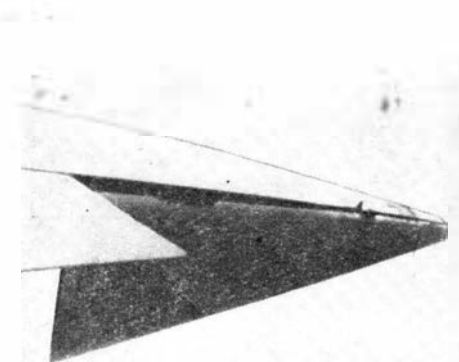
stałą i tylną odejmowaną. Siedzenie pilota przestawiane podczas lotu, pedały steru kierunku również. Dźwignia klap po lewej stronie, napęd podwozia po prawej (wciąganie ruchem do tyłu). Bardzo duża tablica przyrządów (lub typu kolumnowego na życzenie). Wyposażenie w przyrządy standardowe i w nowy, zaprojektowany dla tego szybowca, uśredniający wariometr energii całkowitej (vario-integrator), który może być sprzężony z mini-kalkulatorem dolotowym i dawać cyfrowy odczyt odpowiednich wartości dolotowych. Antena radiostacji i dajnik rurki Pitota w górnej części statecznika pionowego. Wentylację zapewniają wloty powietrza o małym oporze pod nasadą skrzydeł. Butle tlenowe umieszczone za dźwigarem. Zamontowanie większych butli niż standardowe jest również możliwe.

**Usterzenie** wolnośne w układzie T, podobnej konstrukcji jak skrzydła. Statecznik poziomy ze stałym kątem zaklinowania, ster wysokości jednoczęściowy. Oba stateczniki mają nowe profile Wortmanna, specjalnie zaprojektowane na usterzenie ogonowe. Są to: FX 71L-150/20 na statecznik poziomy i FX 71L-150/30 na pionowy. Napęd steru kierunku linkowy, steru wysokości popychaczowy. Montaż usterzenia poziomego podobnie jak w szybowcu Cirrus.

**Podwozie** jednokołowe, chowane ręcznie, pneumatyk Dunlop/Continental o wymiarach 5.00÷5. Koło główne hamowane hamulcem bębnowym, dźwignia hamowania na drążku sterowym. Z tyłu płoza ogonowa.

#### Uwagi

Finowie rozwiązyli zagadnienia technologiczne inaczej niż w wytwórniach szybowców w RFN. Zamiast najpierw budować prototyp a z niego foremnik, oni najpierw zbudowali model i foremnik. To się bardzo hojnie spłaciło w postaci dokładności wykonania. Podczas gdy falistość profilu mierzona metodą Bickle'go (patrz *Soaring* nr 6'71) dla skrzydeł kilku szybowców klasy standard była 0,003÷0,005 cala na bazie dwóch cali, to model skrzydła PIK 20 miał 0,001 lub mniej. Ta dokładność została osiągnięta dzięki przycięciu i wyprofilowaniu 140 stalowych żeber, które przewiercono i nanizano na stalowe pręty utrzymujące je we właściwym położeniu. Powierzchnia między ciasno rozstawionymi żebrami została wypełniona i szlifowana do ww. falistości. Ta operacja została wykonana dla dolnych i górnych połówek skrzydeł oraz połówek stateczników poziomego i pionowego. Z tak przygotowanych modeli wykonano dopiero forem-

Rys. 2. Kłapa otwarta do  $+90^\circ$

niki wklęsłe, które wygrzewano przez 18 h, by zabezpieczyć je przed późniejszymi wypaczeniami. Do budowy szybowca zastosowano także nowe żywice, bardziej odporne na podwyższone temperatury, więc może on być malowany na dowolny kolor. Nabyto również specjalną maszynę do mieszania i dozowania żywicy i utwardzacza, co zapobiega stratom tego surowca przez przedwczesne utwardzenie, daje lepszy produkt końcowy i dla dużej serii zmniejsza jego koszt.

Jeżeli PIK 20 utrzyma swą falistość na poziomie 0,001, to powinien mieć o 2,5-4,1 jednostek lepszą doskonałość niż istniejące szybowce klasy stan-

dard. Pierwsze próby w locie pokazały, że jest ona większa od 40. Dużo uwagi podczas konstruowania przeznaczono na aerodynamicznie korzystne rozwiązanie przejścia skrzydło-kadłub. Szybowiec będzie zarejestrowany w kategorii użytkowej OSTIV, która zezwala na loty chmurowe i akrobacje.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Szybowiec jest dziełem znanego zespołu konstrukcyjnego z Politechniki w Helsinkach, który ma na swoim koncie wiele znanych szybowców i samolo-

tw (w tym również i laminatowych). Są to konstruktorzy: Tammi, Korhonen i Hiedandaa. Prace związane z budową rozpoczęto 1.V.1971 r. w laboratorium badawczym samolotów na Politechnice. Oblot pierwszego prototypu nastąpił 10.X.1973 r. W styczniu 1974 r. na Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Australii startował na nim Raimo Nurminen, zajmując 13 miejsce. Drugi prototyp wysłano do USA. Na początku 1974 r. firma Molino OY rozpoczęła produkcję seryjną szybowców, przejętą od nieistniejącego już przedsiębiorstwa K. K. Lehtovaara. Wiosną 1974 r. zakończono próby naziemne i w locie oraz rozpoczęto certyfikowanie.

#### DANE TECHNICZNE

##### Wymiary

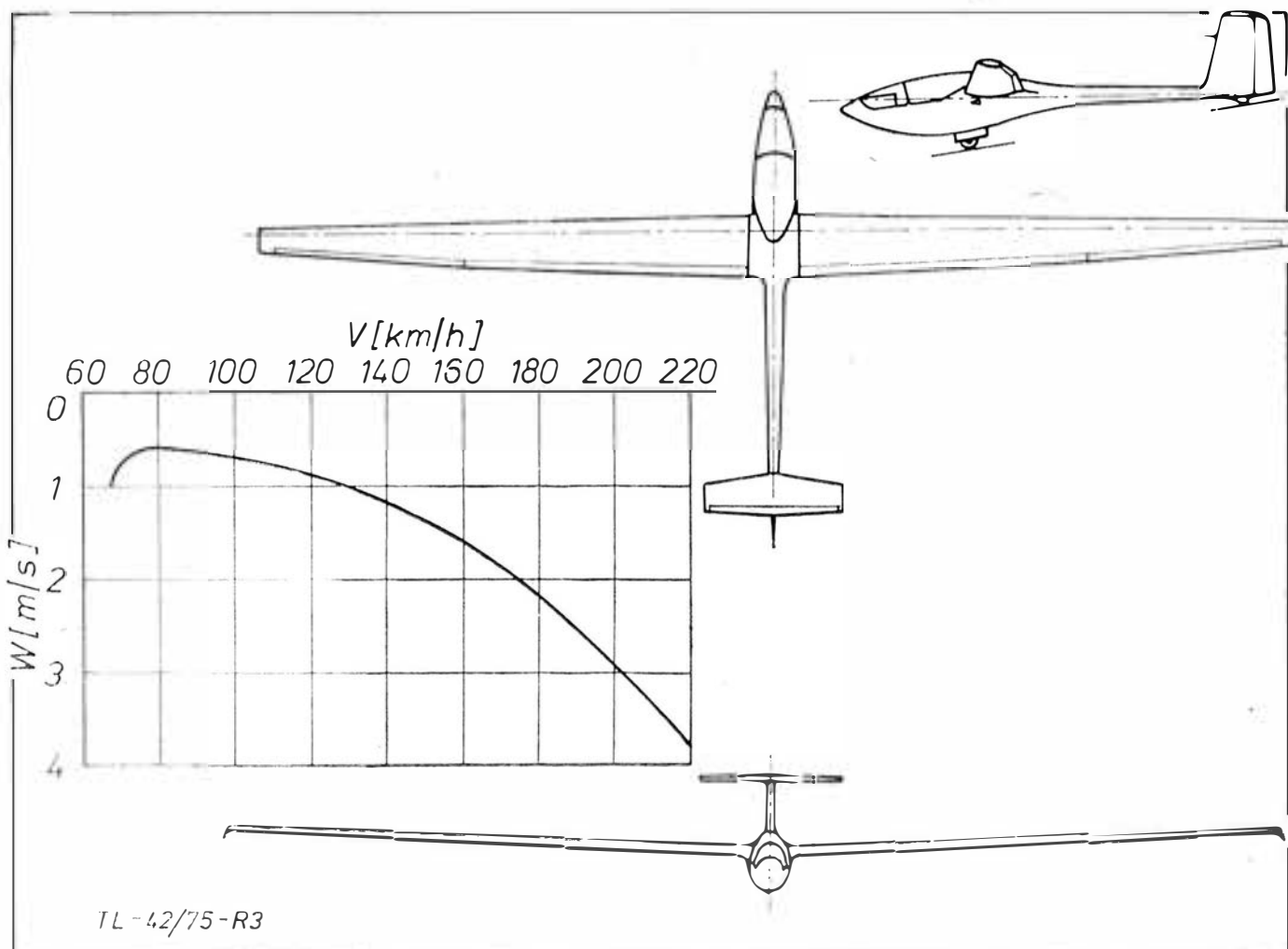
Rozpiętość	15,00 m
Ciężiwa skrzydła: przy kadłubie	0,90 m
— na końcu	0,36 m
— średnia	0,65 m
Wydłużenie	22,5
Długość całkowita	5,65 m
Wysokość nad statecznikiem	1,36 m
Rozpiętość statecznika wysokości	2,00 m
Powierzchnia nośna	10,00 m <sup>2</sup>
— lotek (całkowita)	0,50 m <sup>2</sup>
— klapo-hamulców	1,08 m <sup>2</sup>
— statecznika pionowego	0,71 m <sup>2</sup>
— steru kierunku	0,31 m <sup>2</sup>
— statecznika poziomego	0,80 m <sup>2</sup>
— steru wysokości	0,20 m <sup>2</sup>

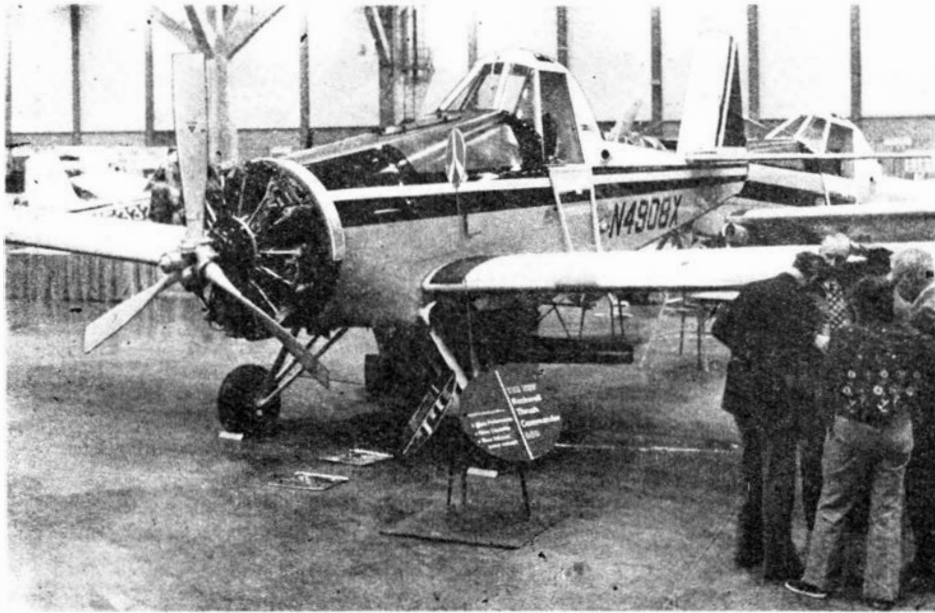
##### Ciężary i obciążenia

Ciężar własny z podstawowym wyposażeniem	235 kG
--	--------

Maks. ciężar balastu wodnego	80 kG
Maks. ciężar startowy z balastem	400 kG
Maks. ciężar startowy bez balastu	344 kG
Maks. obciążenie powierzchni nośnej	40 kG/m <sup>2</sup>
<b>Osiągi (z prób w locie, dla ciężaru całkowitego 370 kG)</b>	
Doskonałość	40,2
— przy prędkości optymalnej	37 km/h
Opadanie min.	0,62 m/s
— przy prędkości ekonomicznej	82 km/h
Prędkość min. dla kąp 90° i ciężaru całkowitego 320 kG	60 km/h
— przy ciężarze całkowitym 400 kG	67 km/h
Prędkość maks. dopuszczalna w powietrzu: spokojnym	270 km/h
— burzliwym	240 km/h
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	+ 7,1
	- 5,1
Prędkość lotu przy opadaniu 2 m/s:	
— bez balastu	169 km/h
— z balastem	180 km/h

T. W.





## Rockwell Thrush Commander 800

• USA •

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy dolnopłat wolnonośny konstrukcji metalowej ze zbiornikiem na chemikalia przed kabiną pilota.

Plat o obrysie prostokątnym, konstrukcji dwudźwigarowej. Profil NACA 4412. Wznios płata 3,5°. Masywny główny dźwigar wykonany jest z wysokowytrzymałej stali. Pokrycie, żebra i krawędź natarcia — z blaterowanej blachy duralowej. Kłapy i lotki konstrukcji metalowej. Każda z lotek posiada w części noskowej ciężar przeciwlaterowy. Zawieszenie kłapy wykonane ze stali nierdzewnej. Napęd kłapy elektryczny. Powierzchnia skrzydła zabezpieczona przed korodującym działaniem środków chemicznych.

**Kadłub.** Głównym elementem konstrukcyjnym kadłuba jest kratownica spawana wykonana ze stali chromo-molibdenowej. Przepompowywany (w trakcie produkcji) przez rury kratownicy gorący olej liniany zabezpiecza konstrukcję przed działaniem korozji. W przedniej części kratownicy umieszczony jest zbiornik chemikaliów. Wewnątrz zbiornika wstawione są elementy siłowe, które za pomocą kilkunastu pasowanych sworzni umieszczonych w jego ścianach łączą się ze strukturą płatowca, usztywniając kratownicę kadłuba.

Za zbiornikiem mieści się kabina pilota umocowana do wzmocnionych rur kratownicy kadłuba. Kabina jest uszczelniona, ale

przylega do zbiornika chemikaliów. Konstrukcja samej kabiny, fotela pilota, mocowanie fotela w kabine oraz pasów pilota zapewnia wystarczającą wytrzymałość w przypadku wystąpienia obciążeń odpowiadających 40 g. Fotel pilota regulowany.

Kratownica kadłuba pokryta jest łatwo zdejmowalnym pokryciem z blachy zabezpieczonym przed działaniem korozji. Pokrycie dołu kadłuba oraz w obrebie zbiornika chemikaliów wykonane jest ze stali nierdzewnej.

Usterzenie ma prostą konstrukcję. Szkielet wykonany jest z rur ze stali chromo-molibdenowej. Stery kryte płótnem. Okucia oraz krawędź natarcia wykonane są ze stali nierdzewnej. Na sterze wysokości i sterze kierunku kłapki wyważające.

Podwozie stałe z kółkami ogonowym. Goleni i zastrzały podwozia głównego wykonane są z oprofilowanych rur stalowych. Rolę amortyzatorów spełniają pakiety gumowych wkładek. Na goleniach podwozia zamocowano noże. Średnica koła głównego — 587 mm. Ciśnienie w kołach — 2,24 atm. Hamulce hydrauliczne. Podwozie tylne ma amortyzator olejowo-powietrzny. Kółko ogonowe sterowane. Wymiary koła ogonowego 12,5 X 4,5 cali. Ciśnienie — 3,5 atm.

**Zespół napędowy** stanowi siedmiocylin-drowy, gwiazdowy silnik tłokowy Wright Cyclone R-1300-1B o mocy 800 KM, chłodzony powietrzem. Śmigło metalowe, trójl-opatowe Hamilton-Standard 23D40 o stalym

skoku. Instalacja paliwowa: dwa integralne zbiorniki paliwa w skrzydłach o łącznej pojemności 378,51 litrów, pojemność zbiornika oleju — 34 litry.

**Wposażenie** rolnicze składa się z laminatowego zbiornika chemikaliów oraz zestawów urządzeń opryskujących i opylających. Zbiornik umieszczony jest przed kabiną pilota. Ocena ilości chemikaliów dzięki przezroczystości części zbiornika widocznej pod tablicą przyrządów (dla cieczy — wskaźnik). Zestaw do opryskiwania składa się z pompy oraz współpracujących z nią rur podskrzydłowych zaopatrzonych w wymienne dysze. Zamiast pompy do zbiornika może być zamocowane urządzenie dozujące, sterowane pneumatycznie wraz z rozrzutnikiem służącym do rozprzestrzeniania preparatów sypkich. W skład wyposażenia agro wchodzi także specjalny zestaw do rozpryskiwania płynów o dużym stężeniu.

Samolot wyposażony jest w podstawowy zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych. Instalacja elektryczna: prądnicą prądu zmiennego o parametrach 50 A, 24 V, akumulator — 35 Ah.

**ROZWOJ KONSTRUKCJI.** Firma North American Rockwell Corporation specjalizująca się w produkcji samolotów rolniczych wypuściła dotychczas na rynek samoloty: Quail Commander z silnikiem Lycoming IO-540-G1C5 o mocy 290 KM (zbiornik che

### DANE TECHNICZNE

#### Wymiary

Rozpiętość	13,547 m
Długość	8,788 m
Wysokość	2,796 m
Powierzchnia nośna	30,047 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,86 m
Rozstaw kół podwozia	2,719 m
Pojemność zbiornika chemikaliów	1514 l
Kąty wychyleń sterów:	
steru wysokości w górę	25°
— w dół	16°
steru kierunku w lewo	23°
— w prawo	23°
kłapy	28°÷31°
lotki w górę	20°÷22°
— w dół	16°÷18°

#### Ciężary

Ciężar własny	2721 kG
Ciężar użyteczny	1678 kG
Udźwig chemikaliów przy paliwie na 2 h lotu	1090 kG

Ciężar całkowity dozwolony wg certyfikatu	2721 kG
Maks. ciężar operacyjny (przeciążenie samolotu wg FAR Part 8)	3537,4 kG

#### Osiągi

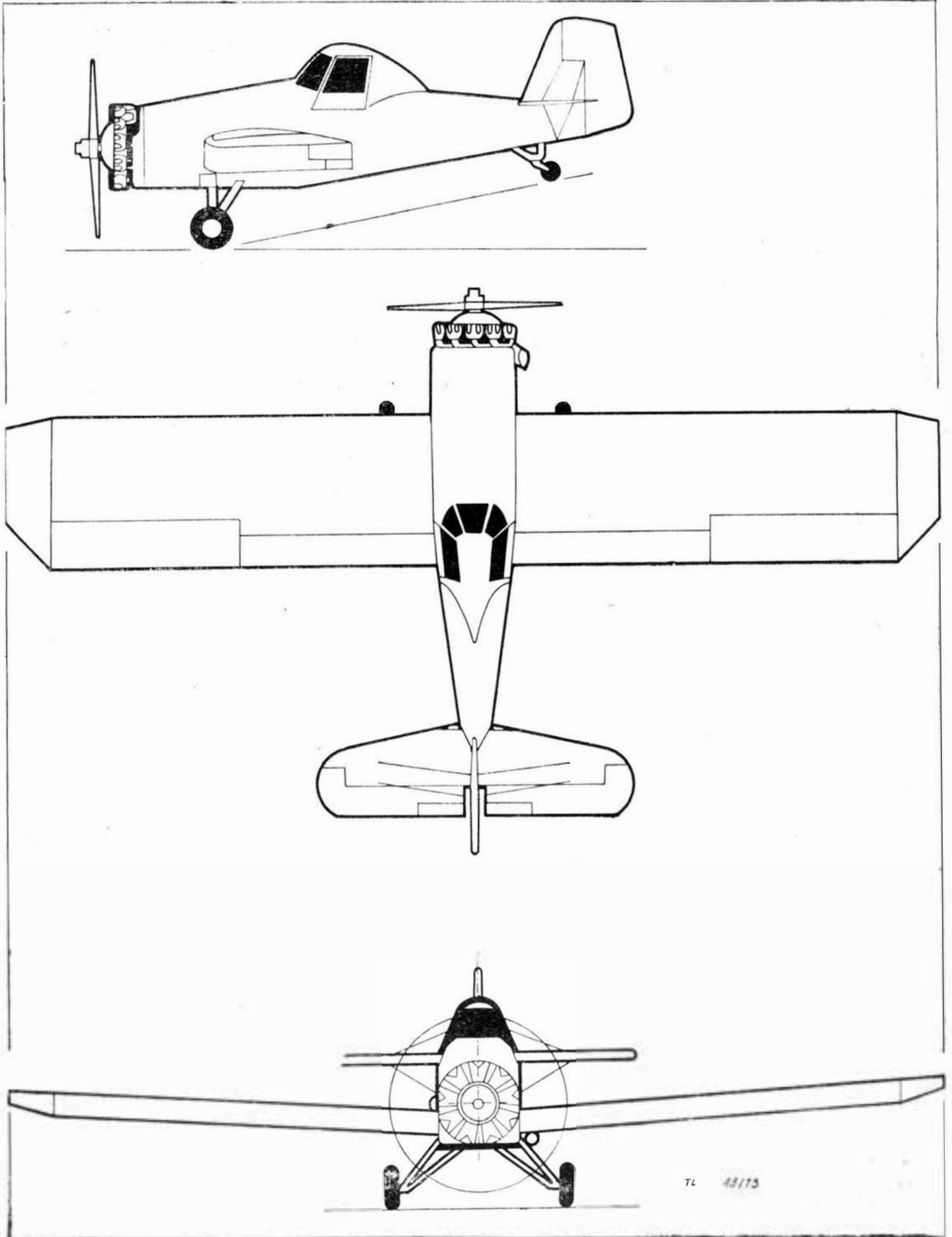
Prędkość przelotowa (70% mocy)	220,4 km/h
Prędkość maks. w konfiguracji gładkiej	235 km/h
Prędkość robocza	185÷201 km/h
Prędkość minimalna w konfiguracji roboczej	133 km/h
Prędkość przeciągnięcia	112,6 km/h
Prędkość przeciągnięcia na kłapach	106,2 km/h
Zasięg (70% mocy)	531 km
Pułap praktyczny	7620 m
Wznoszenie	8,15 m/s
Dobieg	152,5 m
Rozbieg	182,9 m
Zużycie paliwa	136,3 l/h
Czas nawrotu roboczego	90 s
Czas zrzutu awaryjnego chemikaliów:	
— ciecze	20 s
— proszki	45 s

A. K.

mikałów o pojemności 795 l). Sparrow Commander z silnikiem Lycoming O-540 B2B5 o mocy 235 KM i Thrush Commander z silnikiem Pratt & Whitney R-1340-AN-1 o mocy 600 KM (zbiornik chemikałów — 1514 l). Samolot Rockwell Thrush Com-

mander 800 jest zbudowana w 1974 r. wersją rozwojową samolotu Thrush Commander. Ma on taką samą konstrukcję i udźwig chemikałów, ale napędzany jest silnikiem Wright Cyclone R-1300-1B o mocy 800 KM. Samolotów Thrush Commander

450 KM i 600 KM zbudowano do 1974 r. 843 szt. Samolot Rockwell Thrush Commander jest największym samolotem rolniczym produkowanym obecnie w USA. Cena samolotu — 72 500 dolarów.



TL 43175

## Obliczanie płyt wzmocnionych blachą falistą

W konstrukcjach lotniczych pokrycie kadłuba wzmacnia się czasem blachą falistą. Takie rozwiązanie w zadowalający sposób zastępuje pracę pokrycia usztywnionego standardowo (profilami) przy przenoszeniu sił wzdłużnych: ściskających i rozciągających (od momentu zginającego  $M_g$  i siły normalnej  $N$ ).

Blacha falista w zupełnie dostateczny sposób współpracuje także z blachą poszycia w przenoszeniu obciążeń stycznymi wywołanych działaniem momentu skręcającego  $M_s$  i siły tnącej  $Q$ .

Przed wszystkim blachą falistą wzmacnia się pokrycie hermetycznych kadłubów. Przejmując bowiem obciążenie od ciśnienia wewnętrznego w kabine, obniża ona poziom naprężeń w blasze pokrycia. Ponieważ ustrój złożony z blachy poszycia i blachy falistej dobrze pracuje na działanie obciążeń skupionych, bywa stosowany także w konstrukcji sufitów kabin.

### Oznaczenia

- $r$  — promień krzywizny łuku fali,
- $\delta_f$  — grubość blachy falistej,
- $\delta$  — grubość blachy pokrycia,
- $b_w$  — współpracująca szerokość pokrycia,
- $b$  — odległość między elementami usztywniającymi,
- $b_t$  — długość łuku fali,
- $b_f$  — podziałka blachy falistej,
- $l$  — długość płyty,
- $J$  — zredukowany moment bezwładności przekroju płyty o szerokości  $b$ ,
- $S$  — zredukowany moment dewiacji,
- $F$  — pole wycinkowe,
- $i$  — minimalny promień bezwładności przekroju płyty o szerokości  $b$ ,
- $c$  — współczynnik utwardzenia,
- $\varphi$  — współczynnik redukcji,
- $\sigma_{krd}$  — krytyczne normalne naprężenie dla blachy pokrycia,
- $\sigma_{krf}$  — krytyczne normalne naprężenie dla blachy falistej,
- $q_Q$  — wydatek naprężeń stycznych od siły tnącej  $Q$ ,
- $q_{M_s}$  — wydatek naprężeń stycznych od momentu skręcającego  $M_s$ ,
- $q_s$  — wypadkowe naprężenie styczne (od  $Q$  i  $M_s$ ),
- $q_{11}$  — wydatek naprężeń stycznych w blasze pokrycia,
- $q_f$  — wydatek naprężeń stycznych w blasze falistej,
- $Q$  — siła tnąca,
- $M_s$  — moment skręcający,
- $E$  — moduł Younga,
- $G_0$  — moduł sprężystości postaciowej dla blachy pokrycia równy odpowiednio:  
2 700 000 N/cm<sup>2</sup> do momentu utraty stateczności przez blachę pokr.,  
2 000 000 ÷ 2 200 000 N/cm<sup>2</sup> po utracie stateczności;
- $G_f$  — moduł sprężystości postaciowej blachy falistej, równy odpowiednio:

dla $\delta_f = 0,5-0,8$ mm	600 000 N/cm <sup>2</sup> ,
dla $\delta_f = 1,0-1,2$ mm	800 000 N/cm <sup>2</sup> ,
dla $\delta_f > 1,2$ mm	1 000 000 N/cm <sup>2</sup> .

### Obliczanie płyty wzmocnionej blachą falistą w przypadku obciążenia jej osiową siłą ściskającą

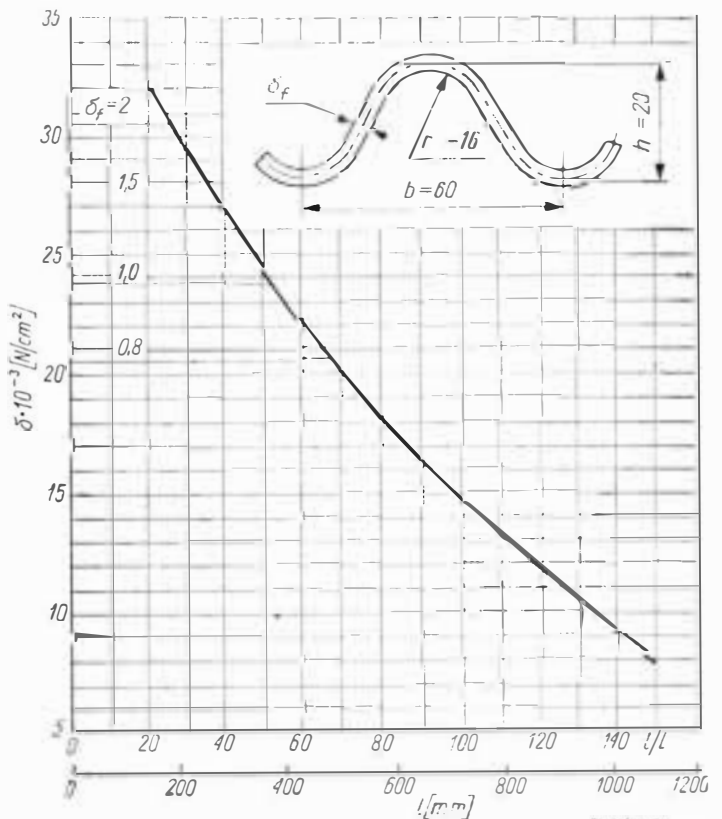
W przypadku gdy krytyczne normalne naprężenie w pokryciu jest mniejsze od krytycznego normalnego naprężenia dla blachy falistej, tzn.  $\delta_{krd} < \delta_{krf}$ , obliczenia wytrzymałości płyty wzmocnionej blachą falistą przeprowadza się jak dla płyt wzmocnionych standardowymi elementami usztywniającymi. Jeśli pokrycie i blacha falista wykonane są z tego samego materiału, wzór dla obliczenia współpracującej (zredukowanej) szerokości pokrycia ma postać:

$$b_w = \varphi b \quad (1)$$

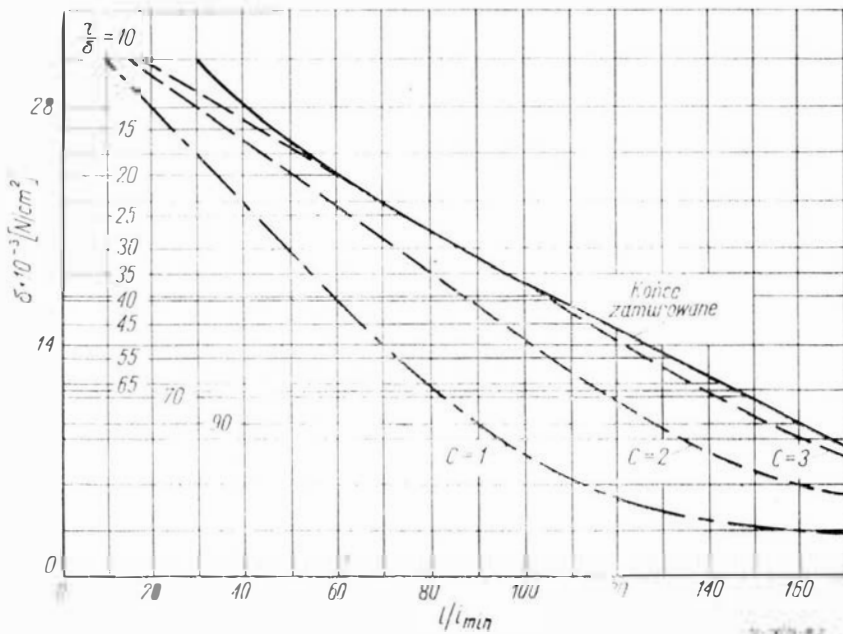
gdzie:  $\varphi = \sqrt[3]{\sigma_{krd}/\sigma_{krf}}$  (2)

$$\sigma_{kr} = 0,3 \frac{\delta}{r} E \quad (3)$$

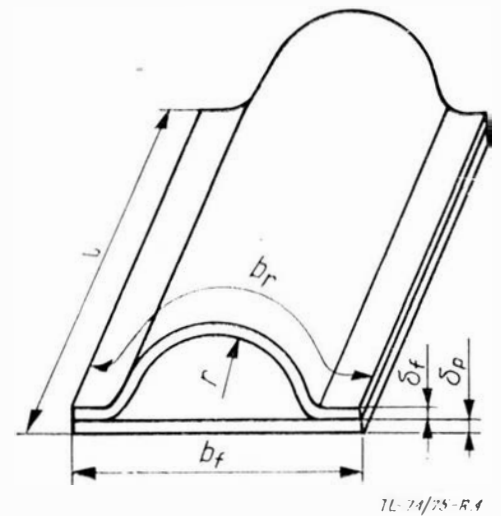
W przypadku gdy  $\delta_{krd} > \delta_{krf}$  jako obliczeniowe naprężenie ściskające w pokryciu należy przyjąć krytyczne normalne naprężenie dla blachy falistej:  $\delta_{krd} = \delta_{krf}$ . Dla izo-



Rys. 1



Rys. 2  
Rys. 4



lowanej blachy falistej o obwodzie kołowym przy określaniu naprężeń krytycznych korzysta się z zależności  $\delta_{kr} = f(l/i, \delta_j)$ , (rys. 1) oraz  $\delta_{kr} = f(l/i, r/\delta_f, c)$ , rys. 2. Dla blachy falistej połączonej z blachą płaską naprężenie krytyczne wyznacza się z zależności graficznej:  $\delta_{kr} = f(l/i, \delta, \delta_i)$ , rys. 3.

### Obliczanie płyty wzmocnionej blachą falistą w przypadku obciążenia jej naprężeniami stycznymi

W praktycznych obliczeniach dobrze jest znać podział wydatków naprężeń stycznych (od siły tnącej  $Q$  i momentu skręcającego  $M_s$ ) między poszycie i blachą falistą, przy ich współdziałaniu w przenoszeniu obciążeń.

Wydatek naprężeń stycznych od siły tnącej  $Q$  i momentu skręcającego  $M_s$  określają następujące wzory:

$$q_Q = QS/J \quad (4)$$

$$q_{M_s} = M_s/2F' \quad (5)$$

Wypadkowe naprężenie w płycie  $q_s$  wynosi:

$$q_s = q_Q + q_{M_s} \quad (6)$$

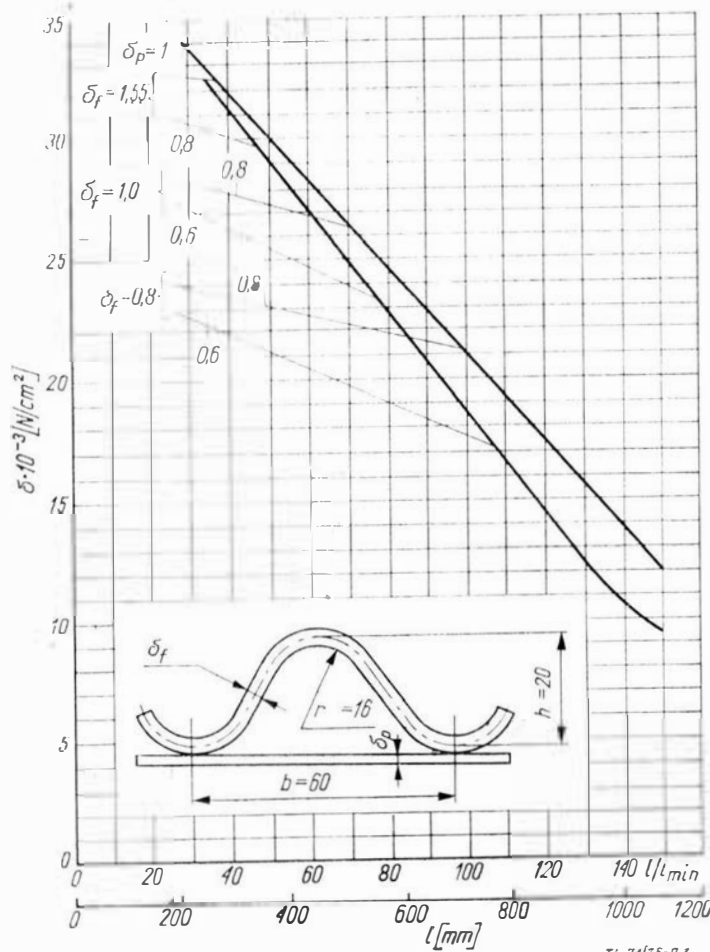
Przenoszone jest ono poprzez dwa elementy — blachę pokrycia i blachę falistą — zatem:

$$q_s = q_p + q_f \quad (7)$$

W przypadku gdy  $G_0 = G_f$  wydatki naprężeń stycznych w pokryciu ( $q_p$ ) i w blaszce falistej ( $q_f$ ) określa się zależnościami:

$$q_p = \frac{G_0 \delta_f b}{G_f \delta_f b + G_0 \delta_f b} q_s \quad (8)$$

$$q_f = \frac{G_f \delta_f b}{G_f \delta_f b + G_0 \delta_f b} q_s \quad (9)$$



Rys. 3

Opracował R. C. na podst. W. M. Strigunoba: Rasczot na prochnost fuzelaznej

WCT/203/K/75



# Propozycje unowocześnienia układu kabiny śmigłowca

Inż. STANISŁAW WIELGUS  
Instytut Lotnictwa — Warszawa

**Omówiono aktualny układ kabiny śmigłowca, propozycje jego doraźnej modernizacji oraz najkorzystniejsze rozwiązania nowoczesnej kabiny przyszłych śmigłowców.**

Jest oczywiste, że kabiny śmigłowców pierwszej generacji wzorowane były na kabinach współczesnych im samolotów. W miarę rozwoju obydwu typów statków powietrznych i specjalizacji wykonywanych zadań kabina samolotu i śmigłowca różnicowała się coraz bardziej. Różnice te uwidaczniały się nie tyle w samym wyposażeniu kabiny, ile w jej układzie.

Tak więc kabina konwencjonalnego śmigłowca została gruntownie zmieniona i poszerzona w celu pomieszczenia obok siebie co najmniej dwu członków załogi (względnie pilota i pasażera). Miejsce pilota przeniesiono z tradycyjnej dla samolotu lewej strony na typową obecnie dla śmigłowca stronę prawą kabiny. Tablica przyrządów przyjęła postać centralnej kolumny tworzącej całość z centralnym pulpitem. Mieszczą one (w sposób dostępny w locie dla obu członków załogi) wskaźniki grupy pilotażowej, nawigacyjnej i silnikowej oraz większość urządzeń sterowania zespołem napędowym, wyposażeniem elektrycznym, przeciwpożarowym, radiowym i radionawigacyjnym śmigłowca. Wyjątek stanowią śmigłowce lekkie, gdzie z natury rzeczy skromniejsze wyposażenie mieści się bez trudu w centralnie umieszczonej kolumnie tablicy przyrządów lub przed pilotem z prawej strony. Z opisanych wyżej reguł wyłamują się oczywiście śmigłowce specjalnego przeznaczenia o niekonwencjonalnych układach kabin.

W latach sześćdziesiątych byliśmy świadkami zmiany źródła napędu śmigłowców. Turbina napędowa coraz lżejsza, trwalsza i ekonomiczniejsza, również w odniesieniu do małych jednostek, wyparła prawie całkowicie silnik tłokowy. Będące już regułą w klasie śmigłowców ciężkich stosowanie zdwojonego układu napędowego rozszerzyło się na śmigłowce klasy średniej, a nawet na pojedyncze typy śmigłowców lekkich. W kabinie spowodowało to zmianę układów sygnalizacji, mającą zapewnić nawet jednoosobowej załodze bezbłądność działania w sytuacjach awaryjnych. Z dźwigni ogólnego skoku usunięty został również tzw. korektor obrotów, którego funkcję przejęły teraz urządzenia automatyczne wchodzące w skład układu sterowania silnikami.

Jeżeli dodać do tego zminiaturyzowany osprzęt i coraz bogatsze i bardziej wyrafinowane wyposażenie pilotażowe i radionawigacyjne, będziemy mieli skompletowany obraz kabiny współczesnego nowoczesnego śmigłowca.

Celem niniejszego referatu jest zaproponowanie i uzasadnienie modyfikacji kabiny wersji rozwojowych Mi-2, a przede wszystkim przyczynienie się do wprowadzenia możliwie najnowocześniejszych rozwiązań kabin nowo opracowanych śmigłowców.

Przystępując do omówienia swoich propozycji unowocześnienia kabiny śmigłowca, podzieliłem ich zakres na dwa etapy:

● Przez etap tzw. *małej modyfikacji* rozumiem wprowadzenie zmian wymagających przełamania przyzwyczajeń, a również generalnej zmiany podejścia do zagadnienia u producenta oraz (a może przede wszystkim) u użytkowników — czego nie uważam za sprawę łatwą. Z drugiej strony proponowane na tym etapie modyfikacje wymagają prawie wyłącznie wkładu pracy biura konstrukcyjnego producenta finalnego i w związku z tym są względnie łatwe do realizacji.

● Przez etap tzw. *dużej modyfikacji* rozumiem wszystkie zmiany etapu *małego* oraz modyfikacje kabiny i wyposażenia wymagające poważnego zaangażowania zakładów kooperujących.

## Modyfikacja mała

Na cele proponowanych na tym etapie modyfikacji wymienię zamianę miejsca pilota z tradycyjnej lewej strony kabiny na prawą. Na marginesie zaznaczyć należy, że byłby to pierwszy wyłom w obecnym stanie lotnictwa wiroplatonowego krajów socjalistycznych.

Tradycyjny układ kabiny samolotu z pilotem (pierwszym pilotem) na lewym fotelu uwzględnia praworęczność większości ludzi. Przy naturalnej staćności klasycznych statków powietrznych i stosowanej powszechnie w tym układzie kabiny sterownicy typu wolant prawa ręka pilota dysponuje dużą swobodą. W tej sytuacji wykorzystywana jest ona do wygodnej obsługi centralnie usytuowanych organów sterowania silnikami i większością wyposażenia.

W przypadku kabiny śmigłowca sytuacja przedstawia się odmiennie. Obecność dodatkowej sterownicy w postaci obsługiwanej lewą ręką dźwigni skoku ogólnego oraz różny od samolotów zakres wykonywanych zadań wysuwają na plan pierwszy zupełnie inne walory miejsca pilota na prawym fotelu. W proponowanym układzie kabiny dźwignia skoku ogólnego nie odgradza pilota od otworu drzwiowego, nie stanowiąc przeszkody w trakcie czynności zajmowania i opuszczania miejsca w kabinie w sytuacjach normalnych, a co najważniejsze w sytuacjach awaryjnych.

W trakcie wykonywania prac ratowniczych, dźwignowych itp. brak dźwig-

ni skoku ogólnego po stronie burty zewnętrznej ułatwia pilotaż i obserwację terenu poprzez otwarte drzwi kabiny. W odróżnieniu od drążka sterowego dźwignia skoku ogólnego w większości stanów lotu wymaga od pilota jedynie okresowej obsługi. Przeważa to zdecydowanie lewą ręką do obsługi jak największej części wyposażenia.

Przy obecnie stosowanym w krajach socjalistycznych układzie kabiny (pilot na lewym fotelu) wykonywanie wszystkich pomocniczych czynności wymaga: — albo przekładania drążka sterowego do ręki lewej w celu chwilowego oswobodzenia ręki prawej, co w wielu stanach lotu nie jest możliwe;

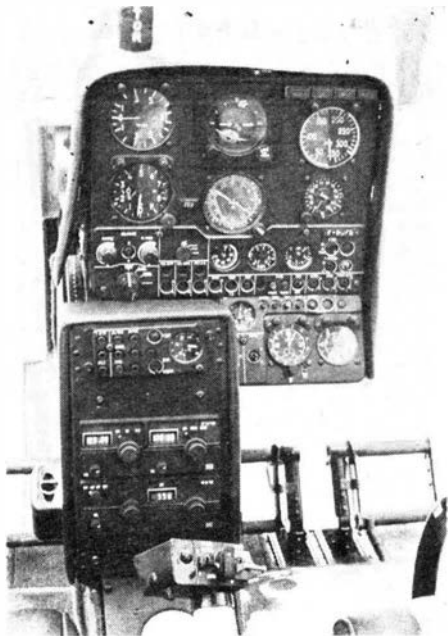
— albo usytuowania pomocniczych organów sterowania na lewej burcie śmigłowca, co czyni je niedostępnymi w locie dla ewentualnego drugiego członka załogi. W kabinie śmigłowca Mi-2 elementami takimi są np. dźwignie rozdzielnego sterowania silnikami, pulpit strojenia ARK-9, cały pulpit wyłączników wyposażenia elektrycznego itd. Układ ten jest szczególnie niekorzystny w sytuacjach awaryjnych.

Kończąc omawianie zalet proponowanej modyfikacji kabiny chciałbym podkreślić jej szczególną przydatność dla śmigłowca o jednoosobowej załodze. Nie podejmuję bardziej szczegółowych dyskusji na ten temat wobec wyraźnej tendencji określania liczebności załogi w zależności od wykonywanego w danym locie zadania.

Prawostronny układ wymaga jednak krótkiego okresu adaptacji pilotów do nowego usytuowania sterownic



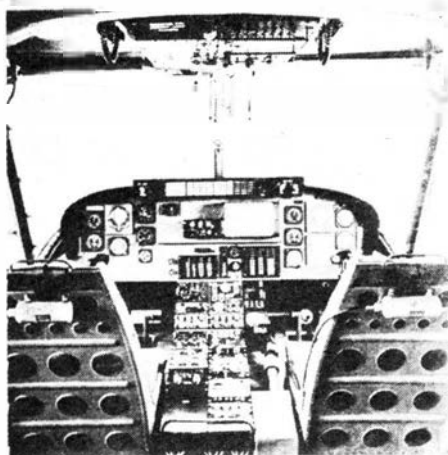
Rys. 1. Kabina śmigłowca SA-341 Gazelle; dźwignie sterowania m. in. pod sufitem



Rys. 2. Tablica przyrządów śmigłowca SA-341 Gazelle — przesunięta na prawo



Rys. 3. Kabina śmigłowca Bo-105



Rys. 4. Kabina śmigłowca WG-13 Lynx

w kabine. Z własnego doświadczenia wiem jednak, że po dwu godzinach lotu pilot czuje się już pewnie, a po pięciu godzinach traktuje pilotaż z prawego fotela jako coś zupełnie naturalnego. Przypuszczam, że pełne potwierdzenie mej opinii znajduje u kolegów-pilotów z niewielkim nawet stażem instruktorskim. Poważniejszym problemem okazać się może związana z omawianą modyfikacją konieczność zmiany taktyki użycia śmigłowców, np. w operacjach grupowych. Ponieważ dotyczy to wyłącznie zastosowań wojskowych, nie podejmuję dyskusji na ten temat. Uważam jednak, że jeśli zmianę uznają za celową armie wielu krajów dysponujących dużym doświadczeniem w użytkowaniu śmigłowców, to zalety układu muszą widocznie dominować nad jego przejściowymi niedogodnościami.

Kolejną propozycją jest modyfikacja dźwigni skoku ogólnego.

Jak już wspomniałem, pokrętko na rekojeści dźwigni skoku służące do zmiany zakresu pracy silników z biegu jałowego do zakresu obrotów roboczych nie jest w przypadku turbiny rozwiązaniem optymalnym. Znany jest mi co najmniej jeden przypadek uszkodzenia śmigłowca w trakcie wykonywania manewru lądowania w trudnym terenie, spowodowany mimowolnym cofnięciem przez pilota pokrętki z położenia roboczego w bliżej nieokreślone położenie pośrednie.

Przestarzałe rozwiązanie stanowi również zapadkowe blokowanie położenia dźwigni skoku. Ten — wydawałoby się mało istotny — szczegół konstrukcyjny przyczynia się do nadmiernego zmęczenia ręki pilota podczas wykonywania zadań w zakresie małych prędkości lotu. Skokowa regulacja położenia dźwigni utrudnia również precyzyjny dobór parametrów pracy silników w ustalonych stanach lotu.

Propozycja modyfikacji sprowadza się do:

- likwidacji obrotowej rekojeści omawianej dźwigni z jednoczesnym przekazaniem dotychczas pełnionej funkcji innym organom sterowania — o czym dalej;

- likwidacji zapadkowego mechanizmu blokowania na korzyść układu samohamownego z tarciowo regulowanym oporem przemieszczania dźwigni;

- nadania chwytowi dźwigni bardziej anatomicznych kształtów z jednoczesną rozbudową zintegrowanego pulpitu mieszczącego wybrane, ważne elementy sterowania wyposażeniem.

Tak zaprojektowana dźwignia skoku stanowi nie tylko wyraźne udogodnienie dla pilota, ale pozwala na istotne uproszczenia konstrukcyjne przy równoczesnym zmniejszeniu masy.

Na marginesie zasygnalizować chciałbym tendencję dalszych zmian kształtu i kinematyki omawianej sterownicy. Przykładem służy rozwiązanie, które zaobserwować można w makietowej kabine nowego śmigłowca dyspozycyjnego Bell-222.

Aktualne rozwiązanie sterowania kranami paliwa w kabine śmigłowca Mi-2 stanowią dwie niewielkie, blisko siebie położone dźwignie, umieszczone na suficie kabiny nad głową pilota. Kształt, wielkość i lokalizacja dźwigni zwiększają wydatnie prawdopodobie-

stwo ich nieprawidłowej obsługi w sytuacjach awaryjnych, co zresztą znajduje potwierdzenie w praktyce.

Propozycje modyfikacji obejmują:

1) Rozszerzenie zakresu działania dźwigni do trzech pozycji:

- dźwignia cofnięta do oporu — paliwo zamknięte;

- ruch dźwigni poprzez zapadkę do położenia środkowego — paliwo otwarte, bieg jałowy silnika;

- dźwignia w skrajnym przednim położeniu — paliwo otwarte, silnik pracuje w zakresie obrotów roboczych.

2) Przeniesienie zespołu dźwigni w przednią, środkową część sufitu kabiny. Nowe usytuowanie dźwigni pozwoli pilotowi na ich obsługę zarówno z prawego jak i z lewego fotela bez odwracania uwagi od pilotażu śmigłowca.

3) Zmianę kształtu, wielkości i oznakowania dźwigni w celu sprowadzenia do minimum możliwości błędnej obsługi. Dźwignie powinny zostać wyposażone w:

- uchwyty umożliwiające wygodne przemieszczanie ich zarówno indywidualnie jak zespołowo;

- blokadę zapadkową zabezpieczającą przed niezamierzonym odcięciem paliwa podczas ruchu dźwigni z położenia obrotów roboczych do położenia biegu jałowego;

- w sygnalizację świetlną dla natchmiaskowej, bezbłędnej identyfikacji dźwigni w przypadku pożaru lub innej awarii silnika. Lampki sygnalizacyjne powinny mieścić się w samych uchwytach lub w bezpośredniej bliskości samej dźwigni.

Poza niewątpliwym wpływem na wzrost bezpieczeństwa lotu proponowana modyfikacja umożliwia duże uproszczenie konstrukcji układu sterowania silnikami.

Spoglądając krytycznie na kabine śmigłowca Mi-2 odnosi się wrażenie, że przyrządy i pozostałe elementy wyposażenia rozmieszczone zostały nie tyle z myślą o spełnieniu elementarnych wymagań ergonomii, ile w celu wykorzystania miejsca, którym w danej sytuacji dysponował konstruktor. W tym stanie rzeczy wnętrze kabiny wymaga wielu zmian.

Powierzchnia czołowa tablicy przyrządów powinna zostać w miarę możliwości zmniejszona, z równoczesnym podziałem na trzy wyodrębnione sekcje:

- *sekcja prawa* — pełny zestaw wskaźników przyrządów pilotażowych i nawigacyjnych;

- *sekcja środkowa* — zestaw wskaźników kontroli silników oraz zegar czasowy;

- *sekcja lewa* — ograniczony zestaw wskaźników pilotażowych i nawigacyjnych drugiego pilota, traktowany jako zestaw awaryjny w przypadku lotu z jednoosobową załogą.

Na dużym centralnym pulpicie pomiędzy pilotami powinny znajdować się urządzenia sterowania wyposażeniem radiokomunikacyjnym, radionawigacyjnym i in.

Dźwignie rozdzielnego sterowania silnikami oraz dźwignia hamulca wirnika zostają w tej sytuacji umiejscowione albo w tylnej części pulpitu centralnego, albo na suficie kabiny — pomiędzy pilotami.

Rozmieszczenie wskaźników w poszczególnych sekcjach tablicy przyrządów winno wynikać z ważności wskazywanego parametru, częstotliwości obserwacji, wymaganej dokładności odczytu (paralaksa) itp. Te elementarne zasady projektowania układu tablicy przyrządów są ogólnie znane, aczkolwiek nie zawsze przestrzegane. Jako typowy przykład podam tablicę przyrządów śmigłowca Mi-2 gdzie odczyt obrotów sprzężarek silników z dokładnością wyższą od 1% wymaga wychylenia ciała pilota w prawo od swej normalnej pozycji w celu zmniejszenia paralaksy. Na marginesie — prawidłowa eksploatacja silników wymaga odczytu obrotów z dokładnością do 0,5%.

Przykład następny. Odczyt sztucznego horyzontu jest prawidłowy w zawisie i przy małych prędkościach lotu. W przypadku lotu na parametrach przelotowych i, co gorzej, przy przednim położeniu środka ciężkości, pochycenie kadłuba powoduje przemieszczenie się sylwetki samolotu na tarczy przyrządu znacznie poniżej linii horyzontu, czyniąc nieczytelnymi jego wskazania.

W opisywanym przykładzie poprawę sytuacji uzyskać można jedynie przez zdecydowanie wyższą pozycję sztucznego horyzontu w stosunku do oczu pilota, względnie zmianę kąta ustawienia tarczy przyrządu. Ta ostatnia zmiana możliwa jest oczywiście w przypadku zastosowania sztucznego horyzontu o wstępie pochylonej osi żyroskopu, względnie wskaźnika zdalnie sterowanego przez oddzielny pion żyroskopowy. Wyżej przytoczone niedopracowania powstały już zapewne na etapie kabiny makietowej, której ocena nie uwzględniła zmian pochyleń kadłuba w różnych stanach lotu, zmiennych położeniach wskazówek względem tarcz przyrządów itp.

Na marginesie powyższych rozważań chcę zaznaczyć, że prawidłowa ocena kabiny makietowej wymaga zabudowy w jej wnętrzu rzeczywistych elementów wyposażenia. Pozornie oszczędnościowe wykorzystanie do tego celu jedynie fotografii pulpitu sterowania i wskaźników uważam za nie dopuszczalne.

Jako problem ogólnie znany pominięto szczególnie omówienie konieczności wyposażenia przyrządów w barwne łuki określające wskazywane parametry w zakresach: użytkowym, ostrzegawczym i niebezpiecznym.

Dalszym drobnym, ale ważnym, elementem wyposażenia kabiny są wszelkiego rodzaju przyciski i przełączniki, ich rozmieszczenie, układ i kształt. Ważność problemu wykaże chciałbym na przykładzie aktualnego systemu sterowania wyposażeniem *agro* śmigłowca Mi-2. W obecnym stanie rzeczy otwarcie i zamknięcie zawru wpływu cieczy uruchamia się za pomocą oddzielnych przycisków na chwycie drążka sterowego. Duże zaangażowanie emocjonalne i fizyczne pilota w trakcie wykonywania trudnego manewru nawrotu na skraju obrabianego pola powoduje, że często myli on przyciski. Efektem tego typu pomyłki jest kontynuowanie kolejnego przelotu nad obrabianym polem z niepracującą aparaturą spryskującą albo kontynuowanie spryskiwania w trakcie wykonywania nawrotu poza grani-

cami obrabianego pola. Jakże mogą być efekty zroszenia sąsiednich upraw, a w krańcowych przypadkach osiedli ludzkich wysoko toksyczną cieczą — nie potrzebuję tłumaczyć.

Prawdopodobieństwo wyżej opisanej pomyłki zmniejsza znacznie zastąpienie dwu oddzielnych przycisków jednym dwupołożeniowym przełącznikiem kołyskowym. Pozycja przełącznika powinna być rozpoznawalna zarówno wzrokowo (barwa) jak i dotykem przez różnicowanie powierzchni ramion przełącznika.

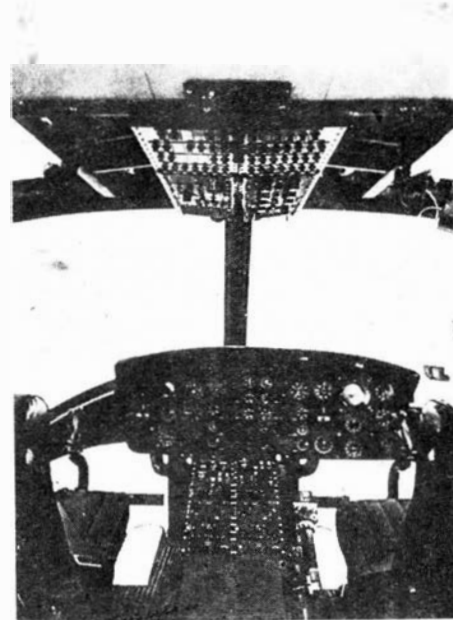
Fotel pilota. Wpływ jego wygody na precyzję i bezpieczeństwo lotu docenia jedynie ten, kto w nim spędził wiele godzin w powietrzu. W budowie fotela wszystko jest ważne, jego kształt, wytrzymałość, możliwość regulacji położenia, zdolność tłumienia drgań, przepuszczalność pokryć tapicerskich. Jestem zdania, że fotel pilota w śmigłowcu stanowi temat sam w sobie i w ramach niniejszego referatu nie podejmuję się jego omówienia. Na jeden element konstrukcyjny fotela chciałbym jednak zwrócić uwagę — na pasy pilota.

W sytuacjach awaryjnych pasy decydują w tak dużym stopniu o bezpieczeństwie pilota, że nie wolno traktować ich jako trzeciorzędnego elementu wyposażenia kabiny. Przykładem prostoty i funkcjonalności, przy jednoczesnym zadowalającym poziomie wygody, są pasy zastosowane w kabine samolotu Trush Commander firmy Rockwell. Zainteresowanych bliżej tym tematem odsyłam do załączonych fotografii lub bezpośrednio do kabiny samolotu, którego egzemplarz obecnie znajduje się w Polsce.

Pasy pilota lat przyszłych winny jednak spełniać wyższe wymagania. Ze swej strony sprecyzowałbym je w dwu punktach:

— zastosowanie prostego zamka uniemożliwiającego zapięcie pasów biodrowych bez uprzedniego założenia pasów plecowych;

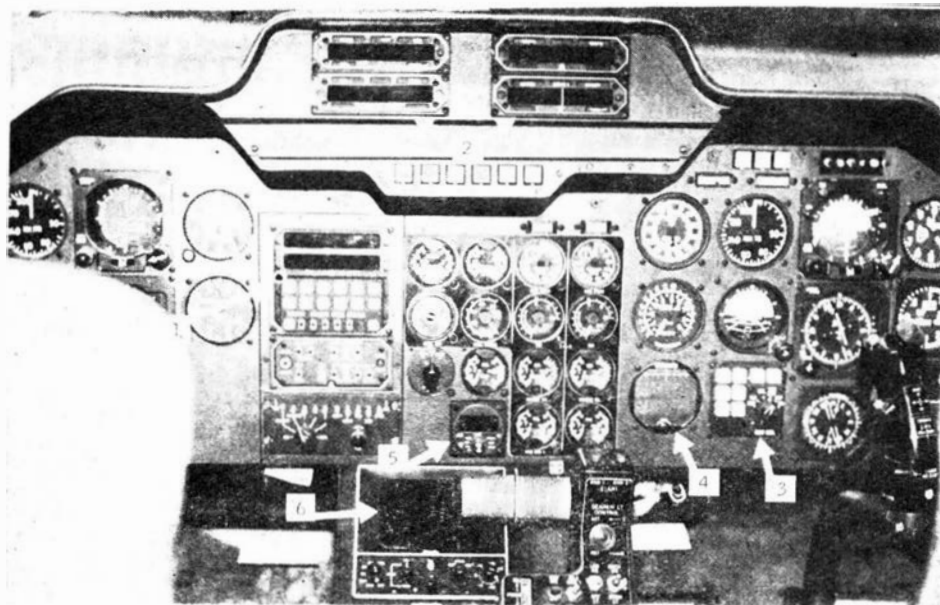
— zastosowanie niekrępujących ruchu pasów plecowych z bezwładnościowym mechanizmem blokowania ich długości (rozwiązanie od lat znane w przemyśle samochodowym).



Rys. 5. Kabina śmigłowca Bell 204



Rys. 6. Kabina śmigłowca Bell 212 nowisak sm. pilota z prawej strony



Rys. 7. Tablica przyrządów śmigłowca Bell 222

## Modyfikacja duża

Wprowadzenie modyfikacji *małych* poprawić może w zasadniczy sposób walory użytkowe śmigłowca, nie wystarczy jednakże dla zakwalifikowania go do grupy w pełni nowoczesnych konstrukcji.

Poza spełnieniem oczywistych wymagań dotyczących rozwiązania wirnika, struktury kadłuba, grupy napędowej czy wreszcie różnego rodzaju instalacji, nowoczesność i wszechstronność wyposażenia kabiny będzie miała zasadnicze znaczenie w ostatecznej ocenie przyszłego śmigłowca. Wszechstronność wyposażenia nie powinna jednak polegać na umieszczaniu na pokładzie maksymalnego wyposażenia niezależnie od jego wersji. Optymalnym rozwiązaniem, ważnym zwłaszcza dla zastosowań cywilnych, jest zaprojektowanie rozmieszczenia wskaźników, pulpity i bloków wyposażenia

w ten sposób, by dostosowanie zestawu przyrządów dożądanego wariantu było czynnością montażowo prostą i nie powodowało niedopuszczalnych zmian położenia środka ciężkości. Oczywiście — czym wymiary i masa poszczególnych elementów wyposażenia będzie mniejsza, tym spełnienie powyższego postulatu będzie dla konstruktora łatwiejsze.

Cechą wszystkich produkowanych współcześnie śmigłowców średniej klasy ciężarowej jest ich zdolność do wykonywania lotów w warunkach określonych w nomenklaturze wojskowej jako TWR (trudne warunki meteorologiczne).

Jako przyszłe minimum proponuję uzupełnienie wyposażenia urządzenia radionawigacyjnym typu VOR/ILS (aktualny radziecki odpowiednik — System *Kurs MP*) oraz za-

stosowanie autostabilizatora w układzie sterowania.

W grupie osprzętu silnikowego w celu uzupełnienia informacji o pracy zespołu napędowego konieczne jest zastosowanie momentomierzy, a bardzo pożądane wyposażenie obrotomierzy w precyzyjny umożliwiający wygodny odczyt wskazań z dokładnością rzędu 0,3%.

Dążność konstruktorów do maksymalnej optymalizacji parametrów lotu sprawiła, że w kabinie pojawił się ostatnio nowy element sterowania — dźwignia, za pomocą której pilot dokonuje wyboru zakresu automatycznej regulacji obrotów wirnika w zależności od prędkości lotu i masy śmigłowca. Pozwalam sobie tylko zasygnalizować problem, ponieważ zastosowanie tego typu urządzenia wymaga przede wszystkim modyfikacji automatyki silnika, a jedynie minimalnych zmian w samej kabinie.

# Niektóre kryteria doboru filtrów dla hydrauliki lotniczej i specjalnej

Doc. dr inż. JAN ŻMIHORSKI  
Instytut Lotnictwa — Warszawa

## Rodzaje i skutki zanieczyszczeń pojawiających się w układach hydraulicznych. Stosowane systemy filtracji i podstawowe kryteria ich doboru.

Najbardziej kontrowersyjnym problemem w hydraulice w ogóle, a w hydraulice lotniczej w szczególności, jest wciąż jeszcze sprawa filtracji. Wątpliwości nurtujące w tym względzie konstruktorów i projektantów nie dotyczą samej potrzeby efektywnej filtracji, ale zagadnienia — do jakich granic czystości cieczy w układach należy dążyć oraz gdzie i jakie filtry stosować.

Od czasu drugiej wojny światowej hydraulika przeszła niezwykle intensywną ewolucję inspirując (szczególnie hydraulika lotnicza) równoległy rozwój techniki filtracji cieczy stosowanych w układach. Tę współzależność rozwoju hydrauliki i filtracji obserwuje się w wielu dziedzinach maszyn. Choćby na przykładzie maszyn drukarskich: jeszcze w latach sześćdziesiątych spotykało się wiele maszyn, które, choć sterowane hydraulicznie, pracowały bardzo sprawnie bez żadnych filtrów. Jednak gdy zaistniała potrzeba zwiększenia ich wydajności i dokładności, co pociągnęło konieczność wprowadzenia do układów wzmacniaczy hydraulicznych, elementy te prawie natychmiast stały się głównymi ośrodkami awarii i maszyny drukarskie po modernizacji po prostu przestały pracować. Badania wykazały, że nowo wprowadzone do układów elementy ulegały systematycznemu unieruchamianiu z powodu zanieczyszczeń znajdujących się w układach. Wprowadzenie do układów wzmacniaczy hydraulicznych spowodowało od razu konieczność zastosowania filtrów, i to filtrów o odpowiedniej dokładności oczyszczania. Wymagała tego precyzyjna konstrukcja wzmacniaczy, a przede wszystkim zupełnie inne tolerancje wykonania elementów wzmacniaczy.

Dobór filtrów do układów hydraulicznych wymaga obecnie uwzględnienia trzech charakterystycznych cech, jakimi odznaczają się nowoczesne elementy składowe tych układów.

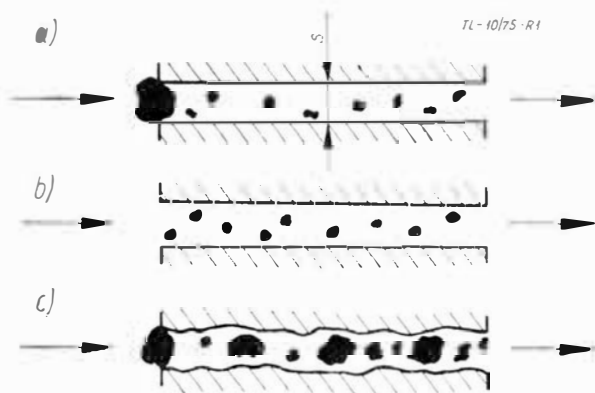
● Elementy te są wybitnie uczulone na zanieczyszczenia znajdujące się lub powstające w cieczy roboczej układów. Wynika to ze znacznego podwyższenia wymogów w zakresie sprawności i żywotności tych elementów i całych ukła-

dów hydraulicznych. Spełnienie takich założeń byłoby niemożliwe bez zacieśnienia tolerancji wymiarowych elementów hydraulicznych, a zatem bez jakościowej poprawy obróbki mechanicznej takich elementów, jak pompy, silniki, zawory, rozdzielacze czy wzmacniacze. Narzuciło to również konieczność wprowadzenia odpowiednich tworzyw w celu sprostania zwiększonemu obciążeniu elementów i wzmożonej rozszerzalności termicznej (szczególnie pompy i silniki wymagają utrzymania stałej wielkości szczelin i luzów w całym zakresie zmiennych warunków pracy). Zastąpienie w pompach i silnikach łożysk tocznych łożyskami hydrostatycznymi jest przykładem, jak istotne zmiany konstrukcyjne obniżają koszty produkcji i jak wpływają na zwiększenie żywotności elementów przy jednoczesnym wyciszeniu pracy.

● W celu zwiększenia mocy hydraulicznej przenoszonej w strumieniu cieczy roboczej nastąpił bardzo znaczny wzrost ciśnień stosowanych w układach. Ich granica ekonomiczności stabilizuje się obecnie na wysokości ok. 350 barów. Z uwagi na sprawność wolumetryczną ciśnienia te narzucają również wymogi co do tolerancji wykonania, a tolerancje te z kolei — odpowiednie wymagania co do czystości cieczy w układach hydraulicznych (rys. 1 i 2). Stąd E. C. Fitch wyznaczył zależność między dopuszczalnym stopniem zanieczyszczenia cieczy w układzie hydraulicznym od panującego w tym układzie ciśnienia (rys. 3).

● Elementy regulacji i sterowania hydrauliki lotniczej, raketowej i pojazdów kosmicznych coraz częściej trafiają do przenysiwych układów hydraulicznych (przynajmniej w przemyśle zachodnim). Takie elementy z natury rzeczy odznaczają się szczególną wrażliwością na zanieczyszczenia. Ich prawidłowe funkcjonowanie wymaga, by zanieczyszczenia w układach hydraulicznych pod względem wielkości drobin absolutnie nie przekraczały 10  $\mu\text{m}$ , co praktycznie nie zawsze jest możliwe do osiągnięcia.

Wszystkie zatem wymienione tendencje rozwojowe hydrauliki stawiają zgodnie wymagania czystości cieczy, a te w konsekwencji pociągają za sobą konieczność instalowania filtrów nie tylko odpowiednio dokładnych, ale i zaopatrzonych w sygnalizatory stopnia zanieczyszczenia i zawory



Rys. 1. Przechodzenie różnych pod względem wielkości cząstek zanieczyszczeń przez szczeliny

opływowe. Potrzebne są coraz bardziej skuteczne systemy filtracji, przy których projektowaniu będą uwzględnione nie tylko liczby i miejsca instalowania filtrów oraz wielkość strumienia mającego podlegać oczyszczaniu (filtry na pełne lub częściowe przepływy), ale i wszystkie możliwe sposoby przedostawania się zanieczyszczeń w obręb układu. Jakie znaczenie dla efektu oczyszczania ma przyjęty system filtracji, pokazuje rys. 4.

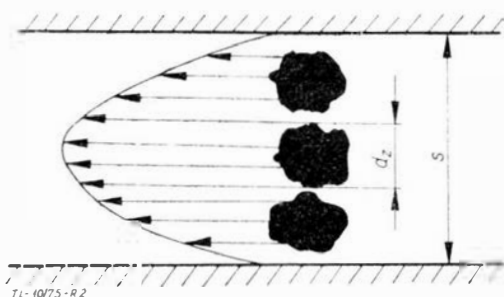
Przedstawiony na rys. 4a filtr  $F_m$  usytuowany jest w odrębnym obwodzie filtracyjnym podłączonym do typowego zbiornika olejowego. Efekt filtracji nie jest w pełni zadowalający; najpierw (wskutek pracy filtru) poziom zanieczyszczeń w cieczy znajdującej się w zbiorniku obniża się. Jednak gdy zaczyna działać drugi obieg, mechanizm  $M$  generuje duże ilości zanieczyszczeń, wskutek czego poziom czystości cieczy w zbiorniku gwałtownie wzrasta. Nie zsynchronizowane cykle pracy obu obwodów powodują, że zakres poziomu czystości cieczy w zbiorniku ma charakter piły.

Natomiast na rys. 4b pokazano przykład typowego systemu filtracji stosowanego w urządzeniach wymagających wybitnie wysokiej pewności ruchowej [25]. Specjalnie ukształtowany zbiornik  $Z_2$  gwarantuje ciągłe i intensywne jego obmywanie. Konwencjonalny filtr siatkowy  $F_s$  chroni cały układ hydrauliczny jedynie przed poważniejszymi defektami pompy  $P$ . Właściwy proces filtracji ma miejsce w najdalszym punkcie instalacji, tuż przed krytycznym elementem układu. Zastosowano filtr Microtube High Pressure Catrige CA1244000 firmy Millipore o absolutnej dokładności oczyszczania wynoszącej  $1 \mu\text{m}$ . Zanieczyszczenia spływające z układu wylapywane są na niskociśnieniowym filtrze dokładnym  $F_m$ . Ten system filtracji daje bardzo efektywną charakterystykę oczyszczania.

Przyjąwszy za podstawę sposób pojawiania się zanieczyszczeń w układzie hydraulicznym, zanieczyszczenia te możemy podzielić na trzy grupy:

- przedostają się do układu wraz z elementami, z których montowany jest układ; znalazły się w układzie wskutek technologii montażu; przedostały się do układu wraz z cieczą roboczą w czasie napełniania układu; zanieczyszczenia te stanowią ściśle określoną pod względem liczby i jakości porcję niepożądanych ciał obcych;
- zanieczyszczenia, które w sposób ciągły generuje sam układ w czasie swojej pracy;
- zanieczyszczenia, które systematycznie przedostają się z zewnątrz w obręb układu.

Zadanie określonego systemu filtracji w układzie polega nie na absolutnym oczyszczeniu tego układu z wymienio-



Rys. 2. Przechodzenie cząstek zanieczyszczeń przez szczelinę przy założeniu laminarnego przepływu cieczy;  $d_z$  — wymiary cząstki,  $s$  — średnica szczeliny

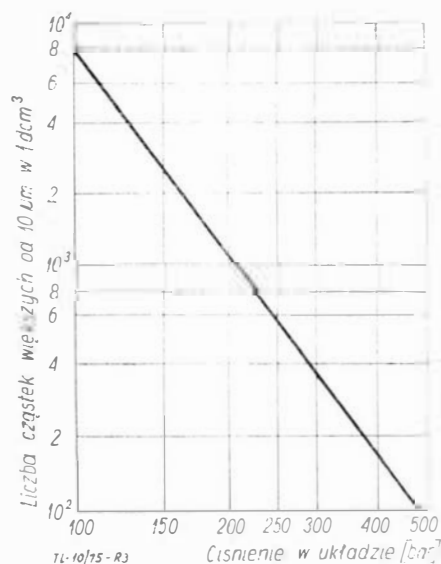
nych trzech grup ciał obcych (takie całkowite wyeliminowanie ciał z grupy drugiej i trzeciej jest w ogóle niemożliwe), a na jakościowym i ilościowym zredukowaniu poziomu zanieczyszczeń w cieczy roboczej układu do wysokości nieszkodliwej dla poszczególnych elementów układu. Każdy bowiem układ ma jakąś własną czystość nominalną (proponycja pojęcia w [1]), która gwarantuje jego poprawną pracę.

Liczba zanieczyszczeń w układzie grupy pierwszej uzależniona jest przede wszystkim od sposobu opakowania elementów, ich przechowywania i transportu. Praktyka wykazuje, że jeżeli chodzi o tzw. czystość wewnętrzną elementów przychodzących bezpośrednio od producenta, to nie należy jej zbyt mocno ufać nawet wtedy, gdy elementy te są prawidłowo opakowane i zabezpieczone. Zarówno przechowywanie przygotowanych do montażu elementów, jak i sam montaż, powinny odbywać się z zachowaniem szczególnej czystości, gdyż warunki te mają zasadniczy wpływ na liczbę zanieczyszczeń z grupy pierwszej, będących w układzie w czasie jego uruchomienia. Zwykle już w kilka godzin po uruchomieniu układu — jeżeli ma on odpowiednio sprawny układ filtracji — układ wyzybza się całkowicie zanieczyszczeń z grupy pierwszej. W celu zwiększenia wspomnianej sprawności układu coraz częściej instaluje się w nim na okres rozruchu specjalne filtry oczyszczania wstępnego.

Po takim wstępnym okresie oczyszczania układ powinien osiągnąć wewnętrzną stabilizację czystości, tak jak to pokazuje rys. 4b, to znaczy, że rola filtrów sprowadza się już tylko do ciągłego procesu eliminowania zanieczyszczeń z grupy drugiej i trzeciej, a charakterystyka poziomu zanieczyszczeń w układzie przybiera kształt linii asymptotycznej do osi odciętych (przynajmniej tak długo, jak długo sprawne są filtry w układzie). Najintensywniejszym źródłem generowania zanieczyszczeń grupy drugiej są zawsze pompy i silniki.

Typowym skutkiem szkodliwego oddziaływania zanieczyszczeń na układ hydrauliczny są zakłócenia w jego funkcjonowaniu, a szczególnie spadek mocy układu i przedwczesne zużycie się elementów układu. Decyduje tu stosunek wymiarowy szczelin i przechodzących przez nie zanieczyszczeń (oczywiście mowa jest tylko o szczelinach między elementami będącymi względem siebie w stanie ruchu — rys. 1). Cząstki większe od średnicy szczelin w zasadzie nie mogą naruszyć ich struktury, gdyż nie przedostają się w ich obręb. Cząstki bardzo drobne przechodzą przez szczeliny nie powodując pozornie żadnych ujemnych skutków. W rzeczywistości jednak jest inaczej. Badania wykazały jednak [2 i 3], że bardzo drobne cząstki zanieczyszczeń są przyczyną dwóch wybitnie szkodliwych dla układu hydraulicznego zjawisk:

- powodują intensywne *starzenie się* cieczy roboczej, gdyż (szczególnie drobiny żelaza) działają jako katalizator procesu utleniania cieczy roboczej;
- powodują intensywną *obliterację*, to jest zamulanie małych szczelin, szczególnie tych, których elementy są względem siebie w słabym ruchu.



Rys. 3. Zależność między dopuszczalnym stopniem zanieczyszczenia cieczy w układzie hydraulicznym a ciśnieniem panującym w tym układzie (wg E. C. Fitch'a; Oklahoma State University)

W procesie zamułania uczestniczą cząstki najdrobniejsze o rozmiarach  $0,5-5 \mu\text{m}$ , których ilościowe wyznaczenie do niedawna jeszcze było niemożliwe. W wyniku prowadzonych w USA badań opracowano względnie prostą i bardzo skuteczną metodę wyznaczania tzw. współczynnika zamułania (*silt index determination*) [1]. Równocześnie z rozpoznaniem zjawiska opracowano odpowiednie skuteczne w przypadku drobnych zanieczyszczeń filtry, głównie dla potrzeb lotnictwa, pojazdów kosmicznych i hydrauliki specjalnej.

Rozpatrując zagadnienie tylko z geometrycznego punktu widzenia, najniebezpieczniejsze dla układu są te cząstki zanieczyszczeń, które mają wymiary zbliżone do wymiarów szczelin (rys. 1c), gdyż powodują one intensywne ścieranie pracujących powierzchni tych szczelin, a także potęgują zjawisko generowania zanieczyszczeń grupy drugiej. Następstwem niszczenia szczelin jest wzrost przecieków, spadek sprawności wolumetrycznej i mocy oraz wzrost temperatury cieczy roboczej. Wzrost zakłóceń w funkcjonowaniu układu prowadzi aż do uszkodzenia jego najbardziej naważnych elementów.

Jednak geometryczna interpretacja szkodliwego działania zanieczyszczeń nie jest w pełni ścisła. Uwzględniając przy przechodzeniu zanieczyszczeń przez szczeliny również i szybkość względną, z jaką poruszają się tworzące szczelinę części elementów [4], można uzasadnić znaczny jej wpływ na wielkość dopuszczalnych drobin zanieczyszczeń w układzie [5]. Również rzeczywisty rozkład szybkości cieczy przepływającej przez szczelinę (rys. 2) [6] powoduje większe wymagania odnośnie do filtracji. Wychodząc z warunku ścierania (rys. 1c) należałoby z układu eliminować tylko cząstki o wymiarach  $d_z = 3/4 s$  (gdzie  $s$  — średnica szczeliny) i większe. Natomiast warunek uniknięcia obliteracji (rys. 2) wymaga, by z układu eliminować wszystkie cząstki o wymiarach mniejszych, bo aż  $d_z = 1/3 s$  i większe, w przeciwnym bowiem przypadku cząstki takie (jako że unoszone są z różną względem siebie szybkością) mają tendencję do blokowania szczelin czyli do potęgowania zjawiska obliteracji.

Jako okresowe działanie profilaktyczne stosuje się wymianę cieczy roboczej w układzie oraz jednocześnie gruntowne przepłukiwanie układów. Bardzo istotne jest również stosowanie odpowiednich gatunków cieczy roboczych, gdyż mają one zasadniczy wpływ na intensywność niszczonego działania zanieczyszczeń. Mając to na uwadze w RFN ustalono trzy podstawowe gatunki olejów hydraulicznych, które różnią się między sobą ilością dodatków specjalnych [7]:

— olej hydrauliczny zwykły H wg DIN 51 523 (bez dodatków);

— olej hydrauliczny uszlachetniony HL DIN 51 524 (z dodatkiem substancji zwiększających odporność na utlenienie oraz osłabiających działanie korozji); stosuje się go do ciśnienia 100 barów;

— olej hydrauliczny specjalny HLP wg DIN 51 525 (zawiera poza ww. dodatkami również substancje zwiększające odporność układu na erozję); stosuje się go w układach na ciśnienia większe od 100 barów.

Analizując pod względem fizycznym proces filtracji, filtry (a ściślej — materiały filtracyjne) dzielimy na dwa podstawowe typy: filtry działania powierzchniowego (*surface filtration*) i filtry działania wewnętrznego (*depth filtration*).

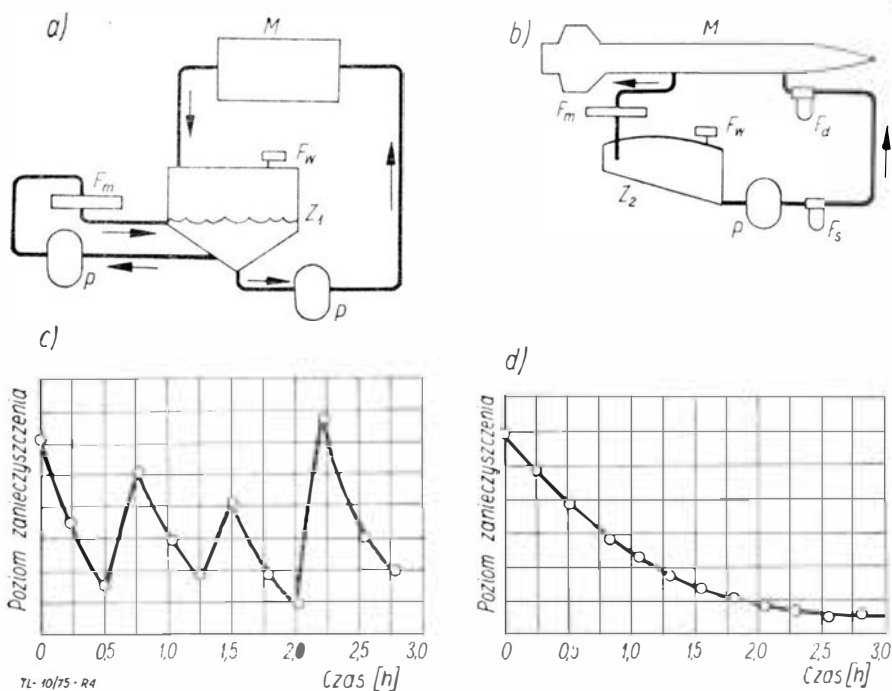
Do pierwszego typu zalicza się filtry z wkładami wykonanymi z materiałów filtracyjnych porowatych cienkich, głównie z celulozy, jednowarstwowych siatek metalowych i jednowarstwowych tkanin, z których to tworzyw w celu zwiększenia powierzchni filtracji wykonuje się wkłady w postaci np. gwieździście ukształtowanych wałców. Filtry wykonane z celulozy są względnie tanie i dokładne (10 i mniej mikronów), jednak nie wytrzymują większych różnic ciśnień powstałych przy przepływie zanieczyszczonej cieczy, jak również nie są dostatecznie odporne na migrację, co w zasadniczy sposób ogranicza możliwość ich zastosowania w odpowiedzialnych układach hydraulicznych. Nie mają tych mankamentów filtry wykonane z siatek metalowych, ale są znacznie droższe, a w pojedynczych warstwach mają dokładność nie większą od  $25 \mu\text{m}$  (jest to dokładność absolutna mierzona proszkami sferycznymi).

Do filtrów o działaniu wewnętrznym należą filtry z wkładami wykonanymi z tworzyw grubszych, takich jak azbest, spieki sferyczne i niesferyczne, metalowe i niemetalowe, włókna wielowarstwowe, tworzywa pianowe, filc itp. Ogólnie wszystkie te materiały charakteryzują się dużą porowatością. Struktura tej porowatości jest różna. Tworzywa z siatek wielowarstwowych i proszków sferycznych mają strukturę porów bardzo jednorodną; inne — bardziej zróżnicowaną, nieokreśloną. Szczególną jednorodność i stabilizację struktury porów wykazują wielowarstwowe siatki. Filtry z proszków metalowych sferycznych, wykonane prawidłową technologią, odznaczają się dużą wytrzymałością termiczną i mechaniczną, co pozwala dopuszczać w nich spadki ciśnienia nawet 300 i więcej barów. Firma *Pall Europe* [8] wyprodukowała typoszereg filtrów składających się z czterech typów wielkości, z których typ wielkości 9600R, przy podobnych jak na rys. 5a rozmiarach, parametrach przepływu, ciężaru i spadków ciśnienia, filtruje z dokładnością absolutną równą  $3 \mu\text{m}$ . Największa jednostka jest w stanie filtrować z tą dokładnością strumień cieczy o natężeniu 600 l/min. Jako materiał filtracyjny zastosowano tworzywo firmowe *Ultipor*, będące gatunkiem grubej tkaniny z bardzo drobnych i bardzo wytrzymałych włókien impregnowanych i wiązanych żywicą, którą ukształtowano w postaci cylindrów odpowiednio wzmocnionych perforowaną blachą.

Niektórzy podnoszą do rangi odrębnego typu filtry z wkładem magnetycznym, które — szczególnie w pierwszym okresie eksploatacji — sprawnie oczyszczają układ z zanieczyszczeń pierwszej grupy (z drobin żelaza). O jakości i znaczeniu tych filtrów w pewnym sensie mówi wspomniane wyżej katalityczne działanie najmniejszych drobin żelaza na proces utleniania się oleju.

Definiując inaczej — zadaniem filtru w układzie hydraulicznym polega na ochronie elementów układu przed szkodliwym działaniem zanieczyszczeń, ale w granicach ekonomicznych, które wyznaczają takie wielkości charakterystyczne, jak czas skutecznego działania filtru i koszt wymiany lub regeneracji filtru. Obie wielkości zależne są od rozmiarów geometrycznych filtru, ilościowej zdolności akumulowania zanieczyszczeń (*contaminant-holding capacity*), geometrycznej zdolności oczyszczania (*separation performance*), konstrukcji filtru i jego oprzyrządowania oraz zastosowania w filtrze materiału filtracyjnego.

Z uwagi na zanieczyszczenia [9] o doborze filtru decydują: pożądaną z uwagi na elementy układu poziom czystości cieczy roboczej i intensywność narastania zanieczyszczeń grupy drugiej i trzeciej w układzie. Im wyższe są wymagania czystości stawiane cieczy roboczej ze względu na elementy składowe takiego układu, tym większą ilość



Rys. 4. Wpływ przyjętego systemu filtracji na poziom czystości cieczy roboczej w układzie hydraulicznym: P — pompy zębate,  $F_s$  — filtr siatkowy średniokładny,  $F_d$  — filtr dokładny (1  $\mu\text{m}$  absol.),  $Z_1$  — zbiornik typowy,  $Z_2$  — zbiornik specjalnie ukształtowany,  $F_p$  — filtr wlewowo-napowietrzający,  $F_m$  — filtr dokładny na zlewie (typu Millipore), M — mechanizm sterowania; a) niewłaściwy system filtracji; b) właściwy system filtracji

zanieczyszczeń musi usuwać z układu filtr. Rzecz ma się podobnie, jak z uzyskaniem próżni w układzie próżniowym: im większą próżnię musi mieć układ i im większe są nieszczelności tego układu, tym efektywniejsza i większa musi być pompa próżniowa pracująca w takim układzie.

Zanieczyszczenia grupy trzeciej przedostają się do układu już w następstwie termicznej rozszerzalności oleju w zbiorniku. Stąd intensywność tego procesu w dużym stopniu zależy od konstrukcji filtru wlewowo-napowietrzającego. Mając na uwadze ten sposób zanieczyszczania cieczy w układzie technika w ostatnich latach przyniosła w budowie zbiorników olejowych wiele ciekawych i oryginalnych rozwiązań [10]. Jeszcze większy wpływ na intensywność przedostawania się do układów zanieczyszczeń z grupy trzeciej ma konstrukcja niektórych elementów układu. Szczególnie narażone są te układy, które pracują w zanieczyszczonym środowisku (cementownie, huty, walcownie, młyny itp.), a zawierają w swojej konstrukcji serwowotory i cylindry ruchu prostoliniowego posuwisto-zwrotnego. Badania wykazały na przykład [9], że w początkowym okresie pracy cylindrów, gdy ich uszczelnienia są jeszcze w pełni sprawne, tłoczyska wprowadzają w obręb układu hydraulicznego przy każdym ruchu co najmniej jedną cząstkę większą od 10  $\mu\text{m}$  z każdego centymetra kwadratowego ich powierzchni wycieranej uszczelką. Zużycie tych uszczelnień jest tak duże, że intensywność zakażenia układów zanieczyszczeniami wzrasta dziesięciokrotnie na każde 35 km drogi przebytej przez tłok cylindra. Na przykład tłoczysko  $\varnothing$  50 mm poruszające się cyklicznie z prędkością 12 m/min wprowadza w początkowym okresie do układu co minutę aż 20 000 cząstek większych od 10  $\mu\text{m}$ . Ta intensywność zanieczyszczania wzrasta 100-krotnie co każde 100 godzin pracy.

Przyczyną szczególnego nieporozumienia przy doborze filtrów i ocenie ich pracy jest pojęcie *dokładności filtracji*, mające określać zdolność filtru do wymiarowej selekcji zanieczyszczeń w układzie. Nieprawidłowości wykazywane pod tym względem przez różne materiały filtracyjne są tym większe, im bardziej powierzchniowe działanie ma materiał filtracyjny zastosowany w filtrze. I tak na przykład zwykła siatka metalowa o oczkach 100  $\mu\text{m}$  w kwadrat (rys. 5b) sugeruje dokładność filtracji 100  $\mu\text{m}$ . W rzeczywistości materiał taki zatrzymywałby absolutnie wszystkie zanieczyszczenia większe od 100  $\mu\text{m}$ , ale tylko wtedy, gdyby miały one kształt sferyczny. Zanieczyszczenia naturalne znajdujące się w układach hydraulicznych mają kształty przypadkowe. Zatem przez oczka o wielkości 100  $\mu\text{m}$  mogą przechodzić bardzo liczne drobiny, których podłużny wymiar wielokrotnie przekracza 100  $\mu\text{m}$ , podobnie jak przez filtr szczelinowy 100-mikronowy mogą przedostawać się drobiny zanieczyszczeń, których dwa wymiary są wielokrotnie większe od 100  $\mu\text{m}$ . Próba wprowadzenia tu pojęcia *dokładności nominalnej* oczyszczania nie ułatwia sprawy [6 i 11]. Pojęcie to pozostaje czysto umownym. Dokładność filtracji określonego materiału filtracyjnego może być jednoznacznie wyznaczona tylko przez pojęcie absolutnej dokładności i tylko wtedy, gdy wyznaczona jest ona ściśle określonymi proszkami standardowymi sferycznymi, to znaczy proszkami, których drobiny mają kształt ściśle kulisty. Toteż coraz częściej słyszy się opinię, że tym lepiej będzie dla przemysłu (a hydrauliki szczególnie), im prędzej wyeliminuje się wspomniane pojęcie dokładności nominalnej [12]<sup>1)</sup> Ogólnie dla zorientowania podaje się, że normalny filtr o dokładności absolutnej 10  $\mu\text{m}$  ma dokładność nominalną w granicach 25÷30  $\mu\text{m}$ , a średnią 15÷20  $\mu\text{m}$ . Zatem rozróżnienie między tymi wartościami jest bardzo duże.

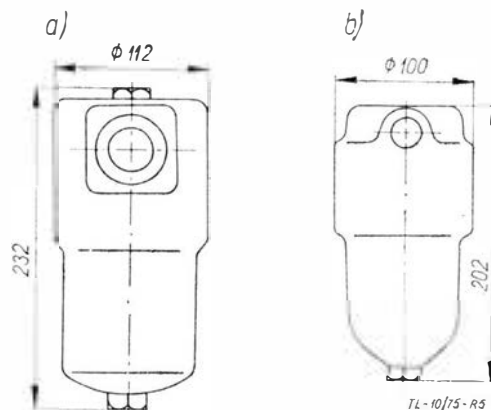
Wielkości filtrów pełnoprzepływowych dla układów hydraulicznych uzależnione są głównie od wydatku pompy oraz od dopuszczalnego dla użytego materiału filtracyjnego spadku ciśnienia. Prawie wszystkie filtry wyposażone są w zawory opływowe (wyjątek stanowią filtry na bardzo wysokie ciśnienia, instalowane na tłocznych przewodach) oraz wskaźniki stopnia zanieczyszczenia. Oczywiście zasilanie układów nie przefiltrowanym olejem w momencie otwarcia się tych zaworów opływowych należy traktować jako zło konieczne. Jest to podyktowane specyficznymi warunkami panującymi w układzie, jak np. zbyt niską temperaturą oleju czy zablokowaniem filtru zanieczyszczeniami. Chodzi o uniknięcie gorszej konsekwencji, jaką jest pojawienie się kawitacji na wlocie do pompy.

Gdyby chodziło tylko o tzw. zimny rozruch układu, można by się obejść bez zaworów opływowych na filtrze, dobierając dla takiego układu odpowiednio przewymiarowany filtr, który ułatwiłby pracę pompy w początkowym okresie rozruchu (rys. 6). Stosowanie sygnalizatorów stopnia zanieczyszczenia skraca do minimum okres zasilania układu zanieczyszczonym olejem, gdyż umożliwia natychmiastową interwencję: czy to przez wymianę filtru, czy też jego przełączenie (jeżeli mamy do czynienia z podwójnym filtrem przełączalnym), czy też przemycie filtru. W rzeczywistości zjawisko zasilania układów zwykłych olejem nie przefiltrowanym nie stanowi dla nich szczególnego zagrożenia, gdyż w początkowym okresie przez otwarty zawór opływowy przechodzi tylko bardzo nieznaczna ilość oleju. Cała reszta wciąż przepływa przez wkład filtracyjny i dalej trwa efektywny proces oczyszczania. Dopiero z biegiem czasu, w miarę zwiększenia się stopnia zablokowania tego układu zanieczyszczeniem i (co objawia się spadkiem ciśnienia), zwiększa się coraz bardziej ilość oleju przechodzącego przez otwarty zawór opływowy.

Istotnym problemem jest wytrzymałość wkładu filtracyjnego na wspomnianą różnicę ciśnień, którą powoduje wzmagający się stopniowo proces zatykania się wkładu zanieczyszczeniami. Wkłady z papieru i tkanin podatne są na uszkodzenia i pęknięcia, szczególnie w warunkach rozruchu, kiedy olej ma zwiększoną lepkość i jego przepływ powoduje zwiększenie spadku ciśnienia na wkładzie filtracyjnym, jak również w momentach hydraulicznych uderów spowodowanych nagłym otwarciem się zaworów o dużych przepustowościach. Istotne jest w takich momentach nie tyle owo przenikanie w obręb układu nie filtrowanego oleju, ile równocześnie przedostawanie się do układu dużych porcji zanieczyszczeń ze złoza zakumulowanego na powierzchni uszkodzonego wkładu. Może to spowodować raptowne podwyższenie się poziomu zanieczyszczeń w układzie, powyżej poziomu dopuszczalnego. Właśnie to zjawisko w poważnym stopniu może być złagodzone przez instalowanie filtrów zaopatrzonych w odpowiednio doregulowane zawory opływowe.

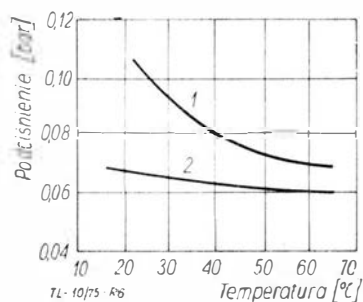
Filtry w układach hydraulicznych instaluje się na przewodach ssących, tłocznych i zlewowych. Szczegółowa analiza lokalizacji filtrów [5] ujawnia wiele różnych możliwości. Filtry ciśnieniowe pełnoprzepływowe instaluje się na przewodach tłocznych wszystkich elektrohydraulicznych serwowosystemów, gdyż systemy te odznaczają się szczególną wrażliwością na zanieczyszczenia. Tak zabezpieczony układ jest stabilny pod względem czystości nawet w przypadku poważniejszego uszkodzenia pompy. Filtry w przewodach ciśnieniowych są znacznie mniejsze w porównaniu z filtrami instalowanymi na ssaniu względnie na zlewie, gdyż wytrzymują znacznie większe spadki ciśnienia, wkłady tych filtrów pozwalają stosować znacznie większe natężenia przepływów cieczy.

Filtry ssawne, jeżeli mają odpowiednią sygnalizację zanieczyszczenia, stanowią przede wszystkim dobre zabezpieczenie samej pompy, która jest zwykle głównym elementem układu. Jednakże przy większych wymaganiach dotyczących dokładności filtracji filtry ssawne mogą powodować niedostrzegalny często wzrost podciśnienia przed pompą, a



Rys. 5. Porównanie filtrów dla hydrauliki: a) producent: Pall Europe, Faircy; wkład: ze spieków metalowych sferycznych; wydatek: 160 l/min; dokładność absolutna filtrowania: 10  $\mu\text{m}$ ; dopuszczalny spadek ciśnienia: 315 barów; b) producent: W.F. DELTA w Sędziszowie Młp.; wkład: z siatki metalowej; wydatek: 40 l/min.; dokładność absolutna: 100  $\mu\text{m}$  dla proszków sferycznych, ok. 300  $\mu\text{m}$  dla proszków naturalnych; dopuszczalny spadek ciśnienia: ok. 2 bary; typ filtra: FS1-320-40SM

<sup>1)</sup> Problem dokładności filtracji będzie tematem odrębnego opracowania autora.



Rys. 6. Zależność podciśnienia przed pompą od temperatury cieczy MS-C (roztwór polimeru [24]): 1 — z filtrem na ssaniu, 2 — bez filtra na ssaniu

tym samym i niedostrzegalne pojawienie się kawitacji, szczególnie w momentach rozruchu (rys. 6). Z tego powodu bardziej uzasadnione jest stosowanie na wlotach do pomp tylko filtrów zgrubnych, umieszczając filtrację dokładną poza pompą, na przewodach ciśnieniowych lub zlewowych. Niestety, konstrukcje niektórych pomp (np. wielotłoczkowych wysokociśnieniowych) wymagają już przed wlotem odpowiednio dokładnej filtracji. W takich przypadkach nieodzowne jest stosowanie filtrów nie tylko zaopatrzonych w sygnalizatory zanieczyszczenia i zawory opływowe, ale (by zmniejszyć do minimum ryzyko zbyt długiego zasilania takich pomp nie filtrowanym olejem) również filtrów odpowiednio przewymiarowanych, dających mniejsze spadki ciśnienia i charakteryzujących się dłuższymi okresami bezawaryjnej pracy.

Ostatnio w układach hydraulicznych coraz częściej znajdują zastosowanie filtry na zlewie. Ich wielkość jednak musi być dobierana z uwzględnieniem większych przepływów niż te, jakie wynikałyby z wydatku pompy zainstalowanej w układzie, a to z powodu możliwości jednoczesnego wypływu oleju z kilku pojemnych elementów roboczych układu. Przy projektowaniu takich systemów filtracji należy mieć również na uwadze to, że w przypadku, gdy układ hydrauliczny umożliwi upuszczenie znacznych ilości oleju przez zawór upustowy do zbiornika (z pominięciem elementów roboczych), efekt filtracji maleje. Jeżeli natomiast filtr na zlewie zaopatrzone jest w swój własny zawór opływowy, ciśnienie jego otwarcia nie powinno być mniejsze niż 3 bary, w przeciwnym bowiem razie przy rozruchu na zimno — z powodu chwilowego zwiększonego ciśnienia działającego na ten zawór — olej będzie przechodził przez ten zawór do zbiornika.

Bardzo praktyczne jest stosowanie wspomnianych filtrów podwójnych z sygnalizacją zanieczyszczenia, gdyż nie przerywając ciągłości filtracji, można je bardzo sprawnie przełączyć, oczyścić lub wymienić przez zwykłe przestawienie trójdrogowego zaworu.

W ostatnich latach rozpoczęto (szczególnie w USA) intensywne badania wpływu dokładności filtracji na żywotność poszczególnych elementów układu [3, 13÷22]. Dowiedziono na przykład, że żywotność niektórych elementów przy przejściu z dokładności filtracji 25  $\mu\text{m}$  na 3  $\mu\text{m}$  zwiększyła się aż ośmiokrotnie. M. G. Hocutt wykazał, że aż trzykrotnie wzrosła w cylindrze siła przesuwu tłoczka, spowodowana zintensyfikowanym zjawiskiem obliteracji, jakie miało miejsce przy przejściu z 4 klasy czystości cieczy (wg NAS 1638) na klasę 12 [5 i 6]. Przyjmując za kryterium zużycia przecieki, inny badacz, R. H. Hollinger [20], udowodnił, że przy przejściu z klasy czystości 0÷1 na klasę 5÷6 żywotność badanych przez niego pomp zębatych spadła sześciokrotnie.

Zmiana dokładności filtracji ma również aspekt ekonomiczny. Produkcenci hydrauliki obawiają się wzrostu kosztów wytwarzania, który staje się realny wraz z przejściem na produkcję bardziej dokładnych elementów hydrauliki. Taka zmiana jest dla użytkowników jednak opłacalna, gdyż w efekcie otrzymują oni urządzenie o znacznie wyższej żywotności, która wydatnie wpływa na zmniejszenie odsetków amortyzacyjnych zakupionych urządzeń oraz na często niewyznaczalne w skutkach zwiększenie niezawodności ruchowej.

Niestety, mimo tych licznych badań, wciąż jeszcze brak jest jednoznacznych, pełnych i pewnych kryteriów wiążących żywotność i niezawodność ruchową całych układów hydraulicznych i ich elementów ze stopniem zanieczyszczenia cieczy roboczych. Pierwsze bodaj konkretne w tym względzie wnioski wyprowadza ze swych badań E.C. Fitch [9]. Przedstawia on czułość elementów hydrauliki w zależności od liczby cząstek zanieczyszczeń w cieczy roboczej i ich granulometrycznego zestawu. Jednakże ogół konstruktorów wciąż jeszcze wnioskuje (jeżeli w ogóle tym się zaj-

mują) o wrażliwości poszczególnych elementów na zanieczyszczenia tylko na podstawie wielkości luzów i szczelin. Gdyby jednak przyjąć pasowanie jako jedyny miarodajny czynnik, to w wielu przypadkach a szczególnie w hydraulice specjalnej, myśl o 100-procentowej ochronie elementów przed szkodliwym wpływem zanieczyszczeń trzeba by uważać za absolutnie nierealną, gdyż praktycznie rzecz biorąc przemysł opanował dopiero produkcję filtrów o dokładności absolutnej oczyszczania 3  $\mu\text{m}$ , podczas gdy przyjęte ze względów funkcjonalnych i wykonawczych luzy w elementach hydrauliki wynoszą w mikronach:

— w pompach zębatych — między kołami zębatymi i płytami bocznymi 0,5÷5; między kołami zębatymi i korpusem 0,5÷5;

— w pompach łopatkowych — po stronie wierzchołków łopatek 0,5÷1; po bokach łopatek 5÷13;

— w pompach wielotłoczkowych — między tłoczkiem i cylindrem 5÷40; przy płycie dystrybutora 0,5÷2;

— we wzmacniaczach hydraulicznych (tłok w cylindrze — 1÷10;

— łożyska hydrostatyczne 1÷25.

Zaprojektowanie w pełni skutecznego systemu filtracji to nie tylko wybór i lokalizacja filtru w układzie hydraulicznym, ale i rozważenie wielu czynników mających istotny wpływ na efektywność filtracji bezpośrednio i na niezawodność układu pośrednio. Są to takie czynniki, jak: typ obiegu cieczy w układzie (zamknięty czy otwarty), czułość elementów układu na zanieczyszczenia, rozruch układu (czy także zimny i jak często), ciągłość pracy układu, środowisko, w którym zlokalizowany jest układ (czy jest to środowisko o dużym potencjalnym zageźdźczeniu zanieczyszczeń, czy nie) czy wreszcie tak istotny czynnik jako dopuszczalne dla danego układu spadki ciśnienia, jakie może spowodować filtr. Jeżeli chodzi o wielkość filtrów, zwykle dobiera się je z uwzględnieniem przepływów:

— filtry na ssaniu — ok. 2  $\times$  wydatek pompy;

— filtry na tłoczeniu — ok. 1,2  $\times$  wydatek pompy;

— filtry na zlewie — indywidualnie dla każdego układu; bierze się pod uwagę największe możliwe natężenia przekrów pomp (np. gdy następuje jednoczesne opróżnienie przepływu cieczy, które mogą być znacznie większe od wydatku elementów układu).

#### LITERATURA

- J. ZMIHORSKI: Trwałość i pewność ruchowa maszyn a czystość cieczy technologicznych. *Technika Lotn. i Astron.* 1974 nr 1 s. 27.
- R. A. MARCOURT: Assessment of cleanliness in Hydraulic Systems. The 1968 Fluid Power International Conference. Paper 6.
- Boeing Interim Report (T6-3021): Boeing-UAL Contamination Control and Monitoring Program.
- J. A. FARRIS: New Approach to Selecting Fluid System Filtration. *Machin Design* May 25, 1967.
- J. ZMIHORSKI: Filtracja oleju we współczesnych instalacjach lotniczych. Cz. I. *Technika Lotn. i Astron.* 1974 nr 4.
- J. ZMIHORSKI: Filtracja oleju we współczesnych instalacjach lotniczych. Cz. II. *Technika Lotnicza i Astron.* 1974 nr 5.
- VDMA-Einheitsblatt nr 24 318.
- C. HUTCHINGS: Designing a high pressure hydraulic filter. *Hydraulic Pneumatic Power* 1972 June.
- E. C. FITCH: Is the multipass filter performance test of value to industry?. *Hydraulics and Pneumatics* 1974 June.
- W. MARTIN: What you should know about sizing sealed reservoirs. *Hydraulics and Pneumatics* 1973 October.
- P. WUSTHOF: Report on Colloquium on Filters in Hydraulic Systems. *Hydraulic Pneumatic Power* 1969 August.
- J. FARRIS: The meaning of fluid filter ratings. *Hydraulic Pneumatic Power* 1967 July.
- D. M. LONGYEAR: Concepts to Extend Servo System Life. SAE paper No 650 316, May 1965-Bendix Corp.
- M. G. HOCUTT: General Electric Co. Establishin Hydraulic System Operational Contamination Limits. SAE paper No 650 333, May 1965.
- H. L. HUGGET: Douglas Company. Servo Valve Internal Leakage as Affected by Contamination. SAE paper No 650 334.
- Douglas Co. Servo Valves-Comparative Test of the Effect of Hydraulic Fluid Contamination on Performance. Report ES 40 348, 6 June 1961.
- Vought Electronic. Electro-hydraulic Servo Control Valves. Report No R 14-213.
- General Electric Jet Service News. 9 July 1965. Slave Filtration Cleans Lube System.
- D. B. MEREDITH: Dual Filters Increase Aircraft Reliability. *Hydraulics and Pneumatics* 1964 February.
- R. H. HOLLINGER: Franklin Institute, Interim Report 1-B2116-4, October 1964. Evaluation of Water and Contamination Generation of Hydraulic Components.
- F. DINI: Grumman Aircraft Engineerin Co. Report. What Grumman Learned About Testing Pumps. *Hydraulics and Pneumatics* 1964 April.
- T. N. DEANE: Oil Bray Co. Effects of Contamination on Fluids and the Effect of the Ingredients of the Fluids on Contamination. SAE paper No 650 352.
- Schwerentflammarer Hydraulikflüssigkeiten. *Ölhydraulik und Pneumatik* 1970 nr 3.
- Grundlagen der Ölhydraulik. Nainz-Finthen 1973, s. 340.
- Milipore Application APM-60. Ultracleaning of fluids and systems 1963 r.



## Czynniki rozwoju portu lotniczego

Mgr inż. JAN SMOLEŃSKI

**Szósty artykuł z cyklu zajmującego się problematyką portów lotniczych w nowoczesnym świecie (na podstawie pracy Jaquésa V. Blocka: Porty lotnicze i ich środowisko) przedstawia zadania oraz czynniki rozwoju portu lotniczego.**

Motorem rozwoju portów lotniczych są stawiane im cele i zadania. Cele te wynikają z konieczności zadośćuczynienia potrzebom służb publicznych, interesu przedsiębiorstwa i dobra ogólnospołecznego.

### Zadania wynikające z pełnienia służby publicznej

Port lotniczy, jak każda infrastruktura transportu, pełni funkcję usług czy też służb publicznych. Funkcje te z biegiem czasu rozrastają się i należałoby określić je bliżej. Za służbę publiczną przez długi czas uważano służbę uznaną za podstawową dla normalnego funkcjonowania życia społecznego, czyli taką, która powinna być zapewniona ogólnie w sposób ciągły. Były to w pierwszym rzędzie: poczta, policja i sądownictwo.

Czy jednak w nowoczesnym społeczeństwie istnieją służby nie publiczne, nie przyczyniające się do sprawnego życia i rozwoju ogółu? Zablockowanie rozwoju jednego sektora automatycznie wstrzymuje rozwój innych. Należy zatem postawić sobie pytanie, czy każda działalność nie stała się służbą publiczną, lub też na odwrót — czy pojęcie służby publicznej nie zanikło w ogóle.

Wydaje się, że w praktyce pojęcie służby publicznej utożsamia się z działalnością na rzecz społeczeństwa wykonywaną przez państwo na jego koszt. Dla uproszczenia służbą publiczną będziemy tu nazywali minimum usług jakie państwo zapewnia nam w każdej dziedzinie życia. W przypadku nas interesującym tym niezbędnym minimum jest zapewnienie bezpiecznego ruchu lotniczego.

Każdy port lotniczy powinien więc zgodnie z tym celem zapewnić odpowiednią przepustowość i bezpieczeństwo. Samo to zadanie wymaga rozległej działalności angażującej wiele komórek i nastręcza od razu pierwszą trudność: jak określić z wystarczającą precyzją właściwy poziom przepustowości i bezpieczeństwa? Do jakiego szczytu np. przewozów należy dostosowywać wyposażenie portu? W rzeczywistości można założyć dłuższe lub krótsze okresy oczekiwania, a co za tym idzie — lepszą lub gorszą jakość usług. Będzie to kosztowało porty lotnicze więcej lub mniej; konsekwencje ponoszą jednak również przewoźnicy powietrzni i pasażerowie, którzy odczuwają skutki opóźnień czy też oczekiwań.

Stopień bezpieczeństwa powinien być również określony, gdyż nie istnieje nic takiego jak absolutne bezpieczeństwo, nawet gdyby poświęciło się na to olbrzymie środki. Należy więc określić w sposób rozsądny dopuszczalne prawdopodobieństwo wypadku, a co za tym idzie — wysokość kosztów jakie należy ponieść, aby go uniknąć.

Widzimy więc, że w żadnym przypadku sama służba publiczna w przyjętym przez nas znaczeniu nie może być jedynym celem stanowiącym siłę motoryczną rozwoju portów lotniczych. Kwestia jakości usług i kwestia rentowności nie mogą być pominięte nawet w odniesieniu do portów kierowanych przez administrację państwową i nie mających żadnej samodzielności finansowej.

### Interesy przedsiębiorstwa

Skoro port lotniczy jest przedsiębiorstwem, a więc samodzielną finansowo jednostką gospodarczą, zapewnienie odpowiedniej przepustowości i odpowiedniego stopnia bezpieczeństwa tym bardziej nie może wystarczyć.

Przedsiębiorstwo powinno być rentowne. Rentowność jest więc celem głównym. Te względy natury ekonomicznej powinny prowadzić w każdym przypadku do pełnej odpłatności usług z uwzględnieniem nakładów na nie, tak bezpośrednich jak i pośrednich. Rachunek kosztów świadczonych usług powinien być prowadzony również w portach lotniczych nie będących przedsiębiorstwami, lecz administrowanych np. przez państwo, gdyż w każdym wypadku trzeba wiedzieć, w jakim procencie świadczone usługi są pokrywane przez użytkowników komunikacji lotniczej. Rentowność umożliwia portowi działalność bieżącą, nie zawsze jednak gwarantuje jego rozwój w dłuższym okresie czasu.

Każdy port lotniczy musi dbać również o to, by jego usługi nie były gorsze od usług świadczonych przez inne porty lotnicze. Dochodzi tu więc jeszcze jeden czynnik: rywalizacja i współzawodnictwo.

Mówienie o konkurencji między portami może się wydać paradoksalne, jeżeli bowiem ktoś leci do Londynu, to nie wysiadzie z samolotu w Paryżu czy Brukseli. Jednak konkurencja między portami lotniczymi istnieje. Niektóre porty oferują połączenia lotnicze pełniejsze czy też o zwiększonej częstotliwości, ściągając przez to pasażerów w transzycie, np. przy połączeniach między ruchem średniego a ruchem dalekiego zasięgu, czy między ruchem krajowym a międzynarodowym. Ma to również miejsce przy grupowych podróżach turystycznych, gdzie organizatorzy wycieczek zakładają przylot samolotem do określonego miasta i dalsze wycieczki autokarowe po kraju. Konkurencyjność danego portu lotniczego zależy od poziomu usług jakie oferuje, od tego w jakim stopniu zapewnić może swoim pasażerom dotarcie do różnych punktów kraju (czy to przy pomocy miejscowych połączeń lotniczych, czy też innych środków transportu), wreszcie od jego zmysłu handlowego.

Duże porty lotnicze badają z uwagą poziom taryf stosowanych przez nie i jakość usług w porównaniu z sąsiednimi konkurencyjnymi portami. Należy się spodziewać, że konkurencja pomiędzy dużymi portami lotniczymi przybierze podobny rozmiar i charakter jaki istnieje między portami morskimi. Przewozy lotnicze jak przewozy morskie koncentrować się będą w tych portach, które będą najlepiej wyposażone, które będą w stanie zaoferować zlokalizowane w pobliżu odpowiednio duże strefy magazynów, chłodni itp., zastosują najdalej idące ułatwienia administracyjne, usługi najbardziej kompletne, najszybsze i najtańsze oraz połączenia lotnicze w korelacji z transportem naziemnym najdogodniejsze. W Europie np. konkurencję między portami lotniczymi Paryża, Frankfurtu i Amsterdamu można porównać do konkurencji między portami morskimi Hawru, Hamburga i Rotterdamu.

Istnieje również problem konkurencyjności pomiędzy różnymi rodzajami transportu, dotyczy on jednak nie portu lotniczego branego oddzielnie, lecz transportu lotniczego jako systemu, w którym port lotniczy jest tylko jednym z ogniw.

### Zadania wynikające z interesu ogólnospołecznego

Można założyć teoretycznie, że przedsiębiorstwo ogranicza swoje cele do trzech elementów: rentowności, konkurencyjności i stabilności. Świat współczesny dąży jednak do ogólnego polepszenia warunków życia. Nie chodzi zatem tylko o to, aby wyprodukować i sprzedać, ale również o to, aby to, co się produkuje i sprzedaje, było cegiełką postępu ogólnego. Stąd do zadań portów lotniczych — poza zadaniami wynikającymi z pełnienia pewnych funkcji publicznych oraz z potrzeb sprawnie działającego przedsiębiorstwa — należą także zadania wynikające z potrzeby włączenia się organizmów portów lotniczych w dzieło ogólnego podwyższenia poziomu życia. Istnieją przynajmniej trzy dziedziny, w których port lotniczy może działać na

rzec interesów ogólnospołecznych. Są to: jakość usług, respektowanie środowiska, wdrażanie nowoczesności.

Jakość nie tylko wpływa na konkurencyjność i rentowność portu, ale jest również czynnikiem nieobojętnym z punktu widzenia interesów ogólnospołecznych czy ogólnoludzkich, gdyż działa na aspiracje estetyczne i moralne człowieka, tworząc świat piękniejszy, przyjemniejszy. Pod tym względem port lotniczy jako obiekt publiczny ma szczególną rolę do spełnienia, dążąc bowiem do estetycznych i funkcjonalnych rozwiązań, oferując sprawne, na dobrym poziomie usługi, tworzymy środowisko bliskie potrzebom i tendencjom rozwojowym człowieka.

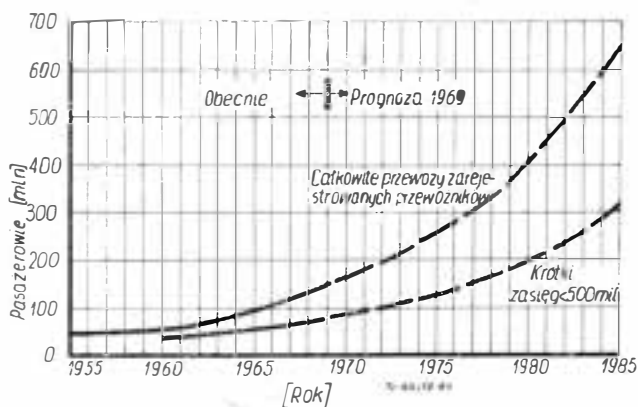
Chociaż port lotniczy jako źródło zbyt silnych hałasów jest organizmem trudno wpisującym się w aglomerację miejską, tym niemniej jest on z tą aglomeracją ściśle związany, jest jej częścią składową. Stąd kształtują się zadania dla portu lotniczego niezmiernie ważne i żywotne, polegające na respektowaniu środowiska, w którym się znajduje. Są to zadania na rzecz interesów ogólnospołecznych i wydatki na ten cel nie mogą być mierzone rentownością przedsiębiorstwa.

Nowoczesność była zawsze domeną szeroko reprezentowaną w portach lotniczych. Wynika to z młodości transportu lotniczego jako rodzaju komunikacji, z wysokiego tempa jego rozwoju, z potrzeb szukania rozwiązań daleko wybiegających poza dzień dzisiejszy. Port lotniczy stosując nowoczesne rozwiązania architektoniczne, konstrukcyjne, funkcjonalne czy też oferując nowe, coraz bardziej kompleksowe usługi jest promotorem nowoczesności w życiu danego społeczeństwa.

### Rynek transportu lotniczego

Port lotniczy jako element składowy systemu transportu lotniczego musi rozwijać się wraz z rozwojem tego systemu, a więc przede wszystkim wraz z kształtowaniem się potrzeb przewozowych. Wzrost liczby osób korzystających z komunikacji lotniczej wg danych ICAO wynosi 14% rocznie, począwszy od 1974 r. Przy takim tempie wzrostu w ciągu pięciu lat liczba pasażerów podwaja się. Jest to tempo olbrzymie i np. w warunkach francuskich jest dwukrotnie wyższe od tempa wzrostu spożycia energii elektrycznej czy wzrostu ruchu samochodowego, a 4÷5 razy wyższe od wzrostu poziomu życia.

Wybór samolotu jako środka transportu zwiększa się w miarę wzrostu zamożności społeczeństwa, wzrostu poziomu wykształcenia, ogólnego rozwoju ekonomicznego i kulturalnego, a również w miarę obniżki taryf przewozowych. Należy zwrócić uwagę, że w ciągu 10 lat taryfy na liniach transatlantyckich zostały obniżone o 70%, co doprowadziło praktycznie do wyeliminowania na tych liniach morskiego transportu pasażerskiego. Na liniach międzynarodowych



Rys. 1. Rozwój komunikacji lotniczej USA

obniżka taryf wynosiła średnio ok. 2% rocznie przy tendencji utrzymania taryf w przelotach krajowych na niezmiennym poziomie (dane powyższe obejmują okres sprzed kryzysu energetycznego).

Modele prognostyczne w zakresie ruchu lotniczego wskazują, że aktywność zapotrzebowania na przewozy lotnicze w odniesieniu do wzrostu poziomu życia i obniżania taryf uregulowana jest współczynnikiem 2, to znaczy przewozy lotnicze wzrastają o około 2%, jeżeli poziom życia podnosi się o 1% lub jeżeli taryfy są obniżone o 1%.

Analiza czynników powodujących 14% wzrost rocznych przewozów lotniczych doprowadziła do następujących stwierdzeń. W ruchu międzynarodowym wzrost przewozów o 4% zawdzięczamy obniżce taryf, 8% wzrostowi poziomu życia i 2% wzrostowi demograficznemu. Na liniach krajowych kształtuje się to nieco inaczej: 10% należy tu przypisać wzrostowi poziomu życia i 4% wzrostowi ludności miejskiej.

Pomimo tak olbrzymiego tempa wzrostu przewozów lotniczych należy stwierdzić, że w rzeczywistości nadal obsługuje on niewielki procent potrzeb przewozowych mieszkańców świata i nadal ogranicza się w praktyce do przewozu osób, dla których czas jest drogi.

W 1969 r. na całym świecie przewieziono drogą lotniczą 360 mln pasażerów. Biorąc pod uwagę, że wiele osób podróżowało środkami transportu lotniczego kilka razy w roku, można przypuścić, że w okresie tym korzystało z komunikacji lotniczej nie więcej jak 100 mln ludzi, a więc 3% ludności naszego globu. Liczbę osób korzystających stale z komunikacji lotniczej ocenia się na około 10 mln, a zatem 0,3% ludności świata. Stąd wniosek, że transport lotniczy ma niewątpliwie duże możliwości rozwoju.

Jeżeli zbadamy trasy przelotu pasażera, to okaże się, że wg danych ICAO średnia odległość podróży lotniczej wynosi 1200 km. Na tę średnią odległość składają się przeloty na trasach dalekich (rzędu kilku tysięcy km i więcej), przeloty transkontynentalne i międzykontynentalne oraz przeloty średnie typu regionalnego (o długości kilkuset kilometrów). Samolot praktycznie opanował rynek przewozów pasażerskich na dalekich dystansach, wszedł poważnie na rynek przewozów o odległościach średnich, natomiast jest prawie nieobecny w przewozach bliskich. Tkwia tu olbrzymie rezerwy rynkowe, tym bardziej, że przeważająca większość wszelkich przewozów pasażerskich ma miejsce właśnie na krótkich dystansach.

Jeżeli chodzi o przewozy towarowe, to chociaż od 1947 r. roczny wzrost przewozów lotniczych wynosił 17%, udział transportu lotniczego w przewozie masy towarowej jest znikomy. Nieco lepiej przedstawia się sprawa, jeżeli za wskaźnik przyjmiemy nie masę, lecz wartość przewożonych towarów. I tak w roku 1969 Aéroport de Paris uczestniczył jedynie w 0,04% masy towarowej francuskiego handlu zagranicznego, co jednak wynosi 7% w przeliczeniu na wartość towarów przewożonych.

Zachodzi jednak pytanie, jak kształtować się będzie rynek przewozowy w przyszłości.

Można przyjąć za pewnik, że w wyniku wzrostu stopy życiowej, rozwoju oświaty i kultury oraz wzrostu aktywności gospodarczej transport lotniczy będzie obsługiwał coraz szersze warstwy społeczne i będzie się opierał na coraz szerszej bazie.

Należy spodziewać się natomiast, że obniżka taryf lotniczych zostanie zahamowana przede wszystkim z uwagi na konieczność współudziału klienta transportu powietrznego w ustawicznie wzrastających kosztach lotniczej infrastruktury. Pewne wyjątki można przewidzieć dla przelotów czarterowych, przy których lepiej są wykorzystywane miejsca i które mogą być zaplanowane poza godzinami szczytów.

Transport lotniczy powinien natomiast zaatakować wielki rynek przewozów bliskich, opierając się na nowym typie samolotów krótkiego i pionowego startu. Rada producentów statków powietrznych w Stanach Zjednoczonych Ameryki Północnej przeanalizowała trendy rozwojowe komunikacji lotniczej i udział jaki powinien przypaść w zaspokajaniu tych potrzeb systemowi STOL. Obrazują to wykresy na rys. 1, 2 i 3.

Jeśli chodzi o rynek przewozów towarowych, perspektywy tutaj są jeszcze szersze. Z jednej strony przemysł i handel bierze coraz powszechniej pod uwagę okoliczności, że korzyści wynikające z oszczędności na opakowaniu, na ubezpieczeniach przesyłki, na składowaniu oraz płynące z możliwości szybszej reakcji na potrzeby rynku znacznie przewyższają zwiększone koszty transportu. Z drugiej strony na skutek wprowadzenia nowoczesnych samolotów przystosowanych do przewozu towarów z pełną konteneryzacją koszty lotniczego transportu towarów mają tendencję wyraźnie niższą. Stąd rynek transportu lotniczego towarów powinien się rozszerzać zarówno pod względem ilościowym jak i asortymentowym.

Rozległe perspektywy chłonności, jakie ma przed sobą rynek przewozów lotniczych, nie świadczą jednak o nieograniczonych możliwościach rozwoju tego rodzaju transportu. Poza potrzebami muszą jeszcze istnieć realne możli-

wości sprostania tym potrzebom. W tym względzie istnieją czynniki hamujące rozwój transportu lotniczego i dają się one podzielić na trzy kategorie: fizyczne, finansowe i społeczne.

### Fizyczne granice rozwoju

Podstawowym czynnikiem fizycznym ograniczającym rozwój transportu lotniczego jest zagęszczenie ruchu lotniczego w przestrzeni powietrznej. Samoloty poruszają się w powietrzu po trójwymiarowych drogach lotniczych wyznaczonych przez odpowiednie urządzenia radionawigacyjne. Jest to niezbędne dla zapewnienia bezpieczeństwa ruchu lotniczego. Niektóre z tych dróg są już nasycone ruchem lotniczym. Jeszcze bardziej skomplikowana jest sprawa przestrzeni powietrznej w pobliżu lotniska, w strefach podejść.

Istnieje poważna trudność przeprowadzenia właściwej kontroli wielkiej liczby samolotów wykonujących odpowiednie manewry przy dużej, niejednorodnej prędkości. Niewątpliwie dzięki postępowi w elektronice istnieje możliwość ustalenia pozycji, prędkości i trajektorii każdego zbliżającego się samolotu, a w przyszłości zastosowanie automatycznej kontroli trójwymiarowej. Zwiększy to przepustowość przestrzeni powietrznej. Należy zdać sobie jednak sprawę, że jest to problem trudny, który będzie rozwiązywany stopniowo. Wprowadzenie do ruchu samolotów wielkich rozwiąże na pewien czas sprawę zagęszczenia w przestrzeni powietrznej. Dotyczyć to jednak może jedynie niektórych linii, obserwuje się bowiem, że samoloty wielkie opłacają się jedynie na liniach najbardziej obciążonych, gdzie wysoka frekwencja może gwarantować ich właściwe wypełnienie. Na liniach mniej obciążonych klient domaga się przede wszystkim zwiększenia częstotliwości lotów, co dla lotniska oznacza większą ilość operacji.

Równocześnie gwałtownie wzrasta ruch cywilnych samolotów niekomunikacyjnych lotnictwa ogólnego. Tym niemniej tempo wzrostu ruchu lotniczego jest zawsze mniejsze od tempa wzrostu przewozów pasażerskich. Dla przykładu można podać, że w latach 1960–1969, a więc w ciągu 10 lat, liczba operacji lotniczych (start lub lądowanie) na lotniskach paryskich wzrosła średnio rocznie o 9,6%, podczas gdy liczba przewożonych pasażerów zwiększała się rocznie o 13,5%, a masa towarowa o 16%. Te same dane dla Amsterdamu wynoszą odpowiednio 7%, 13,8% i 16,3%, dla Londynu 7%, 12,8%, 10,9%, a dla Frankfurtu 7,5%, 15,6% i 24,4%. Taki stan rzeczy jest wynikiem wprowadzania coraz większych samolotów.

Potwierdza to statystyka ICAO, wg której średnia liczba pasażerów na jeden samolot wynosiła w 1951 r. 21, a w 1969 r. — 52. Biorąc pod uwagę, że samoloty są coraz szybsze, a więc mogą w danym czasie wykonać większą pracę, przyrost taboru lotniczego jest mniejszy niż wzrost liczby operacji. Liczba samolotów państw członkowskich ICAO wzrosła w latach 1960–1969 z 6300 do 8000, a więc tylko o 3% rocznie. Szybciej wzrastała liczba samolotów lotnictwa ogólnego: ze 105 000 jednostek w roku 1962 do 155 000 jednostek w 1968 r., a więc o 7% rocznie, podczas gdy liczba godzin lotów tego lotnictwa wzrastała w tym okresie o 8–10% rocznie.

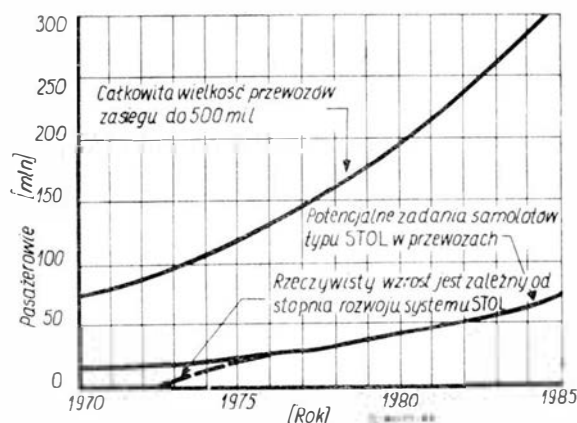
Sprawa zbyt gęstego zagęszczania przestrzeni powietrznej daje się już odczuć wyraźnie w rejonie wielkich portów amerykańskich, co powoduje opóźnienia w startach i lądowaniach. W Europie sytuacja nie jest jeszcze taka groźna. Ilustruje to porównanie np. liczby operacji w 1968 r. na wielkich lotniskach amerykańskich i europejskich: Chicago — O'Hara — 660 000 operacji, Los Angeles — 400 000 operacji, New York Kennedy — 360 000, w Londynie natomiast — 230 000 operacji, a we Frankfurcie i w Paryżu — po 140 000.

Drugim elementem utrudniającym rozwój portów lotniczych jest ich terenochłonność i trudne do spełnienia wymagania lokalizacyjne. Znaleźć bowiem setki czy tysiące hektarów o ukształtowaniu terenu względnie płaskim, o małej zabudowie, położonych w pobliżu centrów aglomeracji miejskich, dobrze z nimi połączonych i nie stwarzających problemów uciążliwości dla środowiska staje się utopią. Gdybyśmy ponadto teoretycznie założyli, że dla przewozów 1 mln pasażerów potrzeba 100 ha terenu i że ten wskaźnik jest stały, a równocześnie przewozy regularnie wzrastają o 14% rocznie, to doszłoby się do takiego nonsensu, że np. Francja w roku 2050 byłaby całkowicie pokryta lotniskami.

Ten sposób rozumowania jest absurdalny i dotyczy zresztą nie tylko lotnisk, ale również np. dróg, sieci elektrycz-

nych itp. Świadczy to jednak o tym, że żadne zjawisko nie może się rozwijać przez czas dłuższy w sposób ciągły, nie zmieniając swoich istotnych charakterystyk.

Jeżeli zatem transport lotniczy miałby się nadal rozwijać równie gwałtownie jak dotychczas, to porty lotnicze muszą między innymi zmniejszyć swoją terenochłonność. Tendencja ta już daje się odczuć dość wyraźnie przede wszystkim pod postacią daleko posuniętych studiów nad samolotami krótkiego i pionowego startu, które oczywiście będą potrzebowały lotnisk o wiele mniejszych. Występujące obecnie poważne problemy związane z trudnościami w znalezieniu odpowiedniego terenu pod port lotniczy dla samolotów klasycznych z chwilą wprowadzenia do eksploatacji



Rys. 2. Zakres użytkowania samolotów typu STOL dla USA

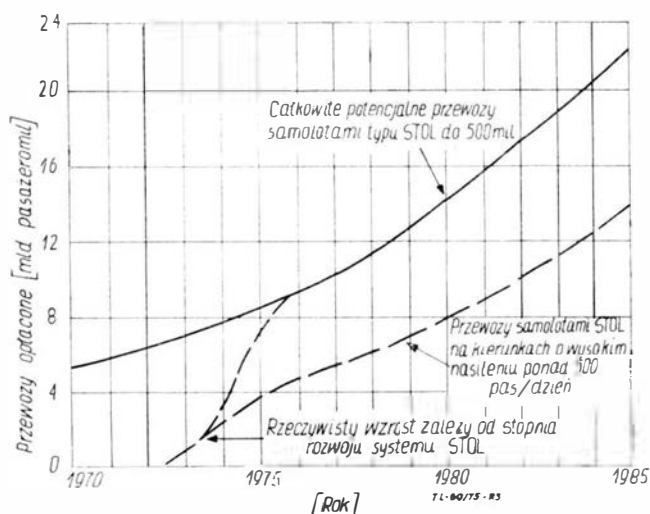
samolotów krótkiego i pionowego startu przestaną być elementem hamującym rozwój transportu lotniczego.

Inne czynniki hamujące rozwój transportu w wielkich portach lotniczych wynikają z gigantyzmu. Są to np. trudności ze sprawnym dojazdem, trudności z prowadzeniem ruchu na lotnisku, zbyt długi czas obsługi pasażerów i bagażu itp. A zatem zbędna koncentracja ruchu samolotów i przepływu pasażerów w jednym miejscu poważnie ogranicza rozwój transportu lotniczego.

### Hamulce finansowe

Jeżeli nawet istnieje otwarty rynek i jeżeli z punktu widzenia możliwości fizycznych porty lotnicze mogą się swobodnie rozwijać, potrzebne są jeszcze do tego środki finansowe.

Chociaż infrastruktura lotnicza w stosunku do pasażerokilometra czy tonokilometra kosztuje stosunkowo niewiele, a rentowność portów lotniczych przy odpowiednio dużym ruchu może być zapewniona, samo finansowanie inwestycji przez porty lotnicze jest niemożliwe, a potrzeby inwestycyjne rosną proporcjonalnie do wzrostu ruchu. W tej sytuacji znaczna część inwestycji musi być pokrywana z



Rys. 3. Prognoza przewozów samolotami typu STOL dla USA

dotacji budżetowych administracji centralnych czy też terenowych. Ponieważ budżety te są ograniczone, do otrzymania takiej dotacji niezbędne jest uznanie społecznej użyteczności transportu lotniczego i w konsekwencji pewnego priorytetu. Należy pamiętać, że transport lotniczy powoduje znaczne ożywienie gospodarcze danego regionu, co powinno być brane pod uwagę przy podejmowaniu decyzji o dofinansowaniu inwestycyjnym.

Należy zdać sobie jednak sprawę, że bariery finansowe są wspólne dla całej infrastruktury transportu i nie wydaje się, aby lotnisko miało być bardziej od innych rodzajów transportu dotknięte ich działaniem w wypadku utrzymania tak dynamicznego tempa rozwoju.

### Bariery społeczne

Podstawowym czynnikiem społecznym hamującym rozwój transportu lotniczego jest hałas lotniczy. Czynnikiem ten jest niejako zintegrowany z czynnikiem terenochłonności portów lotniczych. Stąd też samoloty krótkiego i pionowego startu nie spełnią swojej roli, jeżeli nie będą wyciszzone. Producenci samolotów wiedzą o tym doskonale i wydatkują obecnie olbrzymie sumy na studia i badania zmierzające do wyciszenia silników lotniczych. Problem postawiony jest tak ostro, że prowadzi do następującej konkluzji: przyszły samolot będzie cichy albo nie będzie go wcale.

### Stymulatory konkurencyjności

Transport lotniczy przyciąga klientów dzięki prędkości przemieszczania i komfortowi usług. Chociaż istnieją pewne obawy natury psychologicznej odnoszące się do bezpieczeństwa lotów, są one jednak całkowicie nieuzasadnione. Liczba ofiar w regularnych lotach komunikacyjnych jest stosunkowo bardzo niska i w 1970 r. w skali światowej kształtowała się w wysokości 5 osób na 1 mld pasażerokilometrów. Wskaźnik ten został zmniejszony w ciągu ostatnich 20 lat czterokrotnie i jest mniejszy kilkadziesiąt razy od podobnego wskaźnika w komunikacji samochodowej.

Transport lotniczy ma jednak poważną wadę. Jest nią brak niezbędnej regularności. Opóźnienia i zmiany tras są zbyt częste, co odstrasza pasażerów szczególnie na trasach krótkich i średnich. Przestrzeganiem rozkładu lotów powinny zająć się wspólnie towarzystwa lotnicze, organy kontroli ruchu lotniczego i porty lotnicze. Jest wiele do zrobienia w tym zakresie. Towarzystwa lotnicze układając rozkłady lotów powinny brać również pod uwagę przepustowość portów, z których korzystają. Jest to trudne, ale możliwe. Organa kontroli ruchu lotniczego i porty lotnicze powinny możliwie jak najszybciej wprowadzić automatyzację kontroli ruchu i usprawnić technikę lądowań przy widoczności słabej lub zerowej. Postęp techniki w tym względzie jest wyraźny, lecz niestety jeszcze zbyt mały i należy dołożyć wszelkich wysiłków, aby go przyspieszyć. Wśród poczynań zmierzających do zwiększenia regularności lotów można wymienić między innymi środki zapewniające rozproszenie mgły na pasie startowym.

Aby transport lotniczy jako system działał sprawnie i regularnie, pełna koordynacja poczynań, o których mowa wyżej, powinna nastąpić w skali światowej. Gdyby jednak rozpocząć omawianą koordynację i współpracę nawet na terenie ograniczonym np. do rejonu europejskiego (tj. przy lotach na krótkich i średnich dystansach), powinno to już dać rezultaty wyraźnie odczuwalne.

Podobnie jak w sprawie hałasów lotniczych, tak i odnośnie punktualności lotów można zaryzykować tezę, że w przyszłości transport lotniczy albo stanie się punktualny, albo zostanie usunięty ze średnich i krótkich dystansów przez konkurencyjne naziemne środki szybkiego transportu.

Istnieje jeszcze jeden powód obniżający walory komunikacji lotniczej: dysproporcja między czasem przelotu a ogólnym czasem podróży lotniczej. Dojazdy do portów lotniczych i czas przebywania pasażerów w dworcu lotniczym są stanowczo zbyt długie. Często daje się za przykład czas podróży z Paryża do Londynu, który od 50 lat jest taki sam pomimo znacznego zwiększenia prędkości przelotu. To co uzyskano w powietrzu, stracono na ziemi. Dysproporcję, która rzucają się dziś w oczy podczas przelotów krótkich, ujawniają się niebawem i przy przelotach dalekich, po wprowadzeniu do eksploatacji samolotów nadźwiękowych.

Jeżeli idzie o dojazdy do portów, nie jest to sprawa dotycząca wyłącznie komunikacji lotniczej. Zakorkowanie miast pośrednio lub bezpośrednio czyni niesprawnym każdy rodzaj transportu.

Natomiast sprawa skrócenia czasu przebywania pasażera w porcie lotniczym dotyczy już niemal wyłącznie samego portu. Dworce lotnicze muszą być tak zaprojektowane i powinny tak funkcjonować, aby czas ten ograniczyć do niezbędnego minimum. Obecnie, jeżeli istnieją inne sprawne środki transportu, samolot może nie obawiać się konkurencji jedynie na odległościach większych niż 300÷400 km. Transport lotniczy powinien starać się zmniejszyć te graniczne odległości.

Rozwiązać to można przez wprowadzenie na krótkich odległościach samolotów cichych krótkiego i pionowego startu, bazujących na portach lotniczych położonych jak najbliżej klienta czyli jak najbliżej centrów zurbanizowanych, portach tak zaprojektowanych, aby pobyt pasażera był w nich możliwie jak najkrótszy (rozładowanie wąskich gardeł dworców lotniczych, pozostawienie bagażu pod opieką pasażera, szybkie zaopatrzenie i obsługa samolotu, zaniechanie wcześniejszej rejestracji pasażerów, opłata za podróż na pokładzie statku itp.).

Po to, by transport lotniczy mógł skutecznie konkurować z innymi rodzajami transportu, powinien być nie tylko szybki i komfortowy, ale również regularny oraz mieć dużą częstotliwość połączeń.

### Postęp techniczny

Wzrastające wymagania stawiane transportowi lotniczemu mogą być spełnione jedynie w wyniku nieustannego postępu technicznego. Czy będzie to możliwe?

Historia lotnictwa jest właściwie historią nieustannego postępu technicznego. Jak szybki był to postęp świadczy data: 1890 r. — pierwszy start dokonany przez Klemensa Adera, 1903 r. — pierwszy lot braci Wright, 1909 r. — przelot Blériota przez kanał la Manche, 1913 r. — przelot Garosa nad Morzem Śródziemnym, 1927 r. — Lindberg przelatuje przez Atlantyk. Osiągnięcia te były wynikiem postępu technicznego w lotnictwie.

Komunikacja lotnicza datuje się od 1919 roku, a więc od pół wieku. Od 1945 r., a więc w ciągu 25 lat, stała się jednym z najpotężniejszych przemysłów świata. W tym okresie prędkość samolotów i ich zasięg wzrosły czterokrotnie, ich pojemność jednostkowa dziewięciokrotnie, a bezpośrednie koszty eksploatacji zmniejszyły się 3÷4 razy.

Nieustanny postęp techniczny w materiałach, konstrukcjach, silnikach, oprzyrządowaniu, aerodynamice dokonał prawdziwej rewolucji w charakterystyce statków powietrznych. Biorąc pod uwagę olbrzymi potencjał techniczny i intelektualny, jakim dysponuje obecnie przemysł lotniczy, należy mieć nadzieję, że postęp techniczny w lotnictwie będzie nadal równie dynamiczny jak dotychczas.

Jeśli chodzi o porty lotnicze, to postęp techniczny święci tu również nie mniejsze triumfy. Czy można porównać nowoczesną drogę startową, przyjmującą samoloty o ciężarze 700—800 ton, wytrzymałą na podmuchy i temperaturę gazów silników odrzutowych, drogę o powierzchni szorstkiej i skonstruowanej z tolerancjami prawie milimetrowymi, wyposażoną w setki wtopionych w nawierzchnię światła i w precyzyjne urządzenia do lądowania — z łąką na której kiedyś lądowały samoloty? Dziś już buduje się lotniska na sztucznych wyspach, a jutro być może będzie się je budowało na konstrukcjach pływających. Należy się spodziewać, że już niedługo w ośrodkach zurbanizowanych powstaną porty lotnicze jako budowle naziemne nad parkingami, dworcami kolejowymi, drogami czy też nad budynkami. Propozycje w tym względzie ilustruje rys. 4, na którym pokazano fotografie makiet niektórych koncepcji rozwiązań STOL portów w Stanach Zjednoczonych Ameryki Północnej. Do ich budowy zostaną być może użyte nowe, dzisiaj nieznanne materiały.

Coraz doskonalsze jest wyposażenie portów. Bez elektromechaniki i elektroniki port lotniczy nie mógłby dziś w ogóle funkcjonować. Każda nowa dziedzina wiedzy technicznej znajduje niezwłoczne zastosowanie w organizmie portu lotniczego. Nie wydaje się, aby w dziedzinie postępu technicznego zająć miały jakieś zmiany grożące zahamowaniem rozwoju transportu lotniczego.

Komunikacja lotnicza przeszła już od ery technicznej — epoki lotniska — do ery ekonomicznej — epoki portu lotniczego. Przed nami jest przejście jej do ery postindustrialnej — epoki zaspokojenia potrzeb komunikacyjnych i społecznych. Potrzeby raz zaspokojone ilościowo powinny być w coraz większym stopniu zaspokajane jakościowo.

Nowe reguły gry, które będą stosowane dla osiągnięcia tych celów, są nieznanne i tu leży największa trudność.

WCT/204/K/75

# Obciążenia usterzeń szybowca przy wychyleniu steru z uwzględnieniem podatności napędów

Mgr inż. WIESŁAW STAFIEJ  
Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Szybownictwa — Bielsko Biala

**Wpływ podatności napędu i odkształcalności tylnej części kadłuba na wielkość obciążeń usterzenia powodowanych wychyleniem sterów. Wykorzystanie wyników pomiarów sztywnościowych dokonanych na prototypie.**

Prawidłowe obliczenie obciążeń usterzeń szybowca pozwala na zwymiarowanie konstrukcji zarówno samych usterzeń jak i tylnej części kadłuba, przy zachowaniu wymaganego współczynnika bezpieczeństwa. Mając na uwadze postulat lekkości konstrukcji projektujący stara się uzyskać wielkość obciążenia możliwie wiernie odzwierciedlającą rzeczywiste siły. W obliczeniach warto więc uwzględnić łagodzący wpływ podatności napędu, powodowanej odkształceniem się poszczególnych elementów kinematycznych napędu oraz struktury elementów szybowca. Powoduje on zmiany kątów natarcia na usterzeniu.

W przypadku opracowywania dokumentacji prototypu wpływ ten może być uwzględniony jedynie w przybliżeniu (na drodze rachunkowej), natomiast opracowując dokumentację seryjną konstruktor dysponuje wynikami pomiarów uzyskanymi podczas naziemnych prób sztywnościowych. Wyliminowany zostaje błąd wynikający z uproszczeń przyjmowanych przy zakładaniu obliczeniowego modelu statycznego konstrukcji rzeczywistej.

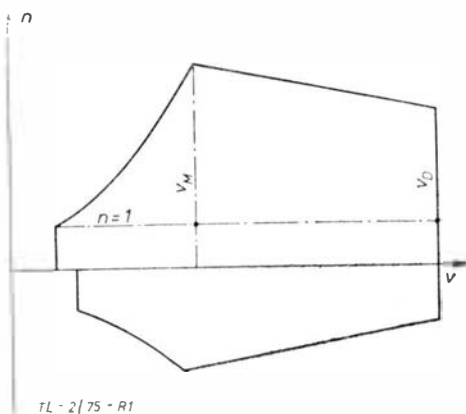
Sposób wyznaczania obciążeń wywołanych wychyleniem steru regulują przepisy wiążące wielkość wychylenia z określonymi prędkościami lotu.

## Stany obciążeń

Zarówno przepisy polskie [1] jak i międzynarodowe OSTIV [2] wymagają obliczania obciążenia w przypadku nagłego wychylenia steru wysokości i steru kierunku w dwóch przypadkach:

— dla lotu ustalonego z prędkością manewrową  $v_M$  wymagane jest pełne przewidziane konstrukcyjnie wychylenie steru;

— dla lotu ustalonego z prędkością maksymalną obliczeniową  $v_D$  wychylenie równe 1/3 pełnego zakresu od położenia steru w stanie równowagi do maksymalnego kons-



Rys. 1. Krzywa obciążeń szybowca  $n = f(v)$ ;  $n$  — współczynnik obciążenia dopuszczalnego,  $v$  — prędkość lotu

trukcyjnego wychylenia; wyjściowe stany lotu zobrazowano na krzywej obciążeń (rys. 1).

W pierwszym przypadku pełne wychylenie steru mierzone na ziemi (podane w instrukcji użytkownika jako wielkość stabilizacyjna) w locie nie jest osiągnięte na skutek wpływu podatności napędu. Zmniejszenie wychylenia uzależnione jest od wielkości momentu zawiasowego steru.

Drugi określony przepisami przypadek obciążenia w locie przy prędkości  $v_D$  — powodowany wychyleniem steru o 1/3 pełnego zakresu — prowadzi najczęściej do powstania sił zmieniających konfigurację lotu tak, iż możliwe jest przekroczenie warunków użytkownika szybowca czyli wywołanie współczynnika obciążenia  $n$  wykraczającego poza obszar nakreślony obwiednią obciążeń szybowca.

Z uwagi na powyższe oraz na brak zagadnienia pełnych wychyleń, problem wpływu podatności układu napędowego ogranicza się do obciążeń w locie z prędkością manewrową  $v_M$ .

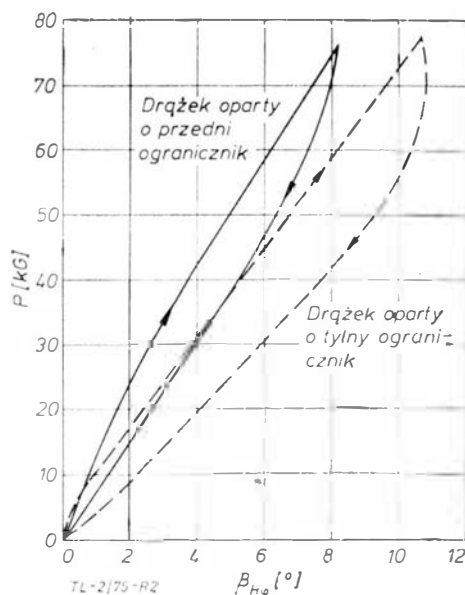
## Obciążenia usterzeń

Obciążenie usterzenia wysokości składa się z dwóch członów. Pierwszy z nich określa wielkość siły statycznej niezbędnej do zachowania równowagi w wyjściowym stanie lotu ustalonego, przy współczynniku obciążenia  $n = 1$ .

Siła statyczna wynosi:

$$P_{Hst} = -C_{mbu} \frac{S q_M \cdot l_a}{L_H}$$

gdzie:  $C_{mbu}$  — współczynnik momentu pochylającego bez usterzeń,  $S$  — powierzchnia nośna płata,  $q_M$  — ciśnienie dy-



Rys. 2. Odkształcenie układu sterowania wysokości motoszybowca SZD-45 Ogar;  $P$  — siła na sterze,  $\beta_{Hq}$  — kąt przemieszczenia steru

namiczne przy prędkości  $v_M$ ,  $l_a$  — średnia cięciwa odniesienia,  $L_H$  — ramię siły na usterzeniu względem środka ciężkości szybowca.

Siła statyczna powstaje na usterzeniu przy kącie natarcia określonym przez kierunek napływu strug odchylonych ze skrzydłem w stosunku do cięciwy usterzenia, kąt zaklinowania usterzenia względem cięciwy skrzydła oraz przez kąt wychylenia steru wysokości  $\beta_{Hr}$  potrzebny dla zachowania stanu równowagi podłużnej.

Człon drugi obciążenia pojawia się w momencie nagłego wychylenia steru wysokości:

$$\Delta P_H = dC_{zH} / da_H \cdot \Delta a_H S_H \cdot q_M$$

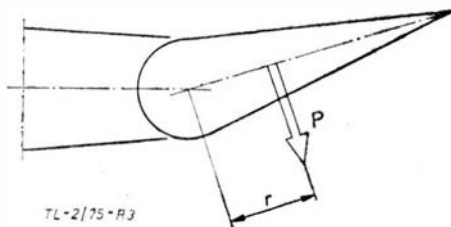
gdzie:  $\frac{dC_{zH}}{da_H}$  — gradient współczynnika siły nośnej względem kąta natarcia na usterzeniu,  $\Delta a_H$  — przyrost kąta natarcia wywołany zmianą wychylenia steru,  $S_H$  — powierzchnia nośna usterzenia wysokości.

Przyrost kąta natarcia na usterzeniu wysokości wynosi:

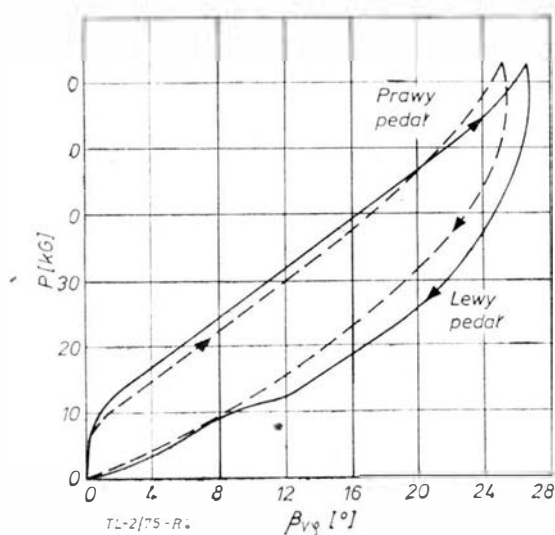
$$\Delta a_H = \frac{\partial a_H}{\partial \beta_H} \Delta \beta_H$$

$$\Delta \beta_H = \beta_{H_{max}} - \beta_{Hr}$$

gdzie:  $\frac{\partial a_H}{\partial \beta_H}$  — gradient kąta natarcia względem kąta wychylenia steru,  $\Delta \beta_H$  — różnica między maksymalnym wychyleniem steru  $\beta_{H_{max}}$ , a wychyleniem niezbędnym



Rys. 3. Schemat obciążenia steru



Rys. 4. Odkształcenia układu sterowania kierunku motoszybowca SZD-45 Ogar;  $P$  — siła na sterze,  $\beta_{v\phi}$  — kąt przemieszczenia steru

do równowagi  $\beta_{Hr}$  w wyjściowym stanie lotu ustalonego z prędkością  $v_M$ .

W przypadku usterzenia kierunku o profilu symetrycznym i w wyjściowych warunkach lotu ustalonego przy zerowym kącie natarcia, obciążenie równe jest zeru. Siła na usterzeniu pojawia się dopiero po nagłym wychyleniu steru:

$$\Delta P_v = dC_{zv} / da_v \cdot \Delta a_v \cdot S_v \cdot q_M$$

gdzie:  $\frac{dC_{zv}}{da_v}$  — gradient współczynnika siły bocznej na usterzeniu względem kąta natarcia w płaszczyźnie poziomej,  $\Delta a_v$  — zmiana kąta natarcia wywołana wychyleniem steru,  $S_v$  — powierzchnia nośna usterzenia kierunku.

Zmiana kąta natarcia:

$$\Delta a_v = \frac{\partial a_v}{\partial \beta_v} \beta_{v_{max}}$$

gdzie:  $\frac{\partial a_v}{\partial \beta_v}$  — gradient kąta natarcia względem kąta wychylenia steru,  $\beta_{v_{max}}$  — maksymalne wychylenie steru.

### Wpływ podatności napędu

W celu określenia przyrostów sił wywołanych wychyleniem steru wysokości lub kierunku ( $P_H$  albo  $P_v$ ) konieczne jest ustalenie wielkości decydujących, a więc  $\beta_{H_{max}}$  i  $\beta_{v_{max}}$ , bowiem zależą one od podatności układów napędowych. Taki sposób obliczania obciążeń zalecają między innymi przepisy niemieckie [3].

Przystępując do obliczeń szybowca seryjnego, można mieć do dyspozycji pomiary dokonane na prototypie.

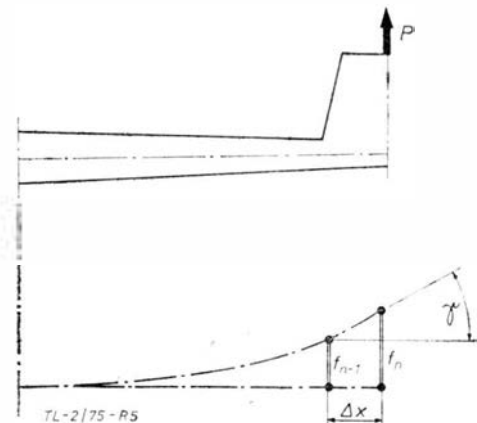
Po oparciu drążka sterowego o ogranicznik (np. przedni) i zablokowaniu go w tym położeniu, obciąża się ster wysokości siłą przyłożoną w punkcie działania wypadkowej na sterze. Dokonując pomiaru przemieszczenia kąтового steru  $\beta_{H\phi}$  przy różnych wartościach siły obciążającej  $P$  otrzymuje się wykres zależności:  $P = f(\beta_{H\phi})$ . Identyczny pomiar przeprowadza się w przypadku drążka zablokowanego po oparciu o ogranicznik tylny. Przebieg tak uzyskanych zależności (podczas pomiarów dokonywanych na motoszybowcu SZD-45 Ogar) podano na rys. 2.

Znając ramię  $r$  siły  $P$  względem osi zawiasów steru (rys. 3) określa się moment zawiasowy:  $M_{zp} = P \cdot r = f(\beta_{H\phi})$ .

Zakładając w pierwszym przybliżeniu, iż napęd jest doskonale sztywny, wielkość maksymalnego wychylenia wynosi:

$$\beta_{H_{max}} = \beta_{HK}$$

gdzie:  $\beta_{HK}$  — kąt wychylenia przewidziany w stabilizacji steru.



Rys. 5. Linia ugięcia kadłuba

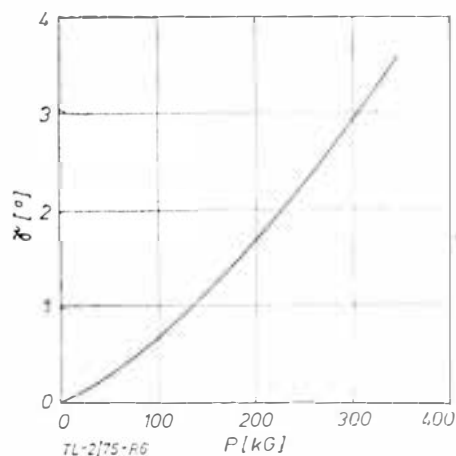
Przeprowadzenie obliczeń rozkładu wyporu wzdłuż cięciwy usterzenia wysokości [4] pozwala na określenie wielkości siły na sterze i jej położenia, co umożliwia wyznaczenie aerodynamicznego momentu zawiasowego:  $M_{za}$ . Moment taki zaistniałby w przypadku doskonale sztywnego napędu. Porównując wielkość momentów  $M_{za}$  oraz  $M_{zn}$  otrzymuje się kąt zmiany wychylenia  $\beta_{H\varphi}$  i wówczas maksymalny realizowany w locie kąt wychylenia steru wynosi:

$$\beta_{H_{max}} = \beta_{HK} - \beta_{H\varphi}$$

Dla otrzymanej w ten sposób wielkości  $\beta_{H_{max}}$  należy ponownie wyznaczyć rozkład wyporu wzdłuż cięciwy i określić nową wartość aerodynamicznego momentu zawiasowego  $M_{za}$ . Obliczenia prowadzi się metodą kolejnych przybliżeń.

Wykres zależności  $P = f(\beta_{H\varphi})$  wykazuje histerezę wynikającą z tarcia w układzie napędowym. Aby rachunek leżał po stronie bezpiecznej, należy przyjąć gałąź charakterystyki dającej niższe wartości kąta przemieszczenia steru  $\beta_{H\varphi}$ .

Analogiczną procedurę należy zastosować przy wyznaczaniu maksymalnego, realizowanego w locie kąta wychylenia steru kierunku, w oparciu o pomiar charakterystyki  $P = f(\beta_v)$  dla steru kierunku. Charakterystykę taką dla



Rys. 6. Odształcenie kadłuba w funkcji obciążenia;  $P$  — siła na usterzeniu wysokości,  $\gamma$  — kąt ugięcia kadłuba

TABLICA. Wielkości sił na usterzeniach motoszybowca SZD-45 Ogar

Usterzenie	Wychylenie steru	Siła na usterzeniu [kG]		
		napęd sztywny	napęd podatny	napęd podatny, odształcenie kadłuba
Wysokości	do góry	-424	-372	-325
	do dołu	+76	+45	+39,8
Kierunku	w bok	±238	±160	±152,4

motoszybowca SZD-45 Ogar przedstawiono na rys. 4. Ponieważ zablokowanie prawego i lewego pedału daje pewną rozbieżność, w praktyce obliczeniowej lepiej jest przyjąć charakterystykę przypisującą określonej sile  $P$  niższe wartości kąta przemieszczenia steru  $\beta_{H\varphi}$ .

### Wpływ ugięcia kadłuba

Naziemne próby sztywnościowe związane z koniecznością ustalenia danych do kryteriów flutterowych sprowadzają się do wyznaczenia linii ugięcia tylnej części kadłuba. Po przyłożeniu siły skupionej w osi obrotu steru dokonuje się pomiaru strzałki ugięcia w kilku punktach wzdłuż długości kadłuba notując odczyty:  $f_1, f_2, \dots, f_n$ , dające przebieg linii ugięcia (rys. 5). Kąt ugięcia w miejscu, gdzie znajduje się usterzenie wysokości, określony jest zależnością:

$$\operatorname{tg} \gamma = \frac{f_n - f_{n-1}}{\Delta X}$$

i jest funkcją siły obciążającej  $P$ . Przebieg zależności kąta ugięcia  $\gamma$  w zależności od siły  $P$  w przypadku motoszybowca SZD-45 Ogar podano na rys. 6. Odształcenie kadłuba powoduje w efekcie jak gdyby zmianę kąta zaklinowania usterzenia, wywołując przyrost obciążenia o wielkość:

$$\Delta P_{H\gamma} = \frac{dC_{zH}}{da_H} \gamma \cdot S_H \cdot q_M$$

przy czym znak tego przyrostu wynika z kierunku działania siły wypadkowej na usterzeniu. W przypadku działania siły na usterzeniu do dołu ugięcie kadłuba spowoduje wzrost kąta natarcia, przy sile skierowanej do góry — spadek ką-

ta natarcia. W obu więc przypadkach nastąpi zmniejszenie obciążenia.

Należy również wziąć pod uwagę fakt, iż ugięcie kadłuba pojawia się także w wyniku działania siły statycznej, zatem w dokładnych obliczeniach należy uwzględnić wpływ kąta ugięcia kadłuba na wartość kąta wychylenia steru  $\beta_{H\varphi}$ , niezbędnego do równowagi w wyjściowym stanie lotu.

### Przykład liczbowy

Dla zobrazowania wpływu podatności napędu oraz odształcenia kadłuba podano wielkości sił na usterzeniach motoszybowca SZD-45 Ogar (tabl. 1) w przypadkach założenia napędu:

- doskonale sztywnego
- podatnego
- podatnego z uwzględnieniem odształcenia kadłuba.

Wielkości te dotyczą lotu z manewrową prędkością w stanie wyjściowym  $v = 165 \text{ km/h}$ .

W przypadku motoszybowca SZD-45 Ogar tylną część kadłuba stanowi rura duralowa o przekroju kołowym, a zatem charakterystyka ugięcia w płaszczyźnie pionowej i poziomej jest taka sama. Dla układów o innym przekroju należy oczywiście dokonać pomiaru ugięcia w dwóch płaszczyznach.

W podanym przykładzie obliczeń uwzględniono wpływ ugięcia kadłuba na wielkość kąta wychylenia steru w wyjściowym stanie lotu tzn. przy współczynniku obciążenia  $n = 1$ .

### Wnioski

Uwzględnienie przy obliczaniu obciążeń usterzeń powodowanych wychyleniem sterów łagodzącego wpływu podatności napędów i odształcalności tylnej części kadłuba prowadzi do lepszego przybliżenia wielkości sił występujących w rzeczywistych stanach lotu. Wyniki pomiarów sztywnościowych na prototypie pozwalają na bardziej wiarygodną analizę obliczeniową sił na usterzeniach. Zazwyczaj obciążenia od wychylenia sterów stanowią jeden z wymiarujących przypadków dla samych usterzeń oraz dla tylnej części kadłuba szybowca. Przedstawiony sposób obliczeń stanowi jedną z rezerw pozwalających na zmniejszenie ciężaru konstrukcji.

Podobne obliczenie można zastosować także do wyznaczania maksymalnych rzeczywistych wychyleń lotek, bowiem przypadki obciążeń niesymetrycznych mogą dać wartości wymiarujące dla momentu skręcającego skrzydło, szczególnie na części rozpiętości objętej lotką.

### LITERATURA

1. Przepisy Budowy Sprzętu Lotniczego 1959. Część G — Szybowce. Rozdział 3.2—2 i Komentarz do rozdziału 3.3.
2. OSTIV Airworthiness Requirements for Gliders. Rozdział 3.4.
3. Lufttüchtigkeitsforderungen für Segelflugzeuge 1966. § 51 i 52.
4. F. JANIK: Charakterystyka profili załamanych. Zeszyty Instytutu Lotnictwa nr 4/1957.

## Działalność Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Lublinie

Statutowa, działalność Oddziału w okresie od lutego 1972 do stycznia 1975 r. ukierunkowana była zadaniami wynikającymi z uchwał VI Zjazdu Partii, XXII Walnego Zjazdu Delegatów SIMP oraz wytycznymi przyjętymi na zebraniu sprawozdawczo-wyborczym Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Lublinie w 1972 r.

Zarząd Oddziału — którego przewodniczącym był kol. S. Trębacz, zaś sekretarzem kol. R. Wiland — miał wielkie osiągnięcia w zakresie doskonalenia zawodowego. Wymienimy tu akcje niekonwencjonalne:

- w wyniku starań o zorganizowanie studiów magisterskich na Politechnice Warszawskiej 20 inżynierów-mechaników z WSK w Świdniku rozpoczęło takie studia;

- wystąpiono z wnioskiem o uruchomienie studiów doktoranckich w Akademii Rolniczej;

- podjęto skuteczną inicjatywę w sprawie utworzenia w Zespole Szkół Technicznych klasy o specjalności budowy osprzętu lotniczego;

- zorganizowano liczne kursy dla pilotów i mechaników śmigłowcowych oraz dla kierownictwa przedsiębiorstwa i Ośrodka Badawczo-Rozwojowego (kurs w zakresie metod zabezpieczenia jakości);

- uzyskano dla 10 kolegów świadectwa weryfikacyjne wykładowców SIMP i dla tyluż — tytuły rzeczoznawców;

- zainicjowano wprowadzenie i zastosowanie w WSK automatyzacji prac inżynierskich systemem ETO.

Bogaty program odczytów objął 23 pozycje o różnorodnej tematyce: od prawa lotniczego i ochrony patentów — przez zagadnienia hałasu w produkcji i korozji — do śmigłowca Lynx i pokazów lotniczych.

Na podkreślenie zasługują liczne dowody współpracy Sekcji Lotniczej z Aeroklubem Robotniczym w Świdniku oraz Klubem Seniorów Lotnictwa. Dużo pracy kosztowała członków organizacja i obsługa znanych imprez krajowych: Rajdu pilotów i dziennikarzy. Zimowych zawodów samolotowych oraz Zawodów modeli rakietowych. Ponadto Sekcja chętnie udzielała pomocy technicznej (dla Aeroklubu: zespoły antenowe na Szybocwowe Mistrzostwa Świata w Australii i wózek do transportu szybocwów; dla seniora lotnictwa — Pawła Załotowa: projekt i wykonanie piasty wirnika do wiatrakowca). Duże znaczenie propagandowe miały: wystawa osiągnięć OBR, wycieczki turystyczno-rekreacyjne oraz loty samolotem i śmigłowcem. Natomiast autorytet Sekcji powiększył się dzięki zaangażowaniu i pełnieniu funkcji przez jej członków we władzach wyższych instancji SIMP i NOT.

W okresie ubiegłej kadencji Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Lublinie powiększył się o 150%; obecnie ma trzy Koła zakładowe i zrzesza około 130 członków. Funkcję przewodniczącego nowego Zarządu Oddziału objął kol. J. Czogała.

Zyczymy, żeby ważne i cenne wnioski zgłoszone przez Komisję Uchwał walnego zgromadzenia członków Oddziału udało

się — z pożytkiem dla lotnictwa — wcielić w życie.

## Konferencja: Ergonomia w lotnictwie

Staraniem Instytutu Lotnictwa i Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP odbyła się w Instytucie Lotnictwa w Warszawie w dniach 17—19 marca 1975 r. Krajowa Konferencja Naukowo-Techniczna pt.: Ergonomia w Lotnictwie. W konferencji uczestniczyło ok. 180 osób. Na wielki dorobek konferencji złożyła się działalność naukowo-badawcza aż 16 instytucji zajmujących się w Polsce różnymi aspektami ergonomii. Dorobek ten — w postaci 30 referatów i komunikatów — utrwalony został w starannie opracowanym wydawnictwie Instytutu Lotnictwa.

Konferencja mająca na celu podsumowanie i skoordynowanie prowadzonych w kraju studiów ergonomicznych w zastosowaniu do lotnictwa zaplanowana została przez organizatorów na trzy dni obejmujące wybrane kierunki podstawowego zagadnienia.

Tematem obrad pierwszego dnia konferencji było wprowadzenie w meritum tej imprezy oraz omówienie fizjologicznych i psychologicznych aspektów pracy pilota, uzupełnionych przyczynkami antropometrycznymi. Na ten dzień zaplanowano 15 referatów, które wygłosili przedstawiciele Instytutu Lotnictwa, Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego, Wojskowego Instytutu Medycyny Lotniczej, Centralnego Instytutu Medycyny Lotniczej, Akademii Sztuk Pięknych i Instytutu Wzornictwa Przemysłowego.

Drugi dzień pracy konferencji poświęcony był na zapoznanie się z działalnością WIML oraz na zamówienie zagadnień związanych z toksykologią agrolotniczą i wpływem na pilota drgań i hałasu. Te dziedziny omówili w 13 referatach przedstawiciele: Akademii Medycznej, Wojskowego Instytutu Medycyny Lotniczej, Wojskowego Instytutu Higieny i Epidemiologii, Zarządu Lotniskowego, Katedry Akustyki Uniwersytetu Poznańskiego, Wojskowego Instytutu Techniki Pancernej i Samochodowej, Instytutu Automatyki Przemysłowej Politechniki Warszawskiej, Laboratorium Pomiarów Elektroakustycznych PKNiM oraz CIO-P-u i Instytutu Lotnictwa.

W trzecim dniu obrad omówiono zagadnienia organizacji przestrzeni kabiny i percepcji oraz aspekty bezpieczeństwa lotów w świetle statystyk wypadków. W tym dniu przewidziano wygłoszenie 12 referatów i komunikatów przez przedstawicieli Instytutu Lotnictwa, PLL LOT, Zakładu Usług Agrolotniczych WSK-Okęcie, Instytutu Automatyki Przemysłowej i CIO-P-u.

Codziennie, po wygłoszeniu referatów, odbywała się dyskusja poświęcona tematyce dnia, zaś bezpośrednio po niej formułowano wnioski.

Podajemy tu kilka impresji uczestnika konferencji:

- Wiele instytucji w Polsce posiada pracownie lub przeprowadza badania ergonomiczne, przy czym wycinkowo prowadzi się studia w zakresie lotnictwa. Badania te są rozproszone, a wnioski z nich nie są skoordynowane i nie są wykorzystywane przez ośrodki badawczo-rozwojowe zakładów lotniczych.

- Klasycznym przykładem zastosowania kryteriów ergonomicznych w lotnictwie było opracowanie i referat inż. Tomasza Smolicza, doświadczonego (z nalotem 8000 h) pilota PLL LOT. Wychodząc z założenia, że szybki i bezbłędny dopływ informacji „do maszyny do człowieka” i prawidłowe wykonanie decyzji stanowiącym powinno kryterium rozmieszczenia przyrządów i urządzeń w kabine załogi, zdefiniował pojęcie stref i ścieżki uwagi w kabine. Inż. Smolicz przedstawił ścieżki uwagi w różnych stanach lotu dla kabiny samolotu Il-62 i ocenił, jak w kabine tej powinny być rozmieszczone elementy osprzętu pokładowego. Ważnym zakończeniem opracowania inż. Smolicza jest podanie zasad ergonomicznych, którymi należy się kierować przy projektowaniu i zabudowie przyrządów pokładowych.

- Inż. S. Wielgus, pilot Instytutu Lotnictwa, zgłosił projekt unowocześnienia kabiny śmigłowca Mi-2 wg zasad ergonomii. W ramach małej modyfikacji należy przenieść miejsce pilota na prawy fotel; dużą modyfikację należy przeprowadzić na podstawie opracowanej makiety z prawdziwymi przyrządami, stosując m.in. przekonstruowaną dźwignię skoku, obrotomierze z precyzerami, momentomierz i bezwładnościowe blokowanie pasów.

- Jak wynika z wypowiedzi referentów, jest wiele czynników nieergonomiczności samolotów rolniczych, które powodują, że pilot (szczególnie w krajach tropikalnych) już po 2-3 h pracy czuje się zmęczony. Ta sprawa wymaga uruchomienia — w pilnym trybie — specjalnego studium.

- Pionierem ergonomii w polskim lotnictwie jest Instytut Lotnictwa w Warszawie, nie tylko dlatego, że (po wstępnej działalności nad studium sterowania samolotem w latach sześćdziesiątych) w 1972 r. powołano do życia Laboratorium ergonomii, lecz również dzięki temu, że w Instytucie przystąpiono do projektowania nowoczesnych przyrządów pokładowych. Wykonane i zaprezentowane na konferencji prototypy: zespolonego wskaźnika paliwomierza, wskaźnika obrotów i ciśnienia ładowania, sztucznego horyzontu odległościowego oraz kontrolera pracy silnika dla lekkich samolotów. Niestety — te nowości osprzętowe nie znalazły dotychczas wykonawcy.

- Ciekawe uwagi do dyskusji wniosła przedstawicielka ortopedii, udowadniając że użytkowane w kabinach pilotów gałki, kółka itp. nie są dostosowane do kośćca i odruchów ciała ludzkiego.

- Wskaźniki psychofizjologiczne pilota agrolotniczego są lepsze na terenie nizinnym — niż na podgórskim, na śmigłowcu — niż na samolocie, na jesieni — niż na wiosnę.

- Niecelowe, a nawet wręcz szkodliwe, jest dawanie pilotowi zbyt wielu poleceń (komend) w trudniejszych sytuacjach lotu.

- Przyspieszenia występujące w locie powodują różnicę między subiektywną oceną obserwatora a obiektywnym wskazaniem przyrządu.

Omówienie konferencji dokończymy w następnym numerze.



TECHNOLOGIA

- 1 — obróbka metali
- 2 — o. skrawaniem, o. wiórowa
- 3 — o. plastyczna
- 4 — o. chemiczna
- 5 — o. cieplna
- 6 — o. zgrubna
- 7 — o. wykańczająca
- 8 — obrabiarka
- 9 — toczenie
- 10 — tokarka
- 11 — nóż tokarski
- 12 — rewolwerówka
- 13 — automat tokarski
- 14 — frezowanie
- 15 — frez
- 16 — frezarka
- 17 — frezarka-kopiarka
- 18 — wiercenie
- 19 — wiertarka
- 20 — wiertło
- 21 — tulejka wiertarska
- 22 — rozwiercanie
- 23 — rozwiertak
- 24 — gwintowanie
- 25 — gwintownik
- 26 — narzynka
- 27 — przeciąganie
- 28 — przeciągacz
- 29 — piłowanie
- 30 — piła taśmowa
- 31 — piła tarczowa
- 32 — szlifowanie
- 33 — szlifierka
- 34 — tarcza szlifierska, t. ścierna
- 35 — docieranie
- 36 — polerowanie
- 37 — piaskowanie
- 38 — śrutowanie
- 39 — trawienie
- 40 — cięcie
- 41 — nożyce
- 42 — gięcie
- 43 — zaginarka
- 44 — wyoblanie
- 45 — wyoblarka
- 46 — tłoczenie
- 47 — prasa
- 48 — tłocznik, stempel
- 49 — matryca
- 50 — foremnik
- 51 — wykrawanie
- 52 — w. guma
- 53 — wykrojnik
- 54 — kucie
- 55 — młot
- 56 — kuźniarka
- 57 — odkuwka
- 58 — odkuwka prasowana
- 59 — obciąganie
- 60 — obciągarka
- 61 — odlewanie
- 62 — odlew
- 63 — forma
- 64 — rdzeń
- 65 — spawanie
- 66 — s. gazowe
- 67 — s. elektryczne
- 68 — palnik
- 69 — elektroda
- 70 — spawanie atomowe
- 71 — s. w osłonie gazów obojętnych
- 72 — spoina
- 73 — zgrzewanie punktowe
- 74 — z. rolkowe, z. punktowe elektrodami krążkowymi
- 75 — zgrzewarka

K.D.

WCT/203/K/75

PRODUCTION ENGINEERING

- 1 — metalworking
- 2 — machining
- 3 — plastic working
- 4 — chemical treatment
- 5 — heat treatment
- 6 — roughing
- 7 — finishing
- 8 — machine tool
- 9 — turning
- 10 — (turning) lathe
- 11 — turning tool, lathe tool
- 12 — turret lathe
- 13 — auto(matic) lathe
- 14 — milling
- 15 — milling cutter, mill
- 16 — milling machine, miller
- 17 — tracer milling machine
- 18 — drilling, boring
- 19 — drill, drill, borer, drilling machine
- 20 — drill
- 21 — jig bushing, drill guide
- 22 — reaming, boring
- 23 — reamer
- 24 — threading, tapping
- 25 — screw tap, nut tap
- 26 — threading die, screwing die
- 27 — pull-broaching
- 28 — pull-broach
- 29 — sawing
- 30 — bandsaw
- 31 — circular saw, buzz saw
- 32 — grinding
- 33 — grinder, grinding machine
- 34 — grinding wheel, abrasive disk
- 35 — lapping, grinding in
- 36 — polishing
- 37 — sand-blast cleaning, sand blasting
- 38 — shotblasting
- 39 — etching, chemical milling
- 40 — cutting, shearing, sawing
- 41 — shear, shears
- 42 — bending
- 43 — bar folder, flanging machine
- 44 — spinning
- 45 — spinner, spinning lathe
- 46 — stamping, press forming, pressing
- 47 — press
- 48 — stamping die
- 49 — die
- 50 — swage, swedge
- 51 — die shearing, punching
- 52 — rubber shearing
- 53 — blanking die, punching die
- 54 — forging
- 55 — hammer, stamp
- 56 — forging machine, upsetter, header
- 57 — forging
- 58 — pressforging
- 59 — stretch drawing, stretch forming
- 60 — stretch forming machine
- 61 — casting
- 62 — casting
- 63 — (casting) mould, mold
- 64 — core
- 65 — welding
- 66 — gas welding, autogenous w.
- 67 — electrical w.
- 68 — blowpipe, torch
- 69 — electrode
- 70 — atomic-hydrogen w.
- 71 — gas-shielded w., inert-gas w.
- 72 — (fusion) weld
- 73 — spot welding
- 74 — roll spot welding
- 75 — welder

K.D.

DIE TECHNOLOGIE

- 1 — die Metallbearbeitung
- 2 — das Zerspanen, das spannendes Formen
- 3 — das Umformen, die Umformtechnik
- 4 — die chemische Behandlung
- 5 — die Wärmebehandlung
- 6 — das Schruppen
- 7 — die Fertigbearbeitung
- 8 — die Werkzeugmaschine
- 9 — das Drehen
- 10 — die Drehbank
- 11 — der Drehstuhl, der Schneidstuhl, der Drehmeissel
- 12 — die Revolverdrehbank
- 13 — die Automattendrehbank
- 14 — das Fräsen
- 15 — der Fräser
- 16 — die Fräsmaschine
- 17 — die Kopierfräsmaschine
- 18 — das Bohren
- 19 — die Bohrmaschine
- 20 — der Bohren, das Bohrwerkzeug
- 21 — die Bohrbuchse
- 22 — das Ausreiben, das Aufreiben, das Aufbohren
- 23 — die Reibahle, das Reibwerkzeug
- 24 — das Gewindeschneiden
- 25 — der Gewindebohrer
- 26 — das Schneideisen, die Schneidmutter
- 27 — das Räumen
- 28 — das Räumahle, die Räumnadel, der Räumer
- 29 — das Sägen
- 30 — die Bandsäge
- 31 — die Kreissäge
- 32 — das Schleifen, der Schliff
- 33 — die Schleifmaschine
- 34 — die Schleifscheibe
- 35 — das Läppen
- 36 — das Polieren
- 37 — das Besanden, das Sandstrahlen
- 38 — das Kugelstrahlen
- 39 — das Ätzen, die Beize
- 40 — das Schneiden
- 41 — die Schere
- 42 — das Biegen
- 43 — die Biegemaschine
- 44 — die Verdrückung, das Drücken
- 45 — die Drückbank, die Drückmaschine
- 46 — das Pressen, die Pressung, das Stanzen
- 47 — die Presse
- 48 — die Stanze
- 49 — das Gesenk
- 50 — das Gesenk
- 51 — das Ausstanzen, die Stanzen
- 52 — das Gummischneidverfahren
- 53 — das Schnittwerkzeug
- 54 — das Schmieden
- 55 — der Hammer
- 56 — die Stauchmaschine, die Schmiedemaschine
- 57 — das Schmiedestück
- 58 — der Pressteil, das Pressstück
- 59 — das Reckformen, das Streckziehen
- 60 — die Reckziehenpresse, die Streckziehenpresse
- 61 — das Abgießen, der Abguss
- 62 — der Abguss, der Guss, das Gussstück
- 63 — die Form
- 64 — der Kern
- 65 — das Schweißen
- 66 — das Gasschweißen, das autogenes Schweißen
- 67 — das Elektroschmelzschweißen
- 68 — der Brenner
- 69 — die Schweißelektrode
- 70 — die Arcatom-Schweißen
- 71 — das Edelgas-Lichtbogenschweißen, das Inertschweißen

ТЕХНОЛОГИЯ

- 1 — обработка металлов
- 2 — обработка резанием
- 3 — пластическая обработка
- 4 — химическая о.
- 5 — термическая о.
- 6 — черновая о.
- 7 — чистовая о.
- 8 — станок
- 9 — обточка, обтачивание
- 10 — токарный станок
- 11 — токарный резец
- 12 — (токарно) — револьверный станок
- 13 — токарный автомат
- 14 — фрезерование
- 15 — фреза
- 16 — фрезерный станок
- 17 — копировально-фрезерный станок
- 18 — сверление
- 19 — сверлильный станок
- 20 — сверло
- 21 — сверлильная втулка
- 22 — развертывание
- 23 — развертка
- 24 — нарезание резьбы
- 25 — метчик
- 26 — плашка, лерка
- 27 — протяжка
- 28 — протяжка
- 29 — пиление
- 30 — ленточная пила
- 31 — циркулярная пила, дисковая п.
- 32 — шлифовка
- 33 — шлифовальный станок
- 34 — шлифовальный круг
- 35 — притирка
- 36 — полировка
- 37 — пескоструйная очистка
- 38 — дробеструйная обработка
- 39 — травление, химическое фрезерование
- 40 — резка
- 41 — ножницы
- 42 — гнутье
- 43 — гибочный станок, г. пресс
- 44 — работа на давяльном станке
- 45 — давяльный станок
- 46 — штамповка, пресование
- 47 — пресс
- 48 — штамп
- 49 — штамп
- 50 — штамп, болванка
- 51 — выштамповка
- 52 — выштамповка резиной
- 53 — вырубной штамп
- 54 — ковка
- 55 — молот
- 56 — осадочная машина, ковочная м.
- 57 — поковка
- 58 — штампованная деталь
- 59 — формование растяжением
- 60 — (станок для формования растяжением)
- 61 — литье, отливка
- 62 — литье, отливка
- 63 — форма
- 64 — литье
- 65 — сварка
- 66 — газовая с., автогенная с.
- 67 — электросварка
- 68 — горелка
- 69 — электрод
- 70 — атомно-водородная сварка
- 71 — сварка в оболочке инертного газа
- 72 — сварной шов
- 73 — точечная сварка
- 74 — непрерывная с., шовная с.
- 75 — сварочная машина

K.D.

K.D.

Samoloty drugiej połowy lat siedemdziesiątych

W artykule Z. Brodzkiego zostały przedstawione kierunki rozwoju dzisiejszej techniki lotniczej. Podstawowe założenia to zmniejszenie kosztów eksploatacji samolotów (zwłaszcza paliwa) oraz wywołanego przez nie hałasu. Obok poszukiwań nowych napędów (ciekły wodór, energia jądrowa) badaczy interesują zupełnie nowe rozwiązania statków powietrznych — np. koncepcja połączenia sterowca z samolotem odrzutowym Megalifter (USA).

W artykule został również podany przegląd najnowszych osiągnięć i zamierzeń

w dziedzinie materiałów i technologii. *Skrzydła Polska nr 1/75*

#### Spis światowych linii lotniczych

Jest to kolejny, 12 spis producentów samolotów komunikacyjnych, uwzględniający liczbę wyprodukowanego sprzętu oraz towarzystwa, które go eksploatują. Obejmuje 65 typów samolotów produkowanych od roku 1935 do 1974, łącznie z samolotami mającymi wejść do eksploatacji w roku bieżącym. Spis ułożony został wg poszczególnych kontynentów, co umożliwia zorientowanie się, gdzie i przez kogo użytkowany jest sprzęt.

*Flight International 5.XII 1974*

1974 — ponurym rokiem w historii światowego lotnictwa cywilnego

Rok 1973 towarzystwa lotnicze ogłosiły rekordem bezpieczeństwa, a specjaliści obliczyli szansę bezpiecznego powrotu z podróży lotniczej na 99,99992%. Przewidywania statystyków nie sprawdziły się jednak. Do połowy grudnia 1974 r. w 20 katastrofach lotniczych śmierć poniosło 1535 osób (w 1973 r. — 939). Rok 1974 upamiętnił się ponadto największą katastrofą w historii lotnictwa komunikacyjnego — katastrofą samolotu DC-10 pod Paryżem, w której zginęło 346 osób.

*Życie Warszawy 10.I 1975*

## W NASTĘPNYM NUMERZE

Artykuł wstępny pt. *O pełne wykorzystanie nazwy PZL* uzasadni postulat oznaczania wszystkich wyrobów przemysłu lotniczego symbolem Zakładów.

Następny artykuł omówi konstrukcję, możliwości i podstawowe dane techniczne wahadłowca kosmicznego — pojazdu przeznaczanego do wielokrotnego wykorzystania w kosmosie.

T. Wusatowski na podstawie czasopisma *Soaring* nr 11'74 przedstawi wstępne badania tunelowe rewelacyjnego skrzydła skonstruowanego przez Witolda Kasprzyka. Badania zostały przeprowadzone przez Daniela Waltona (studenta ostatniego roku Uniwersytetu Kalifornijskiego) i częściowo potwierdziły teorię W. Kasprzyka.

Kolejny artykuł dotyczyć będzie zmian parametrów nominalnych turbiniowego silnika odrzutowego powodowanych różnym stopniem dokładności wykonania jego kanałów wlotowych. Zostanie również podany sposób regulacji pola przekroju minimalnego dyszy wylotowej silnika.

W dziale PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK ostatni artykuł z cyklu *Porty lotnicze w nowoczesnym świecie* nakreśli optymistyczny obraz portu lotniczego za lat 20. W części pierwszej zostaną przedstawione obecne rozwiązania: dworzec-wyspa, dworzec bez samolotów, liniowy i miejski.

Dzieje budowy, opis konstrukcji i podstawowe dane techniczne samolotu bombowego PZL-37 Łoś przedstawi artykuł A. Glassa. Autotr omówi

również wykorzystanie tego w pełni nowoczesnego samolotu w polskim lotnictwie wojskowym, szczególnie w kampanii wrześniowej.

STATYSTYKA LOTNICZA poda liczbę samolotów cywilnych i transportowych w niektórych krajach ICAO wg stanu z 31.XII 1973 r.

POMOCE KONSTRUKCYJNE dotyczyć będą obliczania krzywoliniowych płyt i powłok obciążonych zewnętrznym lub wewnętrznym ciśnieniem.

KARTOTEKA TLiA przedstawi naddźwiękowy samolot pasażerski Tu-144 oraz super-lekki samolot amatorski Colomban MC 10 Cri-Cri.

Cztery wersje językowe TECHNICZNEGO SŁOWNIKA LOTNICZEGO dotyczyć będą astronautyki i techniki raketowej.

#### ERRATA

● W nr 4/75 — w Technicznym słowniku lotniczym nr 30 pt. *Spadochron* podaliśmy niewłaściwy termin rosyjski w poz. 10 — linka desantowa. Zamiast „обрывная стропа” powinno być „вытяжная стропа” lub „вытяжная верёвка”

● W nr 4/75 — w spisie treści winno być: Na okładce: samolot PZL-26 — rys. K. Cieślak, a nie: samolot Jak-1M.

● W nr 3/75 — liczba samolotów PLL LOT podana na s. 2 oraz na s. II okładki jest nieaktualna i dotyczy 1974 r. Prawidłowe dane zamieszczone są w artykule na s. 1.

● W nr 3/75 na s. 18 uwaga winna brzmieć „Wyniki dotyczą wydłużenia  $\Delta l = \pm \infty$ ”, a nie „ $\pm \Delta l = \infty$ ”.

● W nr 2/75 na s. IV okładki — w ostatnim wierszu zamiast „flider” winno być „glider”.

● W nr 1/75 na s. 2 zamiast Wilgga winno być Wilga. Ponadto wszędzie na tej stronie zamiast 1973 r. winno być 1974 r.

● W nr 12/74 na s. 37 w notatce nad artykułem winno być „balony wolne”, a nie „wodne”.

● W nr 12/74 na s. 37-40 w artykule pt. Wytwórnia Balonów i Spadochronów w Legionowie redakcja niepotrzebnie dodała nazwę Caquot przy oznaczeniach balonów BD, N i NN — za co przepraszamy Autora.

● W nr 12/74 na s. 35 tytuł trzeciej szpalty winien brzmieć шасси, a nie шасси.

● W nr 12/74 na s. III okładki omyłkowo jest powtórzone „vario 5 m/s”.

● W nr 10/74 na s. 39 podpis pod górnym zdjęciem winien brzmieć „PWS-10 w 4 pułku lotniczym” a nie „w 5 pułku”.

● W nr 10/74 na s. III okładki wykres winien być obrócony o 180°.

● W nr 9/74 na s. 39 w opisie malowania samolotu RWD-9 winno być „Samoloty ekipy czechosłowackiej były całkowicie ciemnozielone”, a nie „ciemnoniebieskie”.

● W nr 9/74 na s. 4 w podpisie pod zdjęciem winno być „fala zgęszczeniowa”, a nie „zgęszczona”.

● W nr 8/74 na s. III okładki — wydłużenie (aspect ratio) Jantara Standard winno wynosić 21, a nie 27.

● W nr 7/74 na s. 19 tytuł czyli nazwa samolotu ma być „Antonow An-24”, a nie „Anton-24”.

● W nr 7/74 na s. 18 w zakończeniu artykułu zniekształcono nazwisko M. Forejta.

● W nr 5/74 na s. 34 tytuł tabeli winien brzmieć „Samoloty typu Farman produkcji Awiaty”, a nie „Samoloty typu Bleriot...”.

## Szybowiec wyczynowy B-38

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Przedstawiono dzieje rozwoju, opis konstrukcji i dane techniczne zbudowanego w 1939 r. szybowca wysokowyczynowego B-38 konstrukcji inż. M. Blaichera. Był to pierwszy w Polsce i jeden z pierwszych w świecie szybowców z klapami Fowlera.

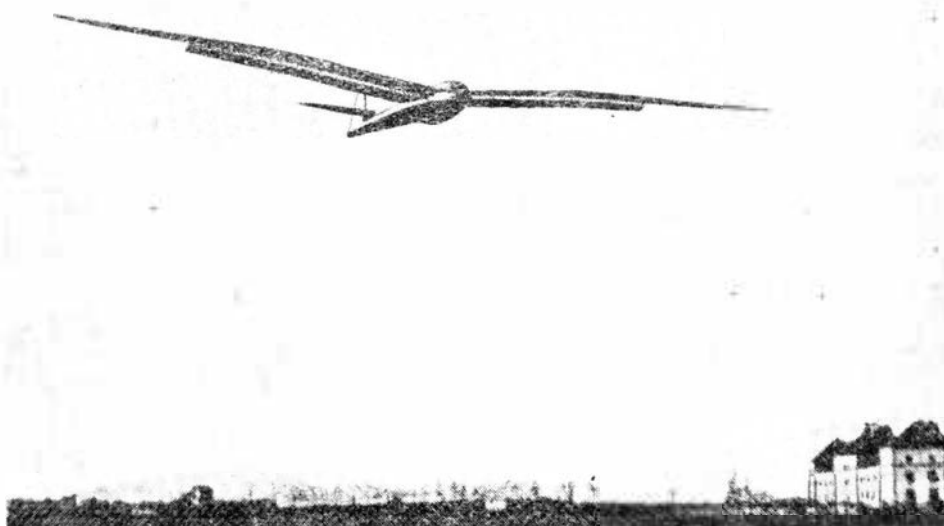
W latach 1937÷39 powstały w Polsce szybowce wyczynowe Orlik, PWS-101, SG-7, PWS-102, B-38 i PWS-103 oraz dwumiejscowa Mewa. Były to szybowce o interesującej nowoczesnej konstrukcji i wysokich osiąгах. Na wcześniejszych z nich uzyskano wyniki rekordowe oraz zajęto dobre miejsca w zawodach. Późniejsze z tych szybowców były prototypami, które przed wybuchem wojny nie zdążyły wejść do produkcji.

Wysokowyczynowy szybowiec B-38 zaprojektował pod koniec 1937 r. kpt. inż. Michał Blaicher. Podstawowym założeniem projektu było uzyskanie dużej rozpiętości prędkości w zakresie małego opadania — dla najlepszego wykorzystania prądów wznoszących, w tym także bardzo słabych. W tym celu na szybowcu zastosowano kłapy Fowlera. Był to pierwszy szybowiec w Polsce z takimi klapami i jeden z pierwszych w świecie. Dokumentacja konstrukcyjna szybowca została opracowana w 1938 r. pod kierunkiem M. Blaichera w Lwowskich Warsztatach Lotniczych, obliczenia wykonał Roman Sznee. Prototyp B-38 został zbudowany na przełomie lat 1938÷1939 i wczesną wiosną 1939 r. został oblatany przez M. Blaichera na lwowskim lotnisku w Skniłowie na holu za samolotem. Następne loty doświadczalne

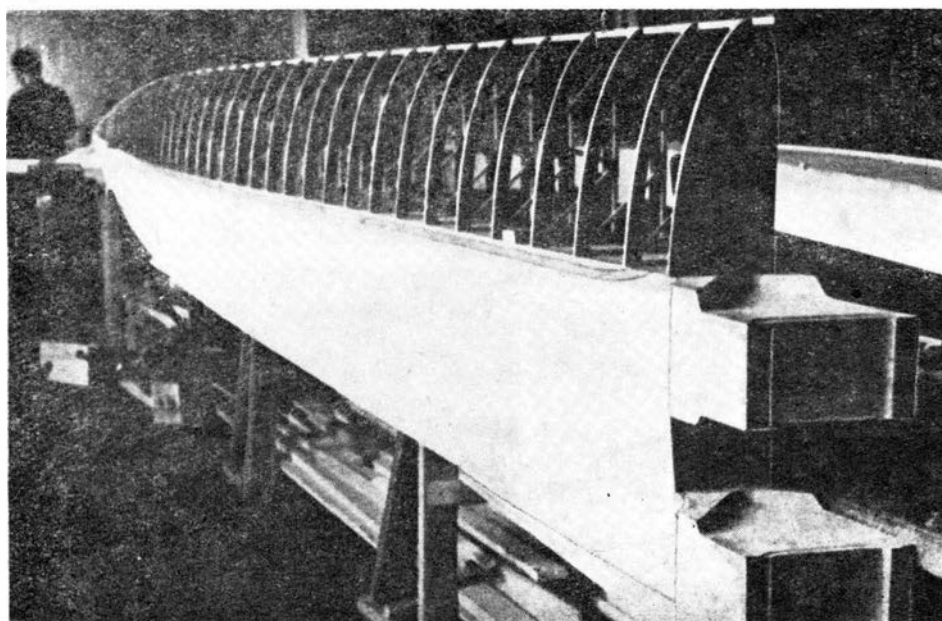
wykonywał Zbigniew Żabski. Próby w locie dały potwierdzenie obliczeń. Szybowiec wykazał się bardzo korzystnymi osiągami w zakresie małych prędkości (uzyskana prędkość minimalna na klapach 35 km/h, czyli mniejsza od obliczeniowej wynoszącej 40 km/h) oraz dużą doskonałością. Zwraçało uwagę również bardzo dobre rozwiązanie wnętrza kabiny i jej wyposażenia. Interesująca była także konstrukcja skrzydła o dwóch blisko siebie po-

łożonych dźwigarach tworzących belkę dźwigarowo-kesonową.

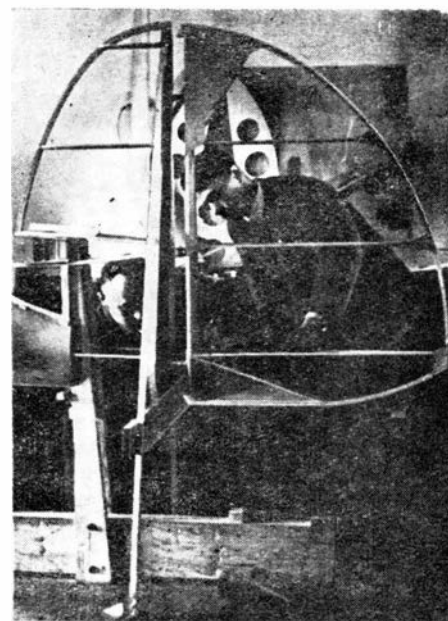
Podczas prób w locie stwierdzono zbyt małą sztywność kłap, która w połączeniu z przyjętym napędem linkami powodowała zacinaanie się kłap. Kłapy z kesonikiem noskowym miały pokrycie płócienne i były dość wiotkie. Skrzydła, które miały cienki profil, silnie odkształcały się w locie — co przyczyniło się do nadania szybowcowi przydomku Kłapouch. Kłapy po-



Rys. 1. B-38 podczas pierwszych lotów wiosną 1939 r.



Rys. 2. Budowa skrzydła; widoczne dźwigary i keson międzydźwigarowy



Rys. 3. Usterzenie pionowe

## DANE TECHNICZNE

Rozpiętość  
Długość  
Wysokość  
Powierzchnia nośna  
Wydłużenie  
Ciężar własny  
Ciężar użyteczny  
Ciężar całkowity  
Obciążenie powierzchni

16,8 m  
6,8 m  
1,25 m  
14,1 m<sup>2</sup>  
20  
196 kG  
79 kG  
275 kG  
19,5 kG/m<sup>2</sup>

Doskonalskość

— przy prędkości optymalnej

Opadanie minimalne

— przy prędkości ekonomicznej

Prędkość minimalna na klapach

Dopuszczalna prędkość nurkowania

Współczynnik obciążenia dopuszczalnego

Współczynnik obciążenia niszczącego

29

80 km/h

0,7 m/s

70 (45)\* km/h

35 km/h

200 km/h

6,5

11

\* — na klapach.

ruszały się na wózkach z łożysk kulowych po metalowych prowadnicach. Dla uproszczenia projektowania przyjęto, że promień krzywizny sąsiednich prowadnic jest jednakowy, mimo że płat miał kształt mewy. Napęd odbywał się przy pomocy kilkunastu linek zaczepionych kolejno wzdłuż klapy; po przejściu przez krążki zbiegały się one na kole gitary w kadłubie, na które były na-

wijane. Ze względu na różną długość — poszczególne linki inaczej się rozciągały. Nałożenie się odkształceń płata, klapy i linek powodowało, iż kłapa na krańcowej prowadnicy zacięła się, a równocześnie ciągnące ją linki sprzyjały zaklinowywaniu się klapy przez nieznaczny obrót w płaszczyźnie poziomej. W czerwcu i lipcu 1939 r. szybowiec poprawiono w Podlaskiej Wytwórni Samolotów. Kłapę przekon-

struował Józef Niespał dając jej pokrycie ze sklejki, a noszek z balsy krytej sklejką. Przeprowadzona próba statyczna napędów kłap pod obciążeniem wynoszącym 70% dopuszczalnego wykazała wystarczającą sztywność klapy i prawidłowe jej działanie, spełniając wymagania postawione przez Instytut Techniczny Lotnictwa. W sierpniu 1939 r. szybowiec był przygotowany do przekazania do prób w ITL. W pierwszych dniach września 1939 r. został zbombardowany w hangarze PWS w Białej Podlaskiej przez niemieckie lotnictwo.

B-38 niewątpliwie należał do czołówki polskich szybowców wyczynowych. Prototyp dałby początek nowej linii rozwojowej szybowców wyczynowych — gdyby nie wybuch wojny.

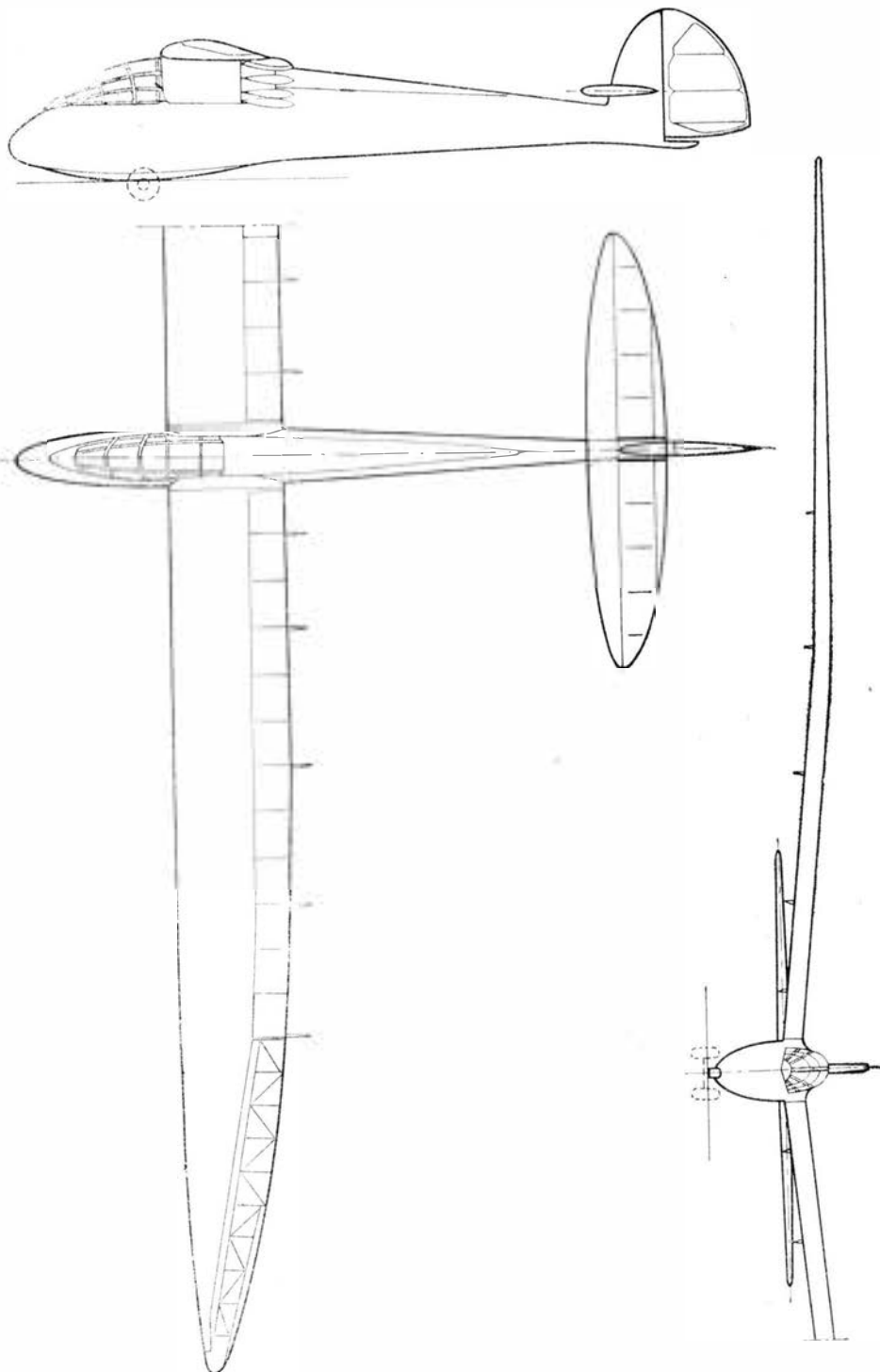
### Konstrukcja

Jednomiejscowy wolnonośny szybowiec wysokowyczynowy konstrukcji drewnianej.

Kadłub o przekroju jajowatym zwężonym ku dołowi, z wąską osłoną kabiny przechodzącą w długi owiewek biegnący wzdłuż kadłuba. Kadłub półskorupowy kryty sklejką. Osłona kabiny zdejmowana, o szkieletie spawanym z rurek stalowych. Tablica wyposażona w komplet przyrządów do lotów bez widoczności ziemi. Fotel regulowany w locie. Płozą główną jesionową, amortyzowana dętką. Do startu za samolotem stosowany był odrzucający wózek na pompowanych kółkach. Płozą tylną drewnianą, amortyzowaną piłkami tenisowymi. Z przodu kadłuba hak do startu z lin gumowych i zaczep do holu za samolotem.

Płat dwudzielny. Prostokątno-eliptyczny, o kształcie mewy (spłaszczone M) w widoku z przodu. Profil cienki płaskowypukły NACA. Płat dwudźwigarowy o dźwigarach skrzynkowych położonych blisko siebie. Na warsztacie najpierw kładziono pokrycie sklejkowe (pod kątem 45°) na keson międzyczwigarowy i dopiero potem dostawiano żebra noskowe z listwą krawędzi natarcia, kryto keson przedni i dostawiano tylne części żeber. Keson dwuobwodowy. Okucia czteroworziowe. Zadźwigarowa część płata mieszcząca klapy Fowlera była kryta z wierzchu płótnem. Prowadnice kłap z oprofilowaniem z blachy aluminiowej. Klapy dzielone, drewniane, kryte początkowo płótnem, później sklejką, wysuwane na wózkach. Klapy wychylane do 40°. Lotki wyważone masowo, odciążone aerodynamicznie i wyposażone w kłapkę odciążającą. Napęd lotek, kłap i sterów — linkami. Usterzenie wolnonośne. Statecznik poziomy mocowany od przodu dolnej części statecznika pionowego. Stateczniki kryte sklejką, stery — płótnem. Na sterze wysokości kłapka wyważająca.

Malowanie: szybowiec malowany był na kolor kremowy.



Rys. 4. B-38

## **Aktuelle Bau- und Betriebsprobleme von Transportmaschinen**

Gestellte Vorschläge wie präzise Hauptrichtungen, die beim Zusammentreffen von Vertretern der wissenschaftlich-technischen Sektion der polnischen Ingenieur-Mechaniker-Vereinigung vorgebracht worden sind und die die Hauptrichtung der weiteren Entwicklung im Bau wie Betrieb von Transportmaschinen zum Ziele haben.

WAŚKOWSKI W.

### **Konzeptionelle Entwicklung des Jagdflugzeuges (II Teil)**

Im zweiten Teil des Artikels wird der Unterschied zwischen der Wahl des leichten Jagdflugzeuges mit den Flugzeugen YV-16, Dassault F-1F und SAAB Viggen verglichen und gegenübergestellt.

CZOWNICKI J.

### **Die Aufgaben des kleinen Lufttransportes in Polen**

Der Autor analysiert die Arten im Dienste des kleinen Lufttransportes, die an das Flugzeug gestellten Anforderungen, Typen der Flugzeuge welche für diese Ziele, wie der organisatorischen Form des kleinen Lufttransportes anzuwenden wären.

WIELGUS S.

### **Verbesserungsvorschläge im Kabinensystem des Hubschraubers**

Besprechung des aktuellen Kabinensystems wie seiner kleinen Modernisation, als ebenso der vorteilhaftesten Auflösung einer neuzeitlichen Kabine des künftigen Hubschraubers.

ŻMIHORSKI J.

### **Manche Kriterien der Filterauswahl für die Luftfahrt- und Spezialhydraulik**

Arten und Folgen der Schmutzstoffe, die in den Hydraulikanlagen vorkommen. Benutzte Filtrationsysteme und Grundkriterien der Filterauswahl.

SMOLEŃSKI J.

### **Die Faktoren der Flughafen-Entwicklung**

Der sechste Artikel, der sich mit der Problematik der Flughäfen in der Neuzeit befasst (bearbeitet auf der Grundlage des Buches von J. V. Block — „Die Flughäfen in ihrem Mittelpunkt“) gibt die Entwicklung der Flughäfen und Faktoren wieder.

STAFIEJ W.

### **Die Beanspruchungen der Segelflugsleitwerks bei dem Ruderausschlag, mit Berücksichtigung der Ruderantrieb-Deformierbarkeit**

Die einwirkung der Antriebsdeformierbarkeit und der Formänderung des Rumpfhinterteils auf die Leitwerksbeanspruchungen, die von dem Ruderausschlag verursacht worden sind. Die Nutzung von den Ergebnissen der Steifigkeitsmessungen des Prototypes.

GLASS A.

### **Leistungs-Segelflugzeug B-38**

Hier wird die Entwicklungsgeschichte, die Beschreibung der Konstruktion, wie die technischen Werten des im Jahre 1939 von Ing. M. Blaicher konstruierten hochleistungsfähigen Segelflugzeuges B-38 wiedergegeben. Das war das erste Segelflugzeug in Polen und eines der ersten Segelflugzeuge in der Welt mit den Fowlerklappen.

## **Актуальные проблемы строительства и эксплуатации транспортных машин**

Заключения совещания представителей Научно-Технических Секций Общества Польских Инженеров-Механиков, определяющие главные направления работ для дальнейшего развития в области строительства и эксплуатации транспортных машин.

WAŚKOWSKI W.

### **Развитие концепции самолета истребителя (часть II)**

Во второй части статьи представлены критерии выбора легкого самолета-истребителя, а также технические характеристики самолетов YF-16, Dassault F-1E SAAB Viggen.

CZOWNICKI J.

### **Задачи малого воздушного транспорта в Польше**

Автор рассматривает характер услуг малого воздушного транспорта, требования по отношению к самолетам, классы самолетов, применяемых для этой цели, а также организацию малого воздушного транспорта.

WIELGUS S.

### **Предложения относительно модернизации компоновки вертолета**

Рассмотрена современная компоновка кабины вертолета и предложения по ее ограниченной модернизации, а также оптимальное решение кабины вертолетов будущего.

ŻMIŃORSKI J.

### **Некоторые критерии подбора фильтров для авиационной и специальной гидравлики**

Характер загрязнений встречающихся в гидравлических системах и последствия их появления. Применяемые схемы фильтрации жидкости и основные критерии их выбора.

SMOLEŃSKI J.

### **Факторы развития аэропорта**

Шестая статья из цикла проблем аэропортов в современном мире (разработана на основе книги: J. V. Block „Аэропорты в современном мире”) представляет факторы развития аэропорта.

STAFIEJ W.

### **Нагрузки на оперении планера при отклонении рулей с учетом упругости приводов**

Влияние упругости приводов и упругости задней части фюзеляжа на величину нагрузок на оперении, вызванных отклонением рулей. Применение результатов измерений упругости проведенных на прототипе.

GLASS A.

### **Рекордный планер В-38**

Указывается история развития, дается описание конструкции и сводка технических данных рекордного планера В-38 конструкции инж. М. Вляйхера. Это был первый в Польше и один из первых в мире планеров с закрылками Фаулера.

**J. ZIELIŃSKI: Budowa płatowców.** Seria: Szkolenie samolotowe. Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa 1974, s. 152, cena 18 zł.

Książka wydana została w serii wydawnictw Aeroklubu PRL. Jest to podręcznik dla kandydatów na pilotów samolotowych oraz dla ubiegających się o licencję turystyczną lub II klasy i dla instruktorów.

Książka podzielona jest na pięć rozdziałów. W pierwszym — zamieszczono wiadomości wstępne, w których m.in. przedstawiono klasyfikację samolotów. W rozdziale drugim opisane są cechy charakterystyczne samolotów szkolnych, turystycznych, dyspozycyjnych, wielozadaniowych, rolniczych i akrobacyjnych. Dane techniczne bardziej znanych przedstawicieli tych grup zamieszczono w tabelach, zaś na rysunkach pokazano samoloty: Morava, Gawron, Wilga, Porter, An-2, Pawnee, CAP-20, AeroStar, Zlin 526 i Jak-18 PM/PS.

Rozdział trzeci zawiera charakterystykę materiałów lotniczych: metali, drewna, klejów, laminatów, tkanin i lakierów. Osobny podrozdział poświęcony został korozji metali.

Przeszło połowę objętości książki zajmuje rozdział o budowie podzespołów i zespołów płatowca. Opisano w nim konstrukcję kadłubów, skrzydeł, usterzeń, okuć skrzydłowych, mechanizacji płata, napędów sterowania, podwozi oraz zespołu napędowego i jego zabudowy. Zaletą książki jest to, że wiele rysunków przedstawia rozwiązania konstrukcyjne samolotów używanych u nas, jak np. Wilga, Gawron, Zlin czy Jak-18.

Ostatni rozdział poświęcony jest instalacjom i wyposażeniu samolotów. Opisane w nim zostały instalacje: paliwowa, olejowa, ogrzewania kabiny, pneumatyczna, przeciwpożarowa, przeciwbłodzeniowa i świetła pozycyjnych.

A. G.

**T. KRÓLIKIEWICZ: Samolot szturmowy Il-10.** Seria: Typy broni i uzbrojenia nr 32. Wyd. MON, Warszawa 1974, str. 16 + IV, cena 7 zł.

Jest to już drugi zeszyt tego autora — pierwszy poświęcony był samolotowi Il-2. W omawianym zeszycie przedstawiono dzieje rozwoju i użycia oraz opis techniczny szturmowca Il-10. Opisany został konkurs rozegrany między samolotami Il-8, Il-10 i Su-6, odmiany seryjne Il-10, Il-10U i Il-10M zbudowane w serii 2000 sztuk, czechosłowackie odmiany licencyjne B-33 i CB-33 wyprodukowane w serii 1200 sztuk oraz wersja rozwojowa Il-16, która już nie weszła do masowej produkcji. Il-10 był ostatnim tłokowym samolotem szturmowym produkowanym seryjnie. W Polsce używane były zarówno Il-10 jak i B-33 oraz ich wersje szkolne.

Książka daje prawidłowy obraz rozwoju samolotu i jego opis. W dziejach rozwoju samolotu można byłoby dodać, że B-33 miał w praktyce nieco niższą moc silnika niż wersja radziecka i stąd jego prędkość maksymalna również była trochę mniejsza. Prócz opisanych wersji uzbrojenia w Czechosłowacji zostały wypróbowane rurowe wyrzutnie pocisków rakietowych umieszczone pod skrzydłami. Z krajów, które używały Il-10, należało również wymienić Indonezję.

Strona ilustracyjna książki jest udana. Barwne zdjęcie na okładce jest efektowne. Schematy instalacji wewnętrznych — pożyteczne. Barwny przekrój samolotu na stronach środkowych — niestety za mało techniczny, uproszczony prawie jak na rysunkach dla dzieci. Szkoda, że trzeciej stronie okładki nie wykorzystano na barwne sylwetki malowania samolotu np. w innych odmianach malowania polskiego oraz w barwach Bułgarii, Węgier i Indonezji. Wśród zdjęć trochę zaskakuje brak jakiegokolwiek zdjęcia samolotu w locie, a są one osiągalne. Zusterki językowych należy wymienić: *usterzenie wysokości* s. 3 (prawidłowo: *usterzenie poziome*), *skrzydła doczepne* s. 6 i dalsze (winno być *zewnętrzne* lub *odejmowane części skrzydeł* lub *płata*). Na stronie 16 rysunki a i b kabin samolotu zostały przedstawione.

Są to jednak drobne usterki. Ogólnie biorąc książka jest udana.

A. G.

**A. N. BARANOW, Ł. G. BIEŁOZIEROW, Ju. S. ILJIN, W. F. KUTINOW: Statyczne ispytania naпрочnost swierchzwoukowych samolotow.** Wyd. Maszynostrojenje, Moskwa 1974, s. 344, tab. 36, ilustr. 245, poz. lit. 76. Cena rb 1,27 (12,70 zł)

Próby statyczne polegają na możliwie dokładnym odtworzeniu na stoisku warunków pracy konstrukcji w czasie lotu. Dla samolotów o małych i średnich prędkościach oznacza to tylko odtworzenie rozkładu obciążeń zewnętrznych — natomiast dla samolotów szybkich konieczne jest ponadto odtworzenie rozkładu temperatur konstrukcji. Książka omawia rozwój historyczny prób statycznych, pokazuje doskonalenie metod obciążeń i pomiarów konstrukcji.

Szczegółowo opisuje zjawiska zachodzące w konstrukcji pod wpływem szybkiego poruszania się w atmosferze, które muszą być modelowane podczas prób statycznych. Cały rozdział poświęcony jest warunkom pracy konstrukcji samolotu szybkiego. Rozdział ten zawiera elementy termodynamiki, niezbędne dla określenia nagrzewania się konstrukcji w locie, oraz niektóre wykresy i dane liczbowe umożliwiające orientację ilościową. Podano też przykładowe rozkłady temperatury, np. ścianek zbiornika paliwa, dźwigara skrzydła itp.

Następne rozdziały omawiają sposoby podgrzewania konstrukcji podczas próby oraz techniczną realizację takiej próby. Zawierają charakterystyki różnych urządzeń grzejnych — promienników urządzeń typu konwekcyjnego, lamp kwarcowych, prętów grafitowych itp. Podane wielkości pozwalają nawet na wykonanie niektórych obliczeń grzejników.

Ciekawe dane zawarte są w rozdziale poświęconym metodyce odtworzenia obciążeń, gdzie głównym problemem jest synchronizacja nagrzewania z obciążeniem (przy niestacjonarnych rozkładach temperatur), a także przyłożenia obciążenia do konstrukcji, która nie może zakłócać rozkładu naprężeń ani temperatur.

Wyposażenie pomiarowe przy próbach tego rodzaju jest też dużo bardziej skomplikowane — próby nie tylko z nazwy są

„statyczne”, w rzeczywistości — przy niestacjonarnym nagrzewaniu się konstrukcji nawet do 10<sup>9</sup>/s i więcej — błąd przyłożenia obciążenia lub odczytu rzędu 1 s prowadzi do odczuwalnych zmian wyników próby. Oczywiście „przystanki” dla odczytywania np. odkształceń są także niedopuszczalne. Książka omawia wyposażenie do pomiarów temperatury, intensywności promieniowania cieplnego siły, przemieszczenia i odkształcenia.

Rozdział poświęcony metodom rejestracji pomiarów zawiera opisy urządzeń typu rejestratorów taśmowych i oscylografów różnego typu oraz urządzeń do kompleksowej rejestracji wielu różnych parametrów, zbudowane w oparciu o komputery.

Ostatni rozdział książki zawiera uwagi na temat wyboru przypadków do próby statycznej wykonywanej z uwzględnieniem wpływu temperatury.

Książka jest przeznaczona dla personelu inżyniersko-technicznego specjalizującego się w zagadnieniach wytrzymałości konstrukcji lotniczych, a szczególnie prób tych konstrukcji. Może być pożyteczna dla pracowników przemysłu i pracowników naukowych wyższych uczelni.

A. K.

**P. A. SOŁOMONOW: Nadiożnost płatnora samolota.** Moskwa 1974, Maszynostrojenje, s. 320, tab. 3, ilustr. 131, poz. lit. 31. Cena rb. 1.30 (zł 13)

Zagadnienie niezawodności płatowca, zwłaszcza rozumiane nie tylko jako wytrzymałość zmęczeniowa, nie ma bogatej literatury. Książka P. A. Sołomonowa omawia całokształt zagadnienia: od warunków pracy elementów samolotu, poprzez charakterystyki ilościowe niezawodności tych elementów i układów samolotu, do określenia trwałości technicznej płatowca i sposobów badania awarii i odtwarzania ich przebiegu.

Książka zawiera dużo użytecznych informacji szczegółowych, np. przykładów zapisów obciążeń części samolotu, rozmieszczenia urządzeń pomiarowych na samolotach, danych na temat obciążeń różnych elementów konstrukcji itp. Omawia też metody obliczenia ilościowych charakterystyk niezawodności zespołów płatowca, podaje praktyczne sposoby rachunku z użyciem metod statystycznych. Szczególnie ciekawy jest rozdział poświęcony metodom badania przyczyn awarii. Zawiera on dużo praktycznych wskazówek na ten temat, ilustrowany jest licznymi zdjęciami uszkodzonych części samolotów, zaopatrzonymi objaśnieniami na temat możliwości odtworzenia przebiegu zdarzenia na podstawie wyglądu części i odpowiednich analiz metalograficznych i innych. Ostatni rozdział książki, poświęcony bezpieczeństwu lotów, omawia to zagadnienie z punktu widzenia technicznej niezawodności zespołów samolotu.

Książka jest wyjątkowo użyteczna dla szerokiego kręgu specjalistów lotniczych; zarówno zatrudnionych w przemyśle lotniczym jak przy eksploatacji samolotów cywilnych i wojskowych, a także dla studentów uczelni technicznych cywilnych i wojskowych.

A. K.

# SZD-9 bis 1E BOCIAN

TWO-SEAT SAILPLANE



OVER 460 BOCIANS FLYING ALL OVER THE WORLD

## TECHNICAL DATA

Two-seat training sailplane

Wooden structure

350 mm wheel

Adjustable pedals and backrest

29 world records

Every third diamond badge won on

SZD gliders

3000 SZD gliders built

SZD gliders flying in 40 countries

Span	17,81 m
Length	8,20 m
Height	1,20 m
Wing area	20,0 m <sup>2</sup>
Aspect ratio	16,2
Empty weight	360 kg
Useful load	180 kg
Max T-O weight	540 kg

Wing loading	27 kg/m <sup>2</sup>
Max. L/D	26
– at speed	80 km/h
Min. sink	0,82 m/s
– at speed	71 km/h
Min. speed	60 km/h
Never exceed speed	200 km/h
Proof load factor	+ 6/– 3

Manufacturer:  
Zakłady Szybowcowe PZL Bielsko  
ul. Cieszyńska 325  
43-302 Bielsko-Biala, POLAND  
Phone: 250-21; Cable: Szead;  
Telex: 035259 SZD PL



Exporter:  
PEZETEL Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry  
ul. Przemysłowa 26,  
00-650 Warszawa, POLAND  
PO Box 373; Cable: Pezetel;  
Phone: 29-60-71; Telex: 613430