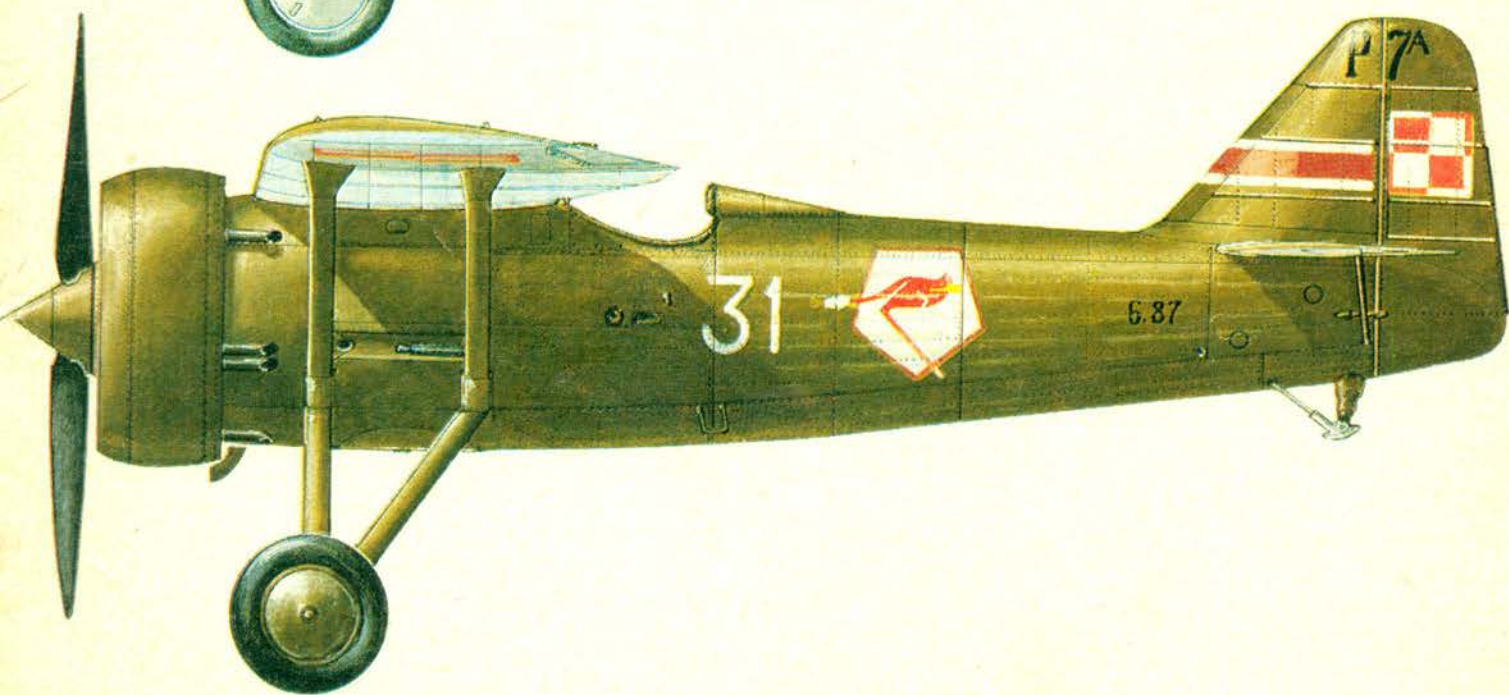
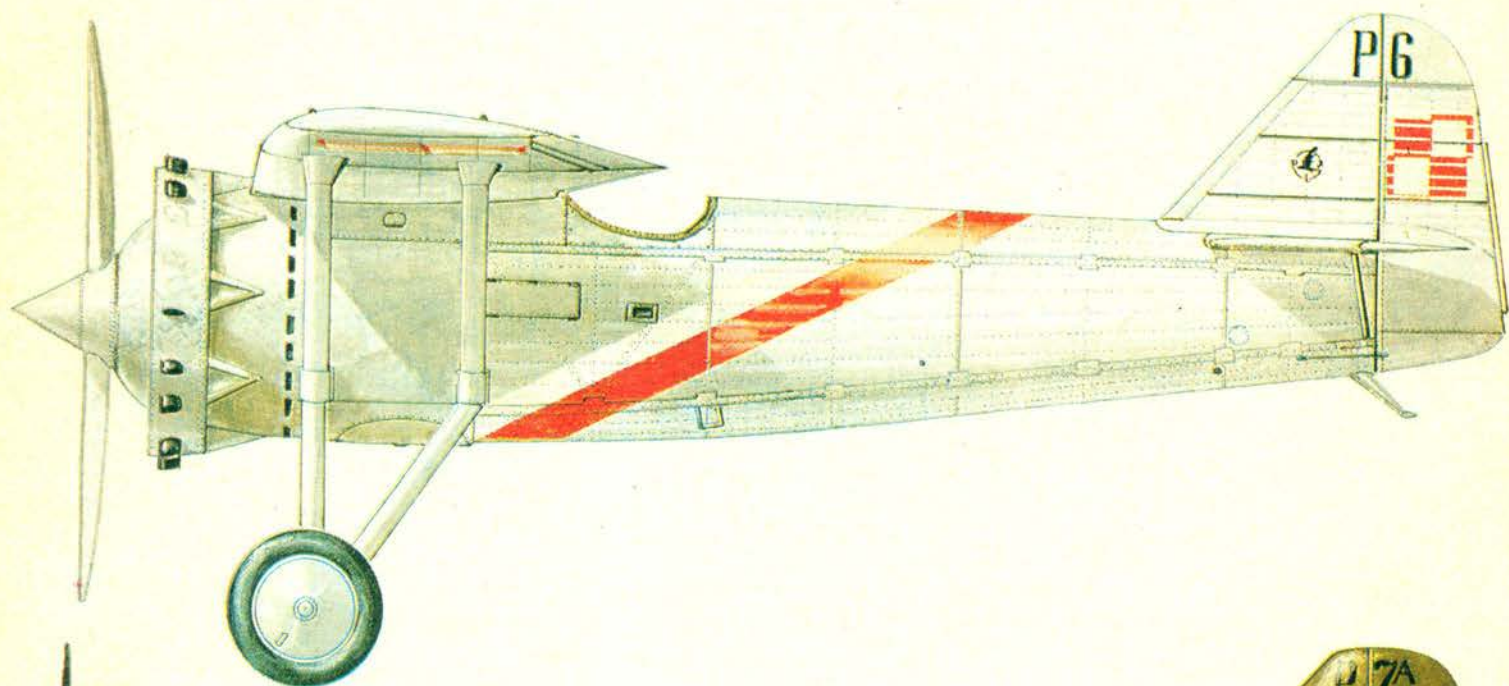


TECHNIKA

7-8'76

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● 26 февраля т.г. был завершён **польско-канадский договор о пассажирском воздушном сообщении**. Договор — который подлежит утверждению правительствами обеих стран — открывает возможности открытия регулярной пассажирской воздушной линии. Польские Авиалинии ЛЕТ воспользовались этой возможностью и во второй половине мая т.г. открыли регулярные — один раз в неделю — полеты рейсом Варшава-Монреаль-Варшава. Перелет самолетом Ил-62 с одной посадкой длится около 9 часов, обратно — беспосадочный полет, 8 часов.

● В феврале м-це был подписан новый **договор о воздушной коммуникации между Польшей и Венгерской Народной Республикой**. Договор-заменяющий прежний, подписанный в 1947 г. — способствует дальнейшему развитию воздушной коммуникации. Польские Авиалинии ЛЕТ поддерживают рейсовое сообщение с Будапештом, а также — через Будапешт — с другими аэропортами, Софией и Бухарестом. Венгерские Авиалинии МАЛЕВ летают не только в Варшаву, но и через Варшаву м.пр. в Ленинград.

● Завод **Вытвурня Спшенту Комуникацийнегю Варшаз-Окенце** приняла следующие плановые задания на 1976 г.:

- увеличение продажи продукции и услуг на 15%
- увеличение экспорта на 12,3%
- увеличение экспорта в капиталистические страны на 16,5%
- увеличение числа работников 0,1%
- увеличение производительности труда на 14,8%.

Для достижения этих результатов предприятие в значительной степени увеличит интенсивность и качество труда, улучшит его организацию и использует резервы.

● Для проведения усталостных испытаний самолета **ПЗЛ-106 Крук** завод ВСК-Окенце приобрел современную электрогидравлическую систему фирмы МТС Систем Корпорейшин из США. Испытательное отделение располагает теперь этой 12-канальной системой что обеспечивает точное воспроизведение условий эксплуатации самолета, способствующие верным результатам испытаний.

● В прошлом году **аэровокзал в Варшаве** воспользовались 1 133 000 пассажиров, в том числе 47 000 транзитных. Вокзалом внутренних авиалиний воспользовались 622 500 пассажиров. Техническо-экономический план на текущий год предполагает перевезти 1 620 000 пассажиров, в том числе в международном сообщении 806 000. Через Атлантику ЛЕТ перевезет 30 000 пассажиров рейсовыми и 10 000 чартерными полетами.

● В 1975 г. **Авиалинии ЛЕТ** передали в государственную казну 1 миллиард злотых. Из каждой расходуемой тысячи злотых получено 6 тысяч прибыли. Длина линий составляет 64 000 км, самолеты летают в 44 аэропорты, число зарубежных представительств составляет 41. Темп роста перевозок ЛЕТ за последнее время дважды превышает средний мировой. Но в 1974 г. самолетом летал в среднем каждый второй гражданин США, каждый третий гражданин СССР, каждый восьмой эчовек на земном шаре и каждый тридцатый поляк.

В сводке мировых перевозок ИНР передвинулась из последнего на предпоследнее место. До 1980 г. ЛЕТ намеряет удвоить число пассажиров, удлинить линии на Дальний Восток — в Карачи (Пакистан), Бомбей (Индия) и Банкок (Тайландия), а в конце пятилетки — в Токио. На эти линии будут приобретены дальнейшие самолеты Ил-62, а на внутренние линии — реактивные самолеты Як-42.

● В течение последних двух лет Интерфлюг обслуживал **рейсы Берлин-Гданьск**. В связи с увеличением перевозок на этой линии, на нее в настоящем году будут летать также самолеты ЛЕТа. Техническое содействие между обоими компаниями развивается благополучно.

● Составившиеся в начало года з г. **Закопане первые в Польше международные показы и состязания пилотов балансирующих планеров** привлекли 33 участника из 6 стран. Состязания на Кубок г. Закопане разыгрались на склоне горы Носаль, с разницей высот в 225 м. В конкуренции на точность приземления и в классификации команд победили участники из Венгрии.

● On 26 February, the **Polish — Canadian Agreement** was initialled as a result of civil air transport agreement negotiations conducted by both countries. The agreement provides an opening of regular air service between Poland and Canada. Polish Airlines LOT took the opportunity to start regular flights once a week on the Warszawa — Montreal — Warszawa route in mid May. From Warszawa to Montreal the flight by Ил-62 takes about 9 hours with a stopover, while the return nonstop flight — 8 hours.

● In February, an **Air Agreement between Poland and Hungary** was signed in Warsaw. The new agreement which supersedes that of 1974 creates better conditions for further dynamic growth of air transport to mutual advantage. Polish Airlines LOT have regular connections with Budapest and via Budapest also with other southward airports, among others, Sofia and Bucharest. The Hungarian MALEV is not only flying to Warsaw but also via Warsaw to Leningrad.

● The **PZL-Warszawa Okęcie Works** set the following plan targets for 1976:

- | | |
|--|-------|
| — increase in sales of products and services | 15 % |
| — export growth | 12.3% |
| — export growth to Capitalistic Countries | 16.5% |
| — increase in employment | 0.1% |
| — increase in productivity | 14.8% |

Obtainment of the aforementioned figures is possible, provided the Works will make use of the hidden labour and production reserves.

● The PZL-Warszawa Okęcie purchased an advanced fatigue testing equipment from the American MTS System Corporation. The equipment consists of 12 channels permitting to measure 12 parameters on an aircraft. Fatigue tests of the **Wilga-35** conducted on a simplified equipment resulted in a service life set for 2 400 hours, while the new PZL-106 Kruk ag plane is supposed to have a service life of 8 000 hours.

● The **consultation point of the Cracow Technical University at Mielec** has been active for 15 years. During that period 432 graduates left the Mielec Branch University. At present, 360 workers of the WSK-Mielec Works study at the Mielec Branch of the Cracow Technical University.

● Last year, the **international air terminal in Warsaw** handled a total of 1,133 000 passengers, including 47 000 transit passengers. The domestic air terminal handled 622 500 passengers. The technical — economic plan of the Polish Airlines LOT for 1976 assumes that its fleet will carry 1,620 000 passengers, including 806 000 passengers on foreign routes. In the Transatlantic flights LOT will carry 30 000 passengers by scheduled airliners and 10 000 passengers by chartered planes.

● In the last year of the five-year plan the **Polish Airlines LOT** transferred 1 billion Polish zlotys to the State Treasury; every spend zloty brought a profit of 6 zlotys. The LOT's transport services have increased more than two times recently, compared with the world average. The total network covers over 64 000 km, while aircraft land in 44 airports. By 1980, LOT intends to double the passenger traffic, to extend its routes to the Far East — Karachi, Bombay, Bangkok and Tokyo.

● In view of the growing traffic on the **Berlin — Gdańsk route**, which has been operated by INTERFLUG for two years, LOT will introduce its own aircraft on this route this year. The initiated technical co-operation between the two carriers develops to mutual satisfaction.

● The **first international training, demonstration and contests of hang glider pilots**, taking place in **Zakopane** early this year, gathered 33 participants from six countries. The Hungarian pilots were winners as a team and in precision landing.

Adres Redakcji:

01-519 Warszawa, ul. Dymińska 6 m 155
 Tel. 39-01-50

Wydawca:

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

SPIS TREŚCI	Str.
A. Glass: Wiedza technologiczna i eksploatacyjna konstruktora (TRYBUNA LOTNIKÓW)	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA	4
J. Grzegorzewski: Instytut Lotnictwa — pół wieku w służbie polskich skrzydeł	5
W. Waśkowski: Amerykańskie wytwórnie silników śmigłowych i ich silniki. Część II (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	10
E. Maliński: Dziś i jutro systemów dyspozycyjnego sterowania śmigłowców cywilnych. Część I	12
Z. Brodzki: Możliwości zmniejszenia oporu śmigłowców	17
Koncepcja samolotu akrobacyjnego — oprac. A.K. (CIEKAWE KONSTRUKCJE)	21
KSIĄŻKI LOTNICZE	22 33
KARTOTEKA TLiA: Grob G-102 Astir CS	23
Boeing 727-200	25
POMOCE KONSTRUKCYJNE 47: Dynamika konstrukcji	29
Łożyska pracujące bez smaru	30
T. Smolich: Monitorowane zbliżanie jako wstępny etap treningu pilotów do II kategorii lądowań (PROBLEMY LOT)	31
A. Ruciński: Wpływ transportu lotniczego na rozwój Warszawy. Część II (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	34
A. Gołędzinowski: Niektóre skutki umacniania pióra łopatkki zgniotem powierzchniowym	36
R. Witkowski: Próby śmigłowców rolniczych w Instytucie Lotnictwa (c.d.)	38
S. Szczeciński, R. Wiatrek: Dobór geometrycznego kształtu kanału przepływowego odpylacza promieniowego	40
A. Glass: Myśliwce Puławskiego PZL P-6 i P-7 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	43
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	46
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 44: Angielska gwara lotnicza III	47
Wspomnienie o prof. F. Janiku	48
Na okładce: Samoloty myśliwskie PZL P-6 i P-7 — rys. K. Cieślak	



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT
 Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. *Andrzej Glass*

Sekretarz Redakcji:

Zofia Rubini

Redaktorzy działowi:

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

Rada Programowa:

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2. W-wa. Zam. 303/76. Nakład 3900 egz.
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12. tel. 26-80-16.
 Konto PKO I O/M Warszawa nr 1531-5021

Papier druk. sat. kl. IV. 70 g. A1. J-45.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006/37909

GRZEGORZEWSKI J.

Aviation Institute — 50 Years in the Service of Polish Wings

Half a century has already passed from the establishment of the Aviation Institute and 30 years from its activity in the People's Republic. The article discusses the Institute's scope of activities, trends of scientific — research works and achievements, specially those in the last 30 years.

WAŚKOWSKI W.

American Manufacturers of Helicopter Turbine Engines, Part Two

In the second part of the article, the author discusses activities and situation of aero engines of the General Electric in the market. He describes currently manufactured engines: T-700-GE-700, T-58 and T-64.

MALIŃSKI E.

Civil Helicopter Flight Director Systems Today and Tomorrow

The article discusses factors which make the helicopter operation difficult in instrument flight conditions. It describes the flight director and its basic advantages in steering and indicating flight parameters of the helicopter in flight, particularly in IMC conditions. The two-channel solution, functional capabilities and their usefulness on helicopters are given.

BRODZKI Z.

Chances of Helicopter Drag Reduction

The author discusses feasible improvements in helicopter fuselage, main rotor hub, landing gear and other protruding parts that lead to drag reduction and thus to fuel saving.

Design Concept of an Aerobatic Airplane

The author describes the history of construction of an airplane specially designed in the Technical Institute at Cranfield for the British Aerobatic Team.

SMOLICZ T.

Monitored Landing Approach as a Preliminary Pilot Training Phase for Category II Approach Qualification

The article describes initial assumptions and the ergonomics of an instrument approach procedure as the most effective cooperation of the crew during landing under low weather minimums. It also describes a division of assignments the crew have to perform during successive phases of an instrument approach.

RUCIŃSKI A.

Impact of the Air Transport on the Growth of Warsaw (2)

The author analyses the function of Warsaw in the settlement system as an urban agglomeration, capital and world city. The present and future participation of aviation in handling the Warsaw transport is described. The necessity of air transport development is discussed as a vital factor stimulating the development of the region and the city itself.

GOŁĘDZINOWSKI A.

Certain Effects of Cold-Work of a Blade Feather

The article describes cold-work methods used to harden the surface of blade feathers. Research on the effect of production engineering on the physical properties of compressor blades is described.

SZCZECIŃSKI S., WIATREK R.

Geometry Selection of an Air Intake of Radial Separator

The author describes an approximate method of determining the sizes of boundary grains separated by centrifugal forces from the inlet air stream. He gives calculation results for a model shape of a separator duct, possibilities of using different shapes of the air intake wall which show the same capabilities of separating grains of a given size.

GLASS A.

Puławski's fighters: PZL P-6 and PZL P-7

The first great success of Puławski's fighter was the participation of the PZL P-6 at the 1930 Paris Air Salon and its victory in the 1931 National Air Race in Cleveland. The PZL P-7 was the first production fighter. In the article, the author describes the history of both fighters and gives a technical description and data.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXI LIPIEC—SIERPIEŃ 1976

TECHNIKA

7-8

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

TRYBUNA LOTNIKÓW • VII KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH

Wiedza technologiczna i eksploatacyjna konstruktora

Mgr inż. **ANDRZEJ GLASS**

Każdy uznaje, że w tworzeniu nowego wyrobu główną rolę ma konstruktor. Dlatego na politechnice zaopatruje się inżynierów przede wszystkim w wiedzę potrzebną do konstruowania. Lecz czy dzisiaj od maszyny wymaga się tylko prawidłowego schematu teoretycznego, tzn. tylko tego, żeby działała? Niewątpliwie obecnie jest to zbyt mało. Maszyna, niezależnie od wysokich parametrów technicznych, musi być ponadto:

- tania w produkcji,
- niezawodna w działaniu,
- łatwa i tania w eksploatacji oraz
- trwała, czyli o długich okresach międzypawczych.

To też są przyczyny, dla których, mimo posiadania własnych prototypów, niejednokrotnie kupujemy licencje.

Współczesna maszyna musi być zaprojektowana technologicznie, tj. tak, by jej produkcja była jak najprostsza i jak najtańsza. Jej sposób wykonania winien być oparty na nowych, ekonomicznie uzasadnionych technologiach oraz na elementach produkowanych w wytwórni i technologiach wypróbowanych w danym zakładzie. To pozwala na małą pracochłonność — dając w wyniku tani wyrob.

Współczesna maszyna musi być niezawodna w działaniu oraz prosta i tania w obsłudze. Na podstawie doświadczenia z eksploatacji już w projekcie konstrukcyjnym można zauważyć problemy niezawodności, możliwość łatwego dostępu do obsługi,

możliwości podłączenia automatycznych urządzeń diagnostycznych, zmniejszenia do minimum liczby łożysk wymagających smarowania, jak najprostszej wymiany części zamiennych czy uzyskania dużej wytrzymałości zmęczeniowej. Właściwe rozwiązanie głównych problemów eksploatacji poważnie rzutuje na koszty eksploatacji sprzętu.

Z powyższych względów współczesny konstruktor lotniczy, by tworzyć nowoczesne samoloty, śmigłowce, szybowce czy silniki, musi dobrze znać zasadnicze problemy technologii i eksploatacji i mieć zapewnioną współpracę specjalistów z tych dziedzin.

W programie studiów inżynierskich dla konstruktorów zbyt mało poświęca się uwagi problemom wyboru technologii z uwzględnieniem kosztów obróbki czy rozwiązaniom zapewniającym prostą i łatwą obsługę. Wiedza technologiczna i eksploatacyjna wnoszona z uczelni przeważnie jest zbyt skromna. Możliwe, że przyczynia się do tego zbyt mały procent praktyków wśród wykładowców wyższych uczelni technicznych. Przydałoby się również do kształcenia konstruktorów i technologów w zakresie nowych technologii lotniczych choćby poprzez wymianę doświadczeń między zakładami (np. w postaci krótkiego szkolenia, wycieczek itp.), systematyczne zbieranie doświadczeń eksploatacyjnych i zapoznawanie z nimi konstruktorów i technologów, porównywanie wyników badań dynamicznych sprzętu mających na celu stwierdzenie trwałości konstrukcji itp. działania mające na celu wzrost wiedzy technologicznej i eksploatacyjnej konstruktorów.

POLSKA

● 26 lutego br. została parafowana polsko-kanadyjska umowa o cywilnej komunikacji lotniczej, w wyniku negocjacji prowadzonych przez delegacje rządowe obu krajów. Umowa (która musi być zatwierdzona przez rządy) otwiera możliwości uruchomienia regularnej komunikacji lotniczej między Polską a Kanadą. Polskie Linie Lotnicze LOT skorzystały z tej możliwości i w drugiej połowie maja rozpoczęły regularne loty (raz na tydzień) na trasie Warszawa — Montreal — Warszawa. Przelot samolotem Il-62 z Warszawy do Montrealu z jednym lądowaniem technicznym trwa około 9 h. Lot powrotny non stop — około 8 h. Umowa przewiduje m. in. możliwość korzystania z portów lotniczych obu krajów w lotach tranzytowych.

● W lutym została podpisana w Warszawie nowa umowa o komunikacji lotniczej pomiędzy Polską i Węgrami. Umowa ta — zastępująca dotychczasową z 1947 r. — stwarza dogodniejsze warunki dla dalszego dynamicznego rozwoju komunikacji lotniczej, z korzyścią dla obu stron. Polskie Linie Lotnicze LOT utrzymują stałe połączenie z Budapesztem, a także via Budapeszt — z innymi portami lotniczymi w kierunku południowym, m.in. do Sofii i Bukaresztu. Węgierskie linie lotnicze MALEV latają również nie tylko do Warszawy, lecz także przez Warszawę — m.in. do Leningradu.

● Konferencja Samorządu Robotniczego Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Warszawa Okęcie — uchwalila — określone w planie przedsiębiorstwa — następujące zadania na 1976 r.: wzrost sprzedaży wyrobów i usług 15%, wzrost eksportu bezpośredniego 12,3%, wzrost eksportu do krajów kapitalistycznych 16,5%, wzrost zatrudnienia 0,1%, wzrost wydajności pracy 14,8%. W celu osiągnięcia tych wskaźników przedsiębiorstwo musi znacznie zwiększyć intensywność i jakość pracy, poprawić jej organizację oraz w większym stopniu wykorzystywać rezerwy tkwiące w czasie pracy i potencjale produkcyjnym.

● Podczas badań na trwałość samolotu Wilga-35 WSK na Okęciu dysponowała uproszczoną aparaturą. Spowodowało to ustalenie trwałości płatowca tylko na 2400 h. Samolot agrolotniczy PZL-106 ma mieć trwałość 8000 h. W celu przeprowadzenia prób odwzorowujących warunki rzeczywiste zakład zakupił nowoczesne, amerykańskie urządzenia MTS System Corporation. Obecnie dział badań dysponuje aparaturą składającą się z dwunastu kanałów, co umożliwia zbliżenie się do warunków eksploatacji. Aparatura pozwala na przeprowadzanie prób poszczególnych zespołów samolotu już na etapie opracowywania prototypu. Przedsiębiorstwo PZL-Warszawa Okęcie ma trzech specjalistów, którzy w USA przeszli dwumiesięczne przeszkolenie na zakupionym urządzeniu.

● Piętnaście lat czynny jest w Mielcu punkt konsultacyjny Politechniki Krakowskiej. W tym okresie Politechnikę w Mielcu ukończyło 432 absolwentów. Obecnie w mieleckiej filii Politechniki Krakowskiej studiuje 360 pracowników Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego. Z okazji cennego jubileuszu ślemy na ręce prorektora PK doc. dr hab. K. Szewczyka i dyrektora WSK mgr T. Ryczaja — serdeczne powinszowania.

● W ubiegłym roku lotniczy dworzec międzynarodowy w Warszawie obsłużył okrago 1 133 000 pasażerów, w tym 47 000 — tranzytowych. Dworzec krajowy załatwił 622 500 pasażerów. Plan techniczno-ekonomiczny Polskich Linii Lotniczych LOT na rok bieżący zakłada, że samoloty przewiozą 1 620 000 pasażerów, w tym na liniach zagranicznych 806 000. Nad Atlantykiem LOT przewiezie 30 000 pasażerów samolotami liniowymi i 10 000 — czarterowymi.

● W ostatnim roku pięciolatki PLL LOT odprowadzili do skarbu państwa 1 mld zł. Za każdą wydatkowaną złotówkę osiągnięto 6 zł wpływu. Długość linii wynosi ponad 64 000 km, samoloty lądują w 44 portach, zaś przedstawicielstw zagranicznych ma LOT 41. Tempo wzrostu pracy przewozowej PLL LOT było ostatnio ponad



Samolot lotniczy Thrush z silnikiem PZL-3S 600 KM

dwukrotnie wyższe od średniej światowej. Ale trzeba pamiętać, że w 1974 r. podróżował samolotem przeciętnie co drugi Amerykanin, co trzeci obywatel ZSRR, co ósmy mieszkaniec kuli ziemskiej i co trzydziesty Polak. Nasz rozwój w ubiegłych 5 latach był szybki, ale w tabeli światowych przewozów lotniczych PRL przesunęła się tylko z ostatniego na przedostatnie miejsce. Do 1980 r. LOT zamierza podwoić przewozy pasażerskie, wydłużyć linie na Daleki Wschód — do Karachi w Pakistanie, Bombaju — w Indiach i Bangkoku — w Syjamie, a w końcu 5-lecia — do Tokio. Na te trasy zakupione będą następne Il-62, a na linie krajowe będzie się wprowadzać samoloty odrzutowe typu Jak-42.

● Od dwóch lat Interflug obsługiwał linię lotniczą Berlin — Gdańsk. W związku z zwiększeniem się przewozów na tej linii wprowadzone będą na nią w br. również samoloty LOT-u. Zainicjowana współpraca techniczna między obu towarzystwami rozwija się pomyślnie.

● Wiosną br. zostało otwarte w Słupsku Biuro Sprzedaży i Rezerwacji PLL LOT. Ostatnio stolica województwa otrzymała z Warszawy lotnicze połączenie.

● Od 1 lutego br. skasowano w PLL LOT zniżki na loty powrotne oraz zróżnicowanie taryfy zależnie od pory roku. Jednakże utrzymano uprawnienia dyrektora LOT-u do stosowania w uzasadnionych przypadkach okresowych zniżek na poszczególnych liniach, sięgających 30% taryfy normalnej.

● Pod protektorem wojewody lubelskiego — na starcie X (XV) Lubelskich Zimowych Zawodów Samolotowych stanęły Jaki-12 i Gawrony (na nartach) 23 załóg z 17 aeroklubów. Rozegrano cztery konkurencje nawigacyjne. Pierwsze miejsce zdobyła załoga: Wiesław i Anna Iwańscy z Nowego Sącza. Należy ubolewać, że Aeroklub Warszawski nie brał udziału w zawodach.

● Odbывая się na początku roku w Zakopanem pierwsze w Polsce międzynarodowe treningi, pokazy i zawody pilotów lotni zgromadziły 33 uczestników z 6 krajów. Zawody o Puchar Zakopanego rozegrano na slalomowym stoku Nosala o różnicy poziomów 225 m. Zwyciężyli Węgrzy — zarówno w konkurencji na celność lądowania, jak i zespołowo.

● Zarząd Główny APRL zorganizował w lutym konferencję poświęconą przyskusowaniu i ustaleniu kierunków rozwoju i perspektyw lotnictwa w Polsce. Wzięli w niej udział przedstawiciele zainteresowanych instytucji i organizacji oraz lotniarzy z kilku ośrodków w kraju. Konferencję przewodniczył sekretarz generalny Aeroklubu PRL, płk. dypl. pil. M. Goworek, a założenia dotyczące organizacji i rozwoju lotnictwa w APRL zreferował

wiceprezes Zarządu Głównego APRL, doc. dr inż. B. Jancelewicz. Na konferencji był obecny dyrektor techniczny Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego, mgr inż. A. Misiołek, zabierając głos w dyskusji.

● W Aeroklubie PRL powstała nowa komisja specjalnościowa dla sportu lotniarskiego. Zarząd Główny APRL obejmując patronat nad lotniarstwem zwrócił się z apelem do wszystkich organizacji, stowarzyszeń i poszczególnych osób zainteresowanych rozwojem tej dziedziny sportu lotniczego o włączenie się do współpracy. Informując o oficjalnym zapaleniu zielonego światła dla upowszechnienia wśród młodzieży pięknej idei swobodnego latania — musimy przypomnieć, że na świecie lata już około pół miliona lotniarzy, zaś w Polsce niestrudżonym pionierem tej idei był poczytny tygodnik Skrzydłata Polska.



BELGIA

● Belgijski związek pilotów komunikacyjnych sprzeciwia się ograniczeniu wieku pilotów komunikacyjnych do 60 lat, co zaleca ICAO. Przeciwna temu ograniczeniu jest również federacja związków pilotów IFALPA, która domaga się, aby o dopuszczeniu do lotów decydowały wyłącznie aktualne warunki psychofizyczne pilota.



FRANCJA

● We wrześniu ub.r. zakończona została pierwsza faza francuskiego programu badań kosmicznych, zapoczątkowanego przed 10 laty. Decyzja ta spowodowała unieruchomienie ośrodka badań kosmicznych Kuru w Gujanie Francuskiej, którego personel — zredukowany do 490 osób — zajmować się będzie jedynie konserwacją urządzeń. Warto dodać, że aparatura ośrodka nie będzie udostępniana innym krajom.

● Stosowana od 1958 r. na lotnisku Orly metoda rozpraszania mgły systemem Bertin-Turboclair wprowadzona została również w porcie Charles de Gaulle. Przypomnijmy, że metoda ta polega na użyciu gorących gazów z silnika odrzutowego. Procedura jest kosztowna, lecz opłacalna dzięki uniknięciu poważnych strat występujących w przypadkach odwoływania startów lub lądowań w złych warunkach atmosferycznych.

● Poduszkowiec zdolny do żeglugi pełnomorskiej przy falowaniu osiągającym 4 m wysokości opracowano we francuskim przedsiębiorstwie Sedan. Poduszkowiec o długości 50 m i ciężarze 230 T pomieści na swoich pokładach 400 osób i 40 samochodów. 5 turbin spalinywych zapewni jednostce prędkość 76 węzłów.



IRAK

● Satelitarna stacja naziemna pracująca w systemie Telspace umożliwia Irakowi korzystanie z satelity Intelsat VI. znajdującego się na orbicie geostacjonarnej nad Oceanem Indyjskim. Dzięki temu kraj ten włącza się do międzynarodowej sieci telekomunikacyjnej i transmisji programów telewizyj.



JAPONIA

● Z poligonu Tanegashima wystrzelony został japoński sztuczny satelita Ziemi. Został on umieszczony na orbicie odległej o 1000 km od powierzchni Ziemi. Jest to pierwszy satelita wystrzelony przez nowo utworzoną krajową agencję d.s. badań kosmicznych.



JUGOSŁAWIA

● Otwarty w 1962 r. port lotniczy w Belgradzie obsłużył w ub.r. ponad 2 mln pasażerów. Stąd odlatują rejsowe samoloty do Australii i 38 miast pozostałych kontynentów. Z powodu ciasnoty sytuacja w porcie jest krytyczna. Obliczono, że w 1982 r. przez belgradzkie lotnisko obsłużone będzie 3,3 mln pasażerów, z czego 1,2 mln w ruchu międzynarodowym i 0,3 mln — w transycie. W tym stanie rzeczy — w pilnym trybie — dworzec się znacznie poszerza, przy czym ruch krajowy przejmie oddzielny budynek.

● Jugosławia ma 18 lotnisk pasażerskich, z których 13 obsługuje linie międzynarodowe. Uwzględniając obszar i liczbę ludności, SFRJ osiągnęła jeden z najwyższych tego rodzaju wskaźników na świecie. Obecnie trwają przygotowania do budowy 5 nowych dworców lotniczych w Mariborze, Zabljaku, Tuzli, Somborze i Banjaluce.



KANADA

● Towarzystwo Air Kanada zainstalowało w portach lotniczych Montreal i Toronto automatyczny system sortowania bagaży. W Toronto istnieje obecnie możliwość posortowania 160 bagaży na minutę. Po dokonaniu operacji zakodowania przez operatora bagaże są przekazywane na płyty, skąd automatycznie są kierowane na miejsce przeznaczenia oraz grupowane i składowane w kontenerach.



KUBA

● Towarzystwo przewozu lotniczego Kuby Cubana wykonuje regularne loty z Hawany do Hiszpanii, Czechosłowacji i NRD oraz do 6 krajów Ameryki Środkowej i Południowej.



NORWEGIA

● Układ terytorialny i ukształtowanie pionowe powodują duże trudności dla komunikacji lotniczej w tym kraju. Wprowadzenie do eksploatacji — przez towarzystwo Wideroe — 20-osobowych samolotów Twin Otter pozwoliło na włączenie do sieci wielu nowych lotnisk mających krótkie drogi startowe. Obecnie połączenia lotnicze obejmują w zasadzie cały kraj.



RFN

● W RFN prowadzi się akcję, której celem jest zbadanie możliwości zmniejszenia hałasu samolotów wszystkich typów. Jak wiadomo, ICAO domaga się uciśnienia samolotów do 1 stycznia 1980 r.

● Otwarte jesienią ub.r. nowe, cywilne lotnisko Tegei w północno-zachodniej części Berlina zbudowane zostało w ciągu 5 lat kosztem 450 mln marek.

● Pilot RFN, 53-letni H. W. Grosse, ustanowił w Australii szybowcowy rekord świata w przelocie po trasie trójkątnej, długości 1040 km.

● W Obernhausem organizowane jest szkolenie na wprowadzonych już do użytkowania typach lotni oraz szkolenie teoretyczne w zakresie posługiwania się radiem i megafonem. Szkolenie teoretyczne odbywa się przy jednoczesnych pokazach filmów i diapozytów z zakresu szybownictwa.



SZWECJA

● Za kilkanaście miesięcy ruszy w Szwecji eksperymentalna elektrownia, której zespół prądowórcze napędzane będą siłą wiatru. Dokumentację techniczną opracował Konzern Saab-Scania. Nad brzegiem morza ustawione zostaną wieże o wysokości 30 m, z wiatrakami o potrójnych, 12-metrowych ramionach. Prądnice przekazywać będą prąd do centralnej rozdzielni.



USA

● System ostrzegawczy przed zderzeniem samolotów produkuje firma Bendix. System ten nazwany GPW-83 (Ground Proximity Warning) zatwierdzony przez FAA — jest audiowizualny i ostrzega pilota o bliskości przedmiotów na trasie lotu. Czujniki zainstalowane na pokładzie samolotu przekazują do urządzenia komputerowego dane radiowykosciomierza i wysokościomierza barometrycznego oraz podają pozycję podwozia i klap.

● W następstwie wypadku w Kennedy International Airport urząd FAA rozpoczął prace nad skonstruowaniem czujnika ostrzegającego pilotów i kontrolerów ruchu przed możliwością niebezpiecznego wiatru o dużej sile. Czujnik taki będzie instalowany w samolocie lub na ziemi.

● W rejonie portu lotniczego Boston-Logan oddano do użytku automatyczny system pomiaru hałasu, wybudowany kosztem 150 000 dol. Urządzenie ma centralę oraz 12 punktów pomiarowych, rozmieszczonych wokół portu. Punkty pomiarowe dostarczają informacji do centrali, która oblicza wartości średniego poziomu hałasu, z uwzględnieniem hałasu od samolotów w powietrzu i od źródeł naziemnych. Podobne urządzenia zainstalowane będą na lotniskach w Los Angeles i Ontario.

● Coraz wyższe ceny paliwa oraz zanieczyszczanie środowiska spalinami spowodowały, że specjaliści NASA analizują możliwość zastosowania paliwa z wodorem. Paliwo takie mniej zanieczyszczające środowisko — będzie również o 20÷25% ekonomiczniejsze od obecnie stosowanego paliwa konwencjonalnego.

● Jest już produkowany samolot dalekiego zasięgu Boeing 747 Special Performance. Przy ogólnej masie mniejszej o 50 ton samolot będzie mógł przewozić 100 pasażerów i ładunki na odległość 11 tys. km, startując na krótszej drodze i zużywając mniej paliwa. B-747 SP jest samolotem konkurencyjnym dla DC-10-30.

● Sonda marsjańska Viking 1 uważana jest za najbardziej precyzyjnie przedsięwzięcie w amerykańskim programie kosmicznym. Wystrzelona 20 sierpnia ub.r. sonda osiągnęła orbitę Marsa 19 czerwca b.r., po przebyciu 815 mln km. Lądowanie zaplanowano na 4 lipca. Najważniejszym przyrządem na pokładzie sondy jest laboratorium biologiczne, które za pomocą specjalnych uchwytów ma pobrać próbki gleby marsjańskiej w celu zbadania obecności mikroorganizmów na planecie. W ślad za Vikingiem 1 podąża Viking 2, który znajdował się w odległości 6 mln km od swojego poprzednika. Drugą sondą ma osiągnąć tę samą orbitę 2 sierpnia.

● NASA zaproponowała Indiom wzięcie udziału w eksperymencie z promiem kosmicznym, który zostanie wystrzelony w kosmos w roku 1980. Jednym z członków załogi byłby astronauta hinduski.



WĘGRY

● 300 samolotów i śmigłowców pracuje dla potrzeb węgierskiego rolnictwa. W parku zarządu lotnictwa znajdują się m.in. samoloty An-2, Gawrony i Cmelaki. Śmigłowiec Ka-26 wykorzystywany jest do opylania plantacji winogronowych. Za jego pomocą opyla się 120 ha w ciągu godziny. Plany rozbudowy bazy agrolotniczej na Węgrzech przewidują szersze wykorzystanie samolotów An-2, zaś Cmelaki będą zastąpione polskimi Krukami (PZL-106).



ZSRR

● Uchwała XXV Zjazdu KPZR sformułowała na bieżącą pięcioletkę zalecenie treści następującej: „zapewnić dalszy wzrost przewozów transportem lotniczym, zwłaszcza na wielkie odległości i do trudno dostępnych rejonów. Zwiększyć przewóz pasażerów transportem lotniczym 1,3 razy”.

● Dziesiąta pięcioletka w Związku Radzieckim zapewni szybki rozwój lotnictwa cywilnego. Aeroflot — który obecnie jest największym towarzystwem lotniczym świata — przewiezie w końcu br. 100-milionowego pasażera.

● Duże nadzieje wiąże Aeroflot z aerobusem Il-86, który będzie miał zasięg 800÷1300 km i prędkość 950 km/h. Ten 350-osobowy samolot rozwiąże problem transportu na trasach o najbardziej intensywnym ruchu, jak np. Moskwa — Krym. Zautomatyzowany system nawigacji pozwolił zredukować liczbę załogi do trzech osób. Samolot zgodnie z wymogami ICAO jest przystosowany do lądowań trzeciej kategorii. Pierwszy lot aerobusu zapowiedziano na koniec br.

● Radziecka kosmiczna służba meteorologiczna przedzie w niedalekiej przyszłości na trójstopniowy system obserwowania pogody. Pierwszym szczeblem systemu będą stacje orbitalne krążące na kilkusetkilometrych wysokościach. Ich zadaniem będzie obserwowanie szybko przemijających zjawisk naturalnych: tras cyklonów, burz paskowych itp. Na wysokości 1000÷1500 km krążyć będą satelity Meteor w celu zbierania danych o planetarnych zjawiskach w atmosferze. Najwyżej (na wysokości rzędu 36 tys. km) będą satelity służące do obserwacji procesów globalnych.



Afryka

ALGERIA	
Sily powietrzne	
B : Ii-28	25
MiG-15	25
MiG-17	70
MiG-21	35
Su-7	20
Razem	175
Sz : Jak II 18	?
SNIAS Magister	25
Razem	25+?
T : An 12	8
Ii 18	5
Razem	13
H : Hughes 269	6
Mi-1	4
Mi-4	40
Puma	5
Razem	55
Ogółem	268+?
CZAD	
Sily powietrzne	
B : Douglas A-1	5
T : Douglas C-47	5
Noratlas	10
Razem	15
H : Alouette	10
Sikorsky H-34	10
Razem	20
P : MH 1521 Broussard	5
Ogółem	45
DAHOMEJ	
Sily powietrzne	
T : Aero Commander	1
Douglas C-47	1
Razem	2
H : Alouette	1
P : Cessna 337	1
MH 1521 Broussard	3
Razem	4
Ogółem	7
ETIOPIA	
Sily powietrzne	
B : BAC Canberra	4
North American F-86	15
Northrop F-5	10
Razem	29
Sz : Lockheed T-33	20
North American T-28	25
Saab MFI-17	8
Saab Safir	20
Razem	73
T : Cessna 337	1
DH Dove	3
Douglas C-47	6
Douglas C-54	2
Fairchild C-119	18
Ii-14	1
Razem	31
H : Agusta AB. 204	10
Alouette	12
Mi-6	2
Mi-8	2
Razem	26
Łącznie	159
Sily lądowe	
H : Bell UH-1	6
Ogółem	165

GABON	
Sily powietrzne	
T : Douglas C-47	3
Douglas DC-6	1
Falcon 20	1
Lockheed L-100	(1)
Razem	5+(1)
II : Alouette	3
Puma	1
Razem	4
P : Cessna 337	2
MH-1521 Broussard	4
Razem	6
Ogółem	15+(1)
GHANA	
Sily powietrzne	
B : Macchi MB. 326	6
Sz : Bulldog	6
T : Fokker F27	6
HS. 125	1
Islander	8
Razem	15
II : Alouette	4
Bell 212	2
Hughes 269	3
Razem	9
Ogółem	36
GÓRNA WOLTA	
Sily powietrzne	
T : Douglas C-47	2
Fregate	2
Razem	4
P : Aero Commander 500	1
Cessna 337	1
MH-1521 Broussard	3
Razem	5
Ogółem	9
GWINEA	
Sily powietrzne	
B : MiG-17	8
Sz : Aero L-29	3
Jak-18	7
MiG-15	2
Razem	12
T : An-14	4
Ii-14	4
Ii-18	2
Razem	10
H : Bell 47	1
Ogółem	31
KAMERUN	
Sily powietrzne	
B : SNIAS Magister	6
T : Dassault MD-315	3
DHC Caribou	1
Douglas C-47	5
Razem	9
H : Alouette	3
SNIAS Puma	1
Razem	4
P : Beech Queen Air	1
Dornier Do-28	1
MH 1521 Broussard	7
Razem	9
Ogółem	28

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

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

Instytut Lotnictwa — pół wieku w służbie polskich skrzydeł

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

Uplynieło już 50 lat od założenia Instytutu Lotnictwa i 30 lat jego działalności w Polsce Ludowej. Dorobek Instytutu jest duży, szczególnie po II wojnie światowej. W artykule omówiono zakres działania, kierunki prac naukowo-badawczych i osiągnięcia Instytutu, szczególnie w ostatnim 30-leciu.

Instytut Badań Technicznych Lotnictwa powstał w sierpniu 1926 r. na bazie Wojskowej Centrali Badań Lotniczych. W początkowym okresie jego zadania sprowadzały się do prób i odbioru sprzętu lotniczego oraz nadzoru nad powstającym przemysłem lotniczym. Po kilku latach pracy Instytutu jego zakres działania został rozszerzony na tematykę naukowo-badawczą. Od 1 stycznia 1930 r. kierownictwo IBTL powierzono prof. Politechniki Warszawskiej, Gustawowi Mokrzyckiemu. IBTL w wyniku nowych założeń miał oprzeć swą działalność na personelu naukowym wyższych uczelni, a przede wszystkim Politechniki Warszawskiej. Prof. G. Mokrzycki angażuje jako doradców Instytutu wybitnych fachowców profesorów: M. Hubera, Cz. Witoszyńskiego i M. Wolfkego.

Szczególne wysiłki skoncentrowano na następujących kierunkach:

— prace teoretyczne i doświadczalne z zakresu aerodynamiki i mechaniki lotu pod kierownictwem prof. Witoszyńskiego,

— prace teoretyczne i doświadczalne związane z zagadnieniami wytrzymałości statycznej i dynamicznej konstrukcji lotniczych pod kierownictwem prof. Hubera,

— zagadnienia fizyczne, fizyko-chemiczne, badanie przyrządów lotniczych i projektowania nowych przyrządów pod kierownictwem prof. Wolfke,

— technika lotnicza obejmująca opracowywanie projektów przepisów budowy prototypów, studia i projekty konstrukcji nietypowych, zagadnienia pomiarów w locie i projektowanie specjalnych urządzeń pomiarowych, jak przyrządów do mierzenia tarcia potoczystego samolotów, przyrządów do mierzenia bezwładności samolotu itp., pod kierownictwem prof. Mokrzyckiego.

Dalsze uściślenie zadań Instytutu nastąpiło w 1934 r. W obwieszczeniu Ministra Komunikacji z dnia 12 lutego 1934 r. w sprawie instytucji upoważnionych do badania zdolności statków powietrznych do lotu i nadzoru technicznego nad tymi statkami stwierdza się, że do Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa należy:

— sprawdzanie obliczeń projektów pierwowzorów statków powietrznych i związane z nim próby doświadczalne;

— sprawdzanie rysunków warsztatowych pierwowzorów statków powietrznych pod względem wytrzymałości konstrukcji tych ważnych szczegółów konstrukcyjnych, dla których zostały wykonane obliczenia teoretyczne lub próby wytrzymałości;

— przeprowadzanie prób wytrzymałości zespołów;

— wykonywanie oficjalnych prób zdolności (pomiarów wy czynów i prób sprawności) pierwowzorów statków powietrznych;

— zatwierdzanie wszelkich późniejszych dopuszczalnych lub koniecznych zmian w budowie statków powietrznych i silników lotniczych w stosunku do ich pierwowzorów;

— wykonywanie oficjalnych prób zdatości silników lotniczych (próby homologacyjne) i próby zdatości akcesoriów silnikowych.

Z chwilą utworzenia IBTL podlegał Departamentowi Aeronautyki Ministerstwa Spraw Wojskowych.

Z dniem 1 sierpnia 1936 r. Instytut Badań Technicznych Lotnictwa, na zasadzie rozkazu Ministerstwa Spraw Wojskowych, został przemianowany na Instytut Techniczny Lotnictwa.

Zakres pracy ITL po reorganizacji obejmował m.in.:

— opracowywanie Warunków Technicznych sprzętu lotniczego, w oparciu o własne studia i prace badawcze, opracowywanie przepisów budowy sprzętu lotniczego, opracowywanie norm;

— współpraca z przemysłem przy projektowaniu i budowie sprzętu lotniczego;

— prowadzenie prac pomiarowo-badawczych samolotów, szybowców, silników, wyposażenia, instalacji, uzbrojenia, materiałów, paliw, smarów itp.;

— wydawanie świadectw (orzeczeń) o dopuszczeniu sprzętu do użytkowania;

— współpraca w organizowaniu użytkowania sprzętu.

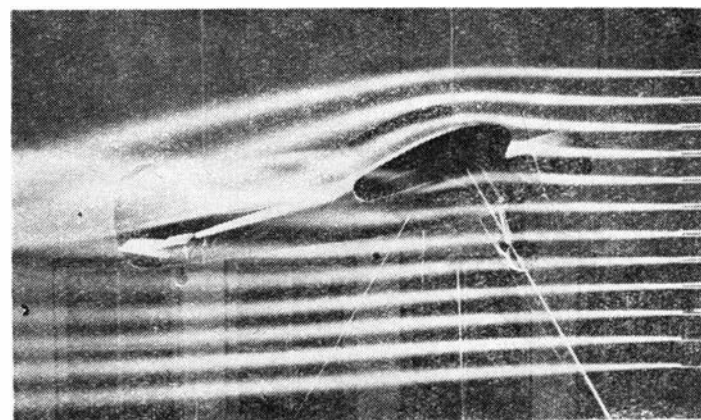
W IBTL, a następnie w ITL, od chwili powstania aż do wybuchu II wojny światowej przeprowadzono próby i badania prawie wszystkich samolotów i silników zbudowanych w Polsce w okresie międzywojennym.

Wojna pochłonęła praktycznie cały majątek Instytutu. Kadra rozproszyła się po całej Europie.

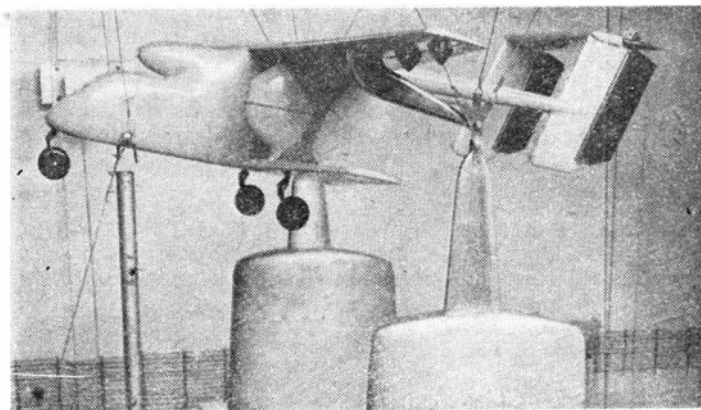
Działalność Instytutu Technicznego Lotnictwa została wznowiona po wojnie w 1946 r. W latach 1948÷52 nosił on nazwę Główny Instytut, którą w 1952 r. zmieniono na Instytut Lotnictwa.



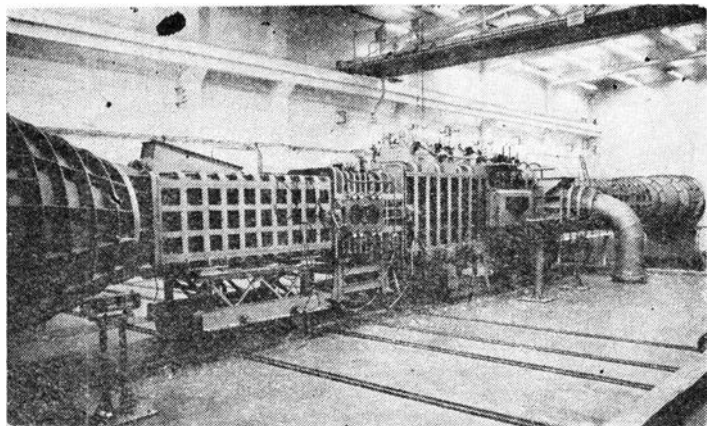
Rys. 1. Samolot szkolno-treningowy Bies i jego silnik WN-3 zostały opracowane w Instytucie Lotnictwa. Fot. W. Garbarczyk



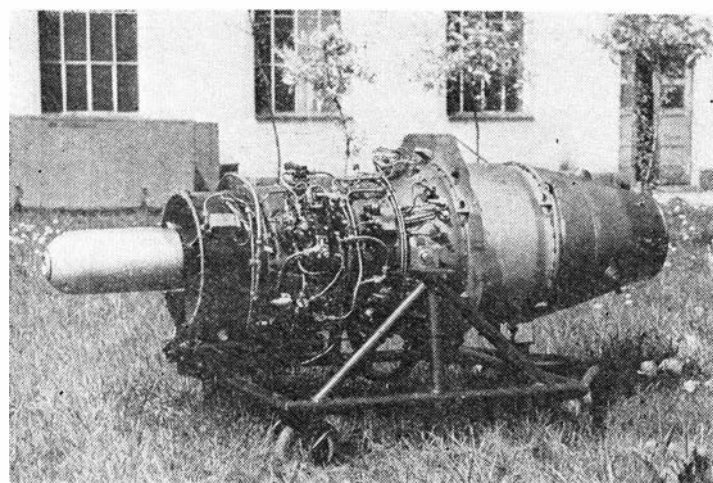
Rys. 2. Badanie opływu samolotu Gawron



Rys. 3. Model samolotu M-15 w dużym tunelu. Fot. A. Szczepaniak



Rys. 4. Naddźwiękowy tunel aerodynamiczny. W środku widoczna jest komora robocza



Rys. 5. Silnik SO-1 skonstruowany w Instytucie

Odbudowa i rozbudowa przemysłu lotniczego po wojnie stała się możliwa dzięki radzieckiej pomocy zarówno w postaci obrabiarek, wyposażenia, materiałów, jak i doradców. Na dokumentacji radzieckiej uruchomiono produkcję najpierw samolotów Po-2 i silników do nich, a potem odrzutowych samolotów bojowych typu MIG i śmigłowców SM-1. Również w Instytucie, pracującym na potrzeby przemysłu lotniczego, korzystano z dorobku radzieckiego w postaci metodyk obliczeń i badań, literatury technicznej. Przy projektowaniu silnika SO-1 korzystano m.in. z pomocy Centralnego Instytutu Silników Lotniczych (CIAM). W oparciu o dokumentację radziecką i pomoc doradców wybudowano tunel naddźwiękowy. W Instytucie pracuje szereg specjalistów wysokiej klasy, którzy ukończyli studia techniczne w radzieckich uczelniach.

Instytut Lotnictwa jest centralną jednostką zaplecza naukowo-badawczego Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL w resorcie przemysłu maszynowego — dla branży lotniczej oraz od 1966 r. dla branży silników wysokoprężnych szybkoobrotowych.

Przyjęta w Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego i Silnikowego trójstopniowa struktura organizacyjna zaplecza badawczo-rozwojowego, to znaczy zaplecze centralne — Instytut Lotnictwa, ośrodki badawczo-rozwojowe i zakłady doświadczalne oraz zaplecze zakładowe niewyodrębnione, nałożyła na Instytut obowiązki sterowania i nadzoru nad całokształtem spraw badawczo-rozwojowych, jak również odpowiedzialność za ich realizację.

Nadzór merytoryczny nad zapleczem wyodrębnionym — Ośrodkami Badawczo-Rozwojowymi i Zakładami Doświadczalnymi — dotyczy pełnego cyklu rozwojowego, od prognozy do wdrożenia do produkcji poszczególnych opracowań.

Zakres działania Instytutu

Podstawowym zadaniem Instytutu jest kierowanie i prowadzenie prac naukowych, naukowo-badawczych, usługowo-badawczych oraz innych w zakresie objętym progra-

mem gospodarki narodowej oraz rozwoju nauki w branżach grupujących zagadnienia:

- 1) lotnictwa i dziedzin pokrewnych;
- 2) silników wysokoprężnych szybkoobrotowych o mocy do 700 KM i dziedzin pokrewnych.

Instytut Lotnictwa jest placówką wiodącą w zakresie: — lotnictwa (samoloty, śmigłowce, szybowce, silniki lotnicze i osprzęt);

— silników wysokoprężnych szybkoobrotowych o mocy 700 KM;

— paliw, olejów i smarów w ramach Ministerstwa Przemysłu Maszynowego.

W szczególności do zakresu działania Instytutu należy:

— koordynacja, kierowanie i prowadzenie prac naukowo-badawczych i prób stanowiących podstawę dla nowych konstrukcji i modernizacji sprzętu lotniczego i silników wysokoprężnych;

— wytyczanie kierunków i opiniowanie prac konstrukcyjnych w zakresie lotnictwa i silników wysokoprężnych;

— opracowywanie projektów oraz wykonywanie aparatury pomiarowo-kontrolnej i stanowisk badawczych;

— nadzorowanie i prowadzenie prób prototypów oraz wydawanie świadectw dopuszczenia do produkcji w zakresie sprzętu lotniczego i silników wysokoprężnych;

— nadzorowanie i prowadzenie prac badawczych oraz prób w zakresie podnoszenia jakości wyrobów;

— opiniowanie i orzecznictwo techniczne;

— opracowywanie i udostępnianie dokumentacji i informacji naukowo-technicznej i ekonomicznej;

— prowadzenie i koordynowanie prac normalizacyjnych związanych z tematyką działalności Instytutu.

Wyżej określone zadania Instytut realizuje między innymi przez:

— śledzenie rozwoju nauk związanych z działalnością Instytutu w kraju i za granicą oraz opiniowanie i inicjowanie tematów związanych z postępem nauki i techniki w zakresie tej działalności;

— branie udziału oraz pomoc przy wdrażaniu własnych prac badawczych i nowych rozwiązań techniki, prowadzenie instruktażu w tym zakresie oraz wykonywanie ekspertyz, prac doświadczalnych i technicznych zalecanych przez jednostki gospodarki społecznej;

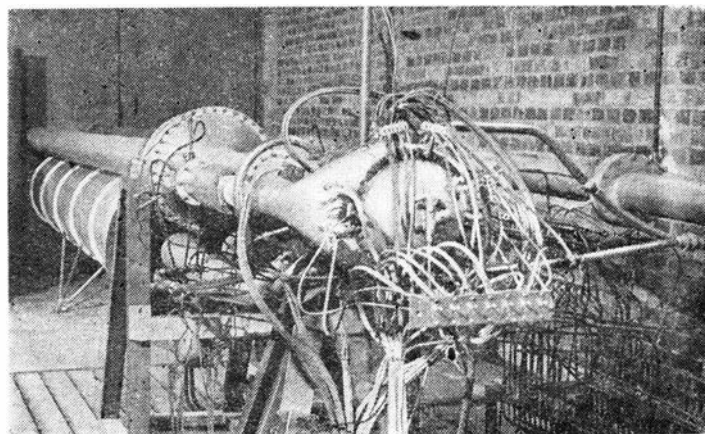
— współpracę z Polską Akademią Nauk, szkołami wyższymi, instytutami naukowo-badawczymi i innymi placówkami zawodowymi oraz biurami projektowymi, a także z odpowiednimi organizacjami i instytucjami naukowymi i naukowo-badawczymi za granicą;

— prowadzenie branżowego ośrodka informacji naukowo-technicznej i ekonomicznej oraz prowadzenie w branży lotniczej — branżowego centralnego ośrodka normalizacji, a w branży silników wysokoprężnych szybkoobrotowych — branżowego ośrodka normalizacji;

— popularyzowanie wiedzy technicznej i wymianę doświadczeń oraz organizowanie konferencji, odczytów i wystaw.

Przy Instytucie działa Rada Naukowa, która jest organem opiniującym w zakresie prac naukowo-badawczych oraz sprawuje nadzór nad poziomem naukowym działalności Instytutu.

Organem doradczym i opiniującym dyrektora jest Kolegium Instytutu, którego zadaniem jest opiniowanie i przedstawianie wniosków w sprawach:



Rys. 6. Próby komory spalania silnika GTD-350

- planu działalności naukowo-badawczej i ekonomicznej oraz jego realizacji,
- gospodarki i administracji Instytutu.

Struktura organizacyjna Instytutu Lotnictwa

Instytut podzielony jest na piony kierowane przez zastępców dyrektora do spraw: badawczych, koordynacji, technicznych i ekonomicznych.

Pion Naukowo-Badawczy jest podstawowym pionem i składa się z zakładów naukowo-badawczych, w których prowadzi się prace naukowo-badawczo-konstrukcyjne w dziedzinach obejmujących zagadnienia techniki lotniczej i silników wysokoprężnych.

Kierunki działalności naukowo-badawczej

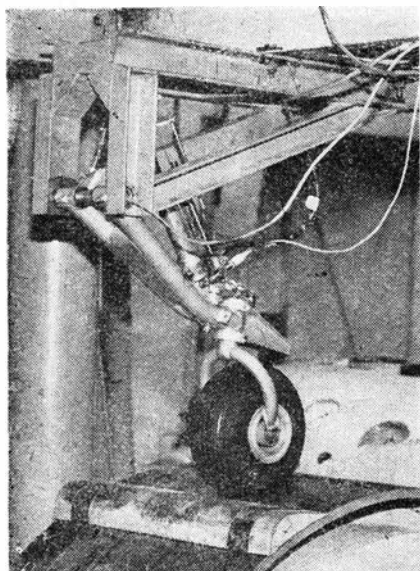
Instytut Lotnictwa prowadzi badania w następujących zagadnieniach:

- aerodynamiczne — dla celów lotniczych i nie-lotniczych, w zakresie prędkości małych i naddźwiękowych do $M = 3,5$;
- wytrzymałościowe: statyczne, zmęczeniowe, rezonansowe i elastooptyczne;
- gazodynamiczne maszyn wirnikowych: sprzężarek osiowych i odśrodkowych, wentylatorów i turbosprężarek do wysokoprężnych silników szybkoobrotowych;
- silników turbinowych odrzutowych;
- silników wysokoprężnych;
- elementów silników turbinowych, komór spalania i procesów spalania, układów sterowania i zasilania silników;
- osprzętu lotniczego: podwozi, maszyn i urządzeń elektrycznych, przyrządów pokładowych, instalacji i urządzeń hydraulicznych, badań mechanicznych i klimatycznych osprzętu;
- urządzeń elektronicznych: systemów antenowych, urządzeń nadawczo-odbiorczych, konstrukcji i badań mierników dynamicznych wielkości mechanicznych, technologii układów elektronicznych;
- niemetalowe tworzywa konstrukcyjne i kleje;
- paliwa i smary do silników lotniczych i wysokoprężnych;
- aparatura agrolotnicza do chemikaliów ciekłych i sypkich dla samolotów i śmigłowców.

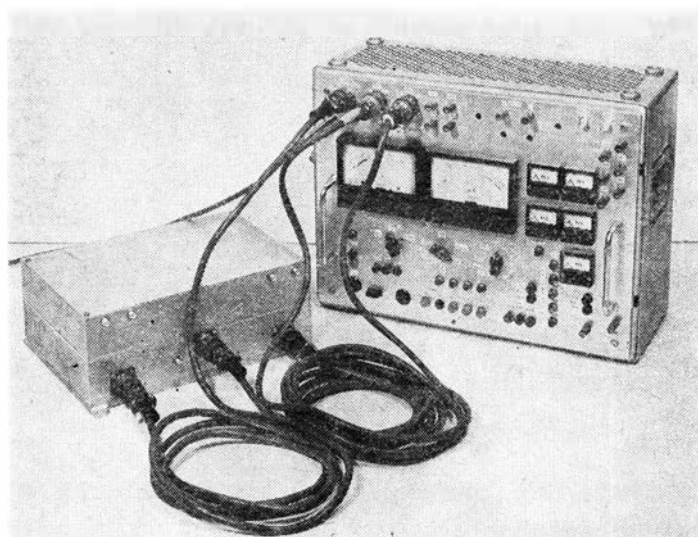
Tematyka prac

Działalność podstawowa prowadzona jest przez Instytut w zakresie realizacji problemów węzłowych, resortowych i branżowych, prac wykonywanych dla przemysłu w niepełnych cyklach rozwojowych, działalności ogólnotechnicznej i prac własnych.

W ciągu pięciu ostatnich lat działalność Instytutu koncentrowała się na realizacji następujących tematów, przede wszystkim w ramach problemów węzłowych, które były po raz pierwszy realizowane w ubiegłej pięcioletce.



Rys. 7. Próby przejazdu przez przeszkodę podwozia tylnego samolotu PZL-104 Wilga



Rys. 8. Radiospektrograf satelitalny RS-500 K (z lewej strony) z podłączonym pulpitem kontrolno-pomiarowym. Fot. A. Prystopski

W dziedzinie sprzętu lotniczego podstawowymi tematami były:

- samolot rolniczy dużego udźwigu M-15,
- samolot rolniczy średniego udźwigu PZL-105,
- aparatura agrolotnicza do samolotów M-15 i PZL-106,
- modernizacja aparatury agrolotniczej dla samolotu AN-2 i śmigłowca Mi-2,
- nowoczesny osprzęt lotniczy do samolotów i śmigłowców,
- polepszenie własności techniczno-eksploatacyjnych silników SO-1, ASz-62 i in.,
- prace w zakresie modernizacji śmigłowca Mi-2.

Szczególnie duże było obciążenie zakładów naukowo-badawczych Instytutu tematyką związaną z samolotem M-15. Przeprowadzono wielostronne badania aerodynamiczne modelu i jego zespołów, np. komory dwupłata, usterzenia, wykonano bardzo pracochłonne próby wytrzymałościowe (m.in. statyczne) różnych przypadków obciążenia samolotu występujących podczas eksploatacji. Wykonano badania kilku wersji kolektorów upustu powietrza przeznaczonych do zasilania i napędu agregatów aparatury agrolotniczej. W dziedzinie osprzętu opracowano m.in. paliwomierz służący do pomiaru ilości paliwa w zbiornikach skrzydłowych i kadłubowych samolotu, licznik czasu pracy silnika służący do niezależnych pomiarów całkowitego czasu pracy silnika, czasu pracy silnika na ciągu startowym oraz liczby lotów, wagę hydrauliczną do ważenia chemikaliów w zbiornikach samolotu.

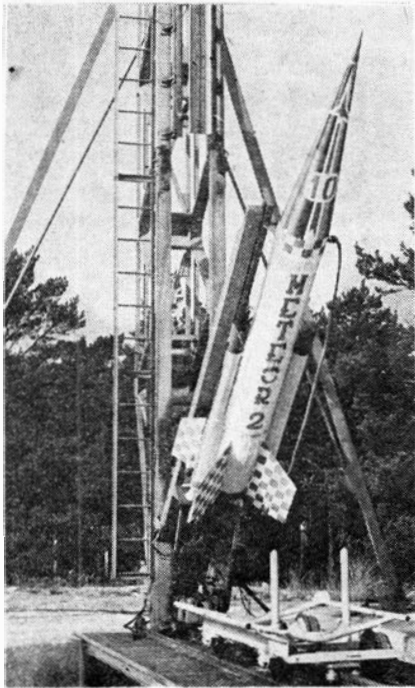
W zakresie aparatury agrolotniczej po wielu badaniach, próbach i wprowadzeniu zmian konstrukcyjnych wytypowano do ostatecznego dopracowania aparaturę do chemikaliów sypkich pylistych i granulowanych oraz do grubego, średnio- i drobnokroplistego opryskiwania. Trwają intensywne próby laboratoryjne i eksploatacyjne w locie różnych wersji aparatury agrolotniczej, która w ostatecznym wyniku decyduje o jakości i ekonomiczności zabiegów agrolotniczych, wykonywanych przez nowoczesne samoloty i śmigłowce. Jest to pierwsza w świecie aparatura agrolotnicza, w której wykorzystano zasadę transportu pneumatycznego do rozprzestrzeniania chemikaliów.

Szeroki zakres prac wykonano dla samolotu PZL-106. M.in. przeprowadzono analizy teoretyczne i badania w tunelach aerodynamicznych, w wyniku których określono biegunową samolotu, charakterystyki stateczności, opracowano konstrukcję i przeprowadzono badania podwozia, pracowano nad aparaturą agrolotniczą do prośzków i granulatów oraz osprzętem do tego samolotu, jak zintegrowany kontroler pracy silnika, klimatyzator kabinowy, układ pomiaru obrotów i ciśnienia łodowania.

Osiągnięcia Instytutu

Do najważniejszych prac Instytutu w okresie powojennym należy zaliczyć:

- Opracowanie koncepcji, warunków technicznych, przeprowadzenie prób aerodynamicznych i wytrzymałościowych oraz badań w locie samolotów szkolno-treningowych Ju-



Rys. 9. Rakieta meteorologiczna Meteor 2K

nak-3, TS-8 Bies i TS-11 Iskra. Samoloty Junak-3 i Bies zostały wdrożone do produkcji i stanowiły przez kilkanaście lat podstawowy sprzęt szkolno-treningowy. Iskra znajduje się nadal w produkcji seryjnej.

- Współudział w SZD-Bielsko w ustaleniu koncepcji i warunków technicznych oraz przeprowadzenie kompletnych badań aerodynamicznych i wytrzymałościowych oraz w locie większości polskich szybowców.

- Współudział w rozwiązywaniu trudnych problemów technicznych przy wdrażaniu do produkcji samolotów tłokowych i odrzutowych, śmigłowców, silników lotniczych tłokowych i odrzutowych oraz agregatów i osprzętu lotniczego wg dokumentacji licencyjnej, a także udział w próbach laboratoryjnych i w locie.

- Przeprowadzenie badań i prób kontrolnych zespołów aparatury rolniczej samolotów gospodarczych PZL-101 Gawron i An-2 oraz śmigłowców SM-1 i Mi-2, jak również samolotu wielozadaniowego PZL-104 Wilga.

- Opracowanie samolotu doświadczalnego Lala-1 przeznaczonego do badania nowych rozwiązań konstrukcyjnych aparatury agrolotniczej, w szczególności transportu pneumatycznego chemikaliów.

- Opracowanie, wykonanie, przebadanie i przekazanie do produkcji seryjnej pierwszego polskiego silnika turbinowego SO-1 o ciągu 1000 kG, stanowiącego napęd samolotu szkolno-treningowego Iskra.

- Opracowanie, wykonanie, przebadanie i przekazanie do produkcji licznych przyrządów pokładowych dla samolotów i szybowców, takich jak prędkościomierze, zakręto-

mierze, liczniki czasu pracy silnika, rejestrator parametrów lotu roboczego, paliwomierz pojemnościowy itp.

- Opracowanie, wykonanie, przebadanie i przekazanie do produkcji wielokanałowych systemów telemetrycznych przeznaczonych do zdalnych pomiarów parametrów w różnych urządzeniach oraz aparatury do pomiarów mechanicznych wielkości dynamicznych, z których oprócz lotnictwa korzysta wiele innych gałęzi gospodarki narodowej.

- Opracowanie, wykonanie, przebadanie i przekazanie do produkcji seryjnej rodziny rakiet meteorologicznych Meteor.

- Opracowanie technologii i urządzenia do produkcji wypełniacza komórkowego z folii metalowej m.in. do produkcji łopatek śmigłowców oraz urządzeń produkcyjnych do spawania bardzo cienkich blach ze stali stopowych i metali lekkich.

- Szeroki zakres badań aerodynamicznych i wytrzymałościowych zespołów samolotów M-15 i PZL-106 oraz ich próby w locie.

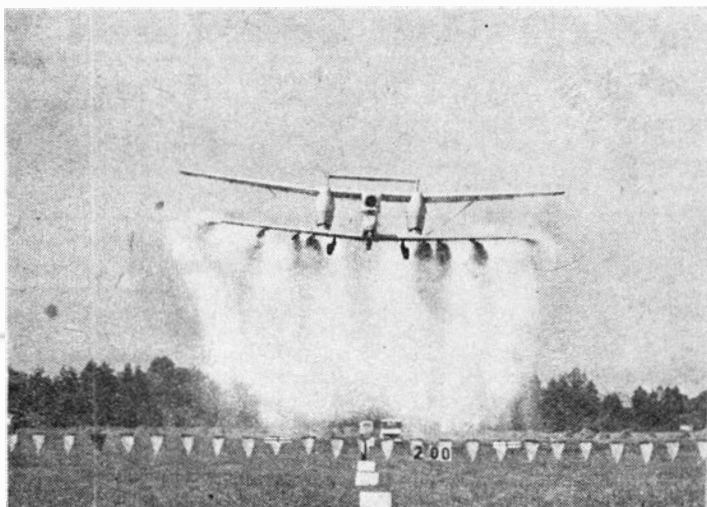
- Opracowanie, wykonanie, przebadanie oraz przekazanie do produkcji nowoczesnej wysokowydajnej aparatury agrolotniczej do samolotu M-15.

W zagadnieniach lotniczych i silników wysokoprężnych Instytut szeroko współpracuje ze szkolnictwem wyższym. Dla przykładu można wymienić, że Instytut ma zawartą długoletnią umowę z Akademią Rolniczo-Techniczną w Olsztynie na opracowanie metodyk i badania aparatury agrolotniczej oraz z innymi uczelniami, jak Politechnika Warszawska (osprzęt lotniczy, inżynieria materiałowa), Uniwersytet Warszawski (obliczenia), Politechnika Wrocławska (stoiska do silników wysokoprężnych), Politechnika Łódzka (hamulec wodny), IPPT (obliczenia), Instytut Fizyki PAN, WAT (procesy spalania w silnikach wysokoprężnych i pomiary temperatur tłoka) itd.

Umowa zawarta z ART-Olsztyn ma duże znaczenie dla rozwoju usług agrolotniczych w województwie olsztyńskim. W Kętrzynie zlokalizowano Ośrodek doświadczalno-szkoleniowy Instytutu Lotnictwa, stanowiący jego filię, przeznaczony m.in. do badań samolotów rolniczych.

W wielu istotnych zagadnieniach prowadzi się współpracę z zagranicznymi placówkami naukowo-badawczymi. Np. w zagadnieniach lotniczych Instytut współpracuje z radzieckimi instytutami, takimi jak CAGI, Instytut Lotnictwa Rolniczego i Specjalnego Zastosowania w Krasnodarze, Instytut Lotnictwa Cywilnego w Moskwie (GOSNIIGA) oraz czechosłowackim VZLU w Pradze. Ścisła współpraca istnieje między IL a radzieckim instytutem aparatury paliwowej do silników wysokoprężnych CNITA.

Instytut Lotnictwa pracuje głównie na potrzeby przemysłu lotniczego i silnikowego. Jednakże jego baza naukowo-badawcza wykorzystywana jest również dla potrzeb innych dziedzin gospodarki narodowej. Np. w tunelach aerodynamicznych oprócz badań lotniczych przeprowadzono badania żurawi budowlanych, sterów okrętowych, motocykli, zadymienia pokładów statków rybackich w zależności od usytuowania komina, badania oporów aerodynamicznych zestawów kolejowych. W oparciu o doświadczenia uzyskane przy opracowywaniu wtryskiwaczy lotniczych skonstruowano i przekazano do produkcji rozpylacze



Rys. 10. Próby aparatury do chemikaliów na samolocie M-15. Fot. Jamróz



Rys. 11. Samolot PZL-106 z aparaturą do opryskiwania. Fot. A. Prystopski

oleju do kotłów energetycznych. Dla przemysłu motoryzacyjnego wykonano porównawcze próby ogumienia do samochodów warszawa i fiat 125P z ogumieniem zagranicznych firm na wytrzymałość na długotrwałe przebiegi, próbę kwalifikacyjną silnika wysokoprężnego 359 do napędu samochodów ciężarowych.

W dziedzinie hydrauliki przeprowadzono badania układów hydraulicznych samojednego mieszalnika betonu, koparki KM-602 dla potrzeb zakładu Waryńskiego i kombajnu zbożowego Bizon. Szereg prac i badań wytrzymałościowych wykonano dla różnych przemysłów. Przykładowo można wymienić pomiary obciążeń i naprężeń eksploatacyjnych w autobusach SAN, badania jakościowe pomp i wtryskiwaczy do ciągników Ursus i samochodów Star, badania wytrzymałościowe pojemników na ryby, pomiary naprężeń w obiegach chłodzenia reaktora jądrowego Maria.

Ponadto w Instytucie opracowano szereg typów mierników dynamicznych wielkości mechanicznych oraz systemów telemetrycznych do zdalnego pomiaru parametrów w pracujących urządzeniach. Dla kopalni miedzi w Lubinie opracowano unikalny system sygnalizacji przeznaczony do przekazywania bezprzewodowego sygnałów między wnętrzem szybu i pomieszczeniami na powierzchni w pobliżu wieży szybowej.

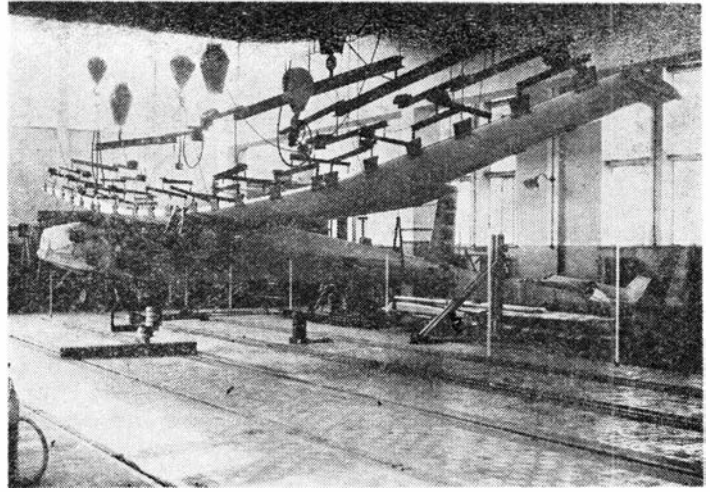
W ramach programu badania przestrzeni kosmicznej Interkosmos Instytut Lotnictwa wykonał radiospektrograf do pomiaru promieniowania słońca o częstotliwości radiowej, użyty na sztucznym satelicie Kopernik-500, wystrzelonym na orbitę w 1973 r.

Instytut Lotnictwa rozporządza własną bazą produkcyjną w postaci Zakładu Produkcji Doświadczalnej, który wykonuje urządzenia prototypowe i aparaturę opracowane w zakładach Instytutu, opierając przy tym szereg trudnych i nowych technologii.

Instytut Lotnictwa dysponuje własnymi wydawnictwami, na łamach których omawiane są wyniki prac wykonanych w jego laboratoriach i pracowniach. Najstarszym wydawnictwem są *Prace Instytutu Lotnictwa*, w których publikowane są przede wszystkim opracowania naukowo-techniczne zawierające wyniki samodzielnych badań teoretycznych lub doświadczalnych wykonanych przez pracowników Instytutu. W *Biuletynie Informacyjnym Instytutu Lotnictwa* omawiane są w popularnej formie najnowsze osiągnięcia polskiego przemysłu lotniczego i Instytutu, łącznie z uzyskanymi patentami.

Instytut organizuje również konferencje naukowo-techniczne, które są przeglądem dorobku pracowników naukowo-badawczych w różnych dziedzinach techniki lotniczej i silnikowej. Np. w 1966 r. odbyła się konferencja na temat konstrukcji lekkich. Od 1964 r. odbywają się okresowo konferencje na temat miernictwa dynamicznych wielkości mechanicznych; III konferencja z tej dziedziny miała miejsce w 1972 r. W marcu 1975 r. odbyła się konferencja na temat ergonomii w lotnictwie, a w listopadzie Instytut zorganizował VII Ogólnopolską Konferencję poświęconą wysokoprężnym silnikom szybko- i średnioobrotowym. Na terenie Instytutu czynna była duża wystawa obrazująca dorobek przemysłu silnikowego w Polsce, szczególnie w ostatnim pięcioleciu.

W ostatnim pięcioleciu w związku z rozwojem nowych konstrukcji lotniczych zbudowano szereg nowych i rozbudowano istniejące laboratoria. Np. zbudowano nowoczesne laboratorium turbosprężarek oraz laboratorium badań aparatury agrolotniczej, zmodernizowano laboratorium podwozi i hamownię silników turbinowych. Zakupiono nowoczesną aparaturę naukowo-badawczą oraz kontrolno-pomiarową, m.in. zestaw Prodera do prób rezonansowych,



Rys. 12. Próby wytrzymałościowe szybowca Pirat

urządzenia do prób zmęczeniowych i automatyzacji prac inżynierskich.

W uznaniu wysokiego poziomu prac wykonanych w Instytucie oraz kwalifikacji kadry naukowo-badawczej Minister Nauki, Szkolnictwa Wyższego i Techniki przyznał w 1972 r. Radzie Naukowej Instytutu prawo do nadawania stopnia naukowego doktora nauk technicznych w wybranych dziedzinach naukowych. W październiku 1975 r. odbyła się pierwsza obrona pracy doktorskiej w ILot. W latach 1971-75 25 pracowników obroniło prace doktorskie, a dwóch przeprowadziło przewód habilitacyjny.

Międzynarodowa Federacja Lotnictwa (FAI) przyznała Instytutowi dyplom honorowy za osiągnięcia w dziedzinie rozwoju konstrukcji szybowców i lekkich samolotów. Za wykonane prace zespoły pracowników Instytutu otrzymały kilka nagród państwowych, Ministra Nauki i Techniki, Ministra Przemysłu Maszynowego i Ministra Obrony Narodowej. M.in. zespół pracowników Instytutu otrzymał w 1970 r. nagrodę państwową drugiego stopnia w dziedzinie techniki za udział w opracowaniu i wdrożeniu do produkcji mierników elektronicznych do pomiaru dynamicznych wielkości mechanicznych. W 1972 r. Minister Przemysłu Maszynowego przyznał nagrodę zespołowi pracowników za zaprojektowanie i zbudowanie 6-składowej zautomatyzowanej wagi aerodynamicznej do dużego tunelu aerodynamicznego oraz za opracowanie samolotu doświadczalnego Lala-1. W konkursie *Mistrz Techniki 1974* wyróżnienie otrzymał zespół pracowników Instytutu za urządzenie do automatycznego spawania elementów cienkościennych o kształtach cylindrycznych łukiem elektrycznym w atmosferze argonu z własnym źródłem prądu spawania, za które Minister Przemysłu Maszynowego przyznał w 1976 r. nagrodę zespołową II stopnia. Miarą osiągnięć Instytutu jest również udzielenie na jego rzecz przez Urząd Patentowy PRL tylko w latach 1965-1975 180 patentów i wzorów użytkowych. Wymienione osiągnięcia Instytutu są wynikiem dużego wkładu wszystkich jego pracowników. Wielu pracowników Instytutu otrzymało w ostatnich latach wysokie odznaczenia państwowe za osiągnięcia w pracy zawodowej i społecznej. Instytut Lotnictwa jest jedną z najstarszych placówek naukowo-badawczych w Polsce i w okresie 50 lat istnienia dobrze zasłużył się polskiemu skrzydłom.

**Uprzejmie informujemy Czytelników,
że od dnia 1 lipca br. redakcja TLiA zmieniła numer telefonu na
39-01-50**

Amerykańskie wytwórnie silników śmigłowych i ich silniki • Cz. II

Mg'r WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Omówienie działalności i miejsca na rynku silników lotniczych amerykańskiej firmy General Electric. Opis obecnie produkowanych przez tę firmę silników: T-700-GE-700, T-58 i T-64.

General Electric

General Electric Company rozpoczęła swą działalność w dziedzinie turbin gazowych w 1896 r., a więc równo przed 80 laty. Firma była również pionierem w dziedzinie turbodoładowarek.

Dzisiaj General Electric zajmuje pod względem wysokości obrotów czwarte miejsce w Stanach Zjednoczonych. Zakres jej działalności obejmuje produkcję szerokiego profilu sprzętu elektrycznego (energetycznego i powszechnego użytku), sprzętu elektronicznego, urządzeń medycznych, sprzętu dla potrzeb kosmonautyki oraz produkcję turbiniowych silników lotniczych i nielotniczych.

W 1974 r. globalna wartość obrotu korporacji wynosiła 13,4 mld dol., a zatrudnienie osiągnęło liczbę 404 000 osób. Wartość sprzedaży lotniczych silników turbinowych nieznacznie przekracza 10% całkowitej sprzedaży tej firmy.

W 1974 r. General Electric osiągnęła wzrost wartości sprzedaży o 16% (przy globalnym zysku firmy 4%), a najszybciej rozwijającym się wydziałem jest właśnie Aircraft Engine Group (Wydział Silników Lotniczych): wartość sprzedaży tego sprzętu i usług lotniczych wzrosła w ciągu jednego tylko roku z 1 mld 600 mln (1973 r.) do 1 mld 916 mln dol. w 1974 r., z czego wartość sprzedaży silników lotniczych przekroczyła 1 mld 300 mln dol.

Głównym przedmiotem sprzedaży, przynoszącym największy zysk wobec wzrastającego obrotu tym sprzętem, jest rodzina dużych silników CF-6. CF-6-50 napędza wszystkie nowe szerokokadłubowe samoloty McDonnell Douglas DC-10, a wkrótce będą w nie wyposażone nowe odmiany Jumbo Jet (Boeing B-747-300). Silniki te wygrały walkę konkurencyjną z silnikami Pratt-Whitney JT-9D, które napędzają poprzednie odmiany tego samolotu. A więc wielkie zwycięstwo General Electric. Te same silniki będą również stanowiły napęd rozwojowych serii europejskiego aerobusu A-300-B4 oraz najnowszego wojskowego samolotu amerykańskiego lotnictwa, tj. YC-14 lub YC-15, który będzie budowany w długich seriach. Największy wydatek inwestycyjny General Electric w 1975 r. stanowiło finansowanie prac nad silnikiem CFM-56 w kooperacji z francuską firmą SNECMA. Obie firmy mają ponieść nakłady w wysokości po 225 mln dol.

Rozwija się sprzedaż innych cywilnych silników, jak CJ-610 i CF-700. General Electric nadal produkuje wojskowe silniki dla samolotów szturmowych S-3A Viking i A-10, silniki F-101 dla naddźwiękowego bombowca strategicznego B-1 (największe zamówienia wojskowe), a dalej lżejsze silniki wojskowe, jak J-85 i J-79 (pierwszy z nich do 1.I. 1975 r. został wyprodukowany w liczbie 11 500 sztuk, a drugi — 15 500 sztuk).

Zamówienia General Electric na silniki lotnicze wzrosły w ciągu 1974 r. do sumy 1,6 mld dol.

Łączne zatrudnienie w dwu zakładach silników turbiniowych (West Lynn i Evendale) wynosi 24 000 osób, po 12 000

w każdym. O rozmiarach i wadze przykładowej przez General Electric do badań i prac rozwojowych może świadczyć następujący przykład: tylko w laboratorium metalurgii działu badań silników turbinowych zatrudnionych jest 450 inżynierów.

Francuski Aviation Magazine pisze: „...zespół obu zakładów produkcyjnych Wydziału Silników Lotniczych reprezentuje jednocześnie potężny potencjał produkcyjny i najbardziej awangardową technologię, tak że pod pewnym względem przewyższa nawet Pratt-Whitney'a. Jego ekipa dyrektorska, działająca tam już od dłuższego czasu, ma jasny obraz wszystkich problemów i całkowite poparcie potężnego zaplecza macierzystej firmy, działającej w dziedzinie ciężkiego przemysłu, energetyki i nukleoniki... Natomiast Wydział Silników Lotniczych nie wykorzystuje w całości posiadanej zdolności wytwórczej. A zatem ma on jeszcze rezerwy mocy, które — naszym zdaniem — będzie już mógł dzięki posiadanym zamówieniom i szerokiej akcji marketingowej zatrudnić w najbliższym czasie, zbliżając się w ten sposób do swojego głównego rywala — największego producenta lotniczych silników turbinowych w świecie kapitalistycznym, tj. do przedsiębiorstwa Pratt-Whitney, będącego filią wielkiego holdingu United Technologies.

Silniki śmigłowe General Electric

Działalność na polu silników śmigłowych (zakłady w West Lynn) jest znacznie skromniejsza pod względem wartości sprzedaży, tym niemniej General Electric dzięki wojskowym zamówieniom wysuwa się obecnie na pierwsze miejsce jako dostawca tych zespołów napędowych dla średnich i ciężkich śmigłowców wojskowych, ale równocześnie już od kilku lat prowadzi prace nad dostosowaniem silników wojskowych dla potrzeb cywilnych. Uzyskanie certyfikatów cywilnych dla tych silników ma nastąpić jesienią 1976 r.

General Electric produkuje trzy typy silników śmigłowych: T-58, T-64 i T-700.

Silnik T-700-GE-700

Jest to silnik stanowiący rewelację na skalę światową, toteż wzbudził powszechne zainteresowanie na Paryskim Salonie Lotniczym w 1975 r. Silnik został opracowany na zlecenie Łądowych Sił Zbrojnych USA, które postawiły producentowi prawdziwie drakońskie warunki dotyczące jego żywotności i niezawodności.

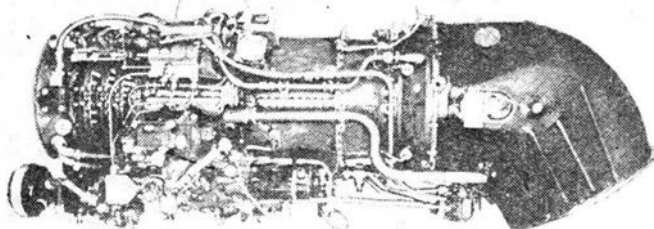
Warunki postawione przez amerykańskie Łądowe Siły Zbrojne były następujące:

- oferta General Electric powinna być zawierać i zawierała preliminarz nakładów obliczony systemem *life cost*, tj. od kosztów prac rozwojowych poczynając, wraz z kolejnym podaniem kosztów produkcji jednostkowej, produkcji przewidzianej serii (około 5000 sztuk), kosztów remontów, dostaw części zamiennych, łącznie wszystkie koszty aż do kresu planowanej żywotności, tj. w przypadku pierwszej partii dostawy serii: 1500 godzin pracy;

- niezawodność miała być zapewniona między innymi dzięki zastosowaniu nowego rodzaju filtru, usuwającego zewnętrzne zanieczyszczenia wpadające do wlotu silnika;

- moduły silnika musiały być wzajemnie wymienne bez demontażu silnika, na miejscu ewentualnej awarii.

W związku z tymi postulatami inżynierowie General Electric musieli zaprojektować konstrukcję w miarę możliwości mało skomplikowaną i obniżyć temperaturę na wlocie do turbiny o blisko 150 °C w stosunku do istniejących możliwości technicznych (temperatura na wlocie do turbiny napędowej 810 °C). Te względnie niskie temperatury stwarzają możliwość poważnego rozwoju mocy kolejnych odmian silnika T-700, nad czym General Electric już pra-



Rys. 1. Silnik GE T-58 o mocy 1325—1870 KM

kuje. Przewiduje się podniesienie mocy silnika T-700 do 1800 KM, a następnie (około 1981 r.) do 2100 KM.

Harmonogram prac i kontrakt na dostawę silników T-700 zostały podpisane, po okresie negocjacji, ustaleniu charakterystyk i osiągnięciach oraz przedstawieniu przez GE przedprototypowego silnika — w pierwszych miesiącach 1972 r. W połowie 1973 r. rozpoczęły się próby hamownicze, a w kilka miesięcy później próby w locie, które odbywały się na latających hamowniach: śmigłowcach Boeing-Vertol i Sikorsky. Próby w locie na śmigłowcach UTTAS (taktyczny śmigłowiec do transportu drużyny piechoty) i AAH (śmigłowiec do zwalczania broni pancernej), dla których silniki T-700 są przeznaczone, odbyły się odpowiednio: w końcu 1974 r. i we wrześniu 1975 r. Do 1.I.1976 r. wytwórcy śmigłowców otrzymali już 100 silników prototypowych.

Prace przygotowawcze i produkcja przebiegały w terminach wyprzedzających założenia harmonogramu, między innymi odnosi się to również do badań PRTF (wstępne kwalifikacyjne badania w locie). Wojskowe próby kwalifikacyjne zostały zakończone na przełomie marca i kwietnia 1976 r. Badania wykazały zgodność wyników z warunkami technicznymi.

Amerykańskie Siły Zbrojne na realizację programu przyznały dotację w wysokości 200 mln dol. W ciągu 1975 r., aż do chwili zakończenia ostatecznych prób, próby na hamowni wyniosą ponad 7000 godzin, a próby w locie ponad 1000 godzin. Od pierwszego oblotu śmigłowca UTTAS z silnikiem T-700 do przyjęcia go przez władze wojskowe (marzec—kwiecień 1976 r.) minęło zaledwie 16 miesięcy.

Konstrukcja T-700 składa się z czterech podstawowych modułów: modułu napędu wyposażenia, modułu sprężarki, modułu komory spalania i turbiny sprężarki oraz turbiny napędowej.

Nowością jest, że do wymiany jednego z modułów wystarczy zestaw 10 standardowych narzędzi typu A-07, w które wyposażone są amerykańskie jednostki śmigłowcowe. Kaseta narzędziowa ma wymiary 30×35 cm. Wymiennosc modułów jest kompleksowa, a praktyka wykazała, że dzięki tej konstrukcji czas konserwacji został skrócony o 75% w porównaniu z czasem wymagany dla tych czynności przy starszych typach silników śmigłowcowych.

Udoskonalony filtr wlotowy. Stałe łopatki kierujące na wlocie do filtru nadają ruch wirowy strumieniowi powietrza, które w dalszej części filtru przepływa przez kanał o dużej krzywiznie, dzięki czemu zamieczyszczenia są odrzucane siłą odśrodkową do oddzielnego, zewnętrznego kanału. Powietrze z zanieczyszczeniami jest odsysane za pomocą specjalnej sprężarki znajdującej się na wylocie kolektora kanału zewnętrznego. Sprężarka ta, stanowiąca jedyną część ruchomą filtru, napędzana jest przez urządzenie pomocnicze, a jej wirnik jest odporny na uszkodzenia, które mogą spowodować zanieczyszczenia. Strumień wewnętrzny „czystego” powietrza jest prostowany i kierowany do silnika przez drugi wieniec stałych łopatek. Nowy filtr GE usuwa do 95% wszystkich zanieczyszczeń.

Sprężarka typu mieszanego składa się z pięciu stopni osiowych i stopnia promieniowego. Poszczególne stalowe wirniki tej sprężarki są kute w całości. Z uwagi na istniejące w filtrze łopatki nie zachodzi potrzeba stosowania kierownicy wlotowej sprężarki. Trzy pierwsze stopnie mają jednak regulowane łopatki kierownicze.

Poza częścią osiową sprężarki znajduje się stopień sprężarki promieniowej. Wydatek powietrza wynosi 4,5 kg/s a spręż 17:1, co jest doskonałym wynikiem, zważywszy małą liczbę stopni sprężarki.

Pierścieniowa komora spalania ma długość tylko 150 mm. Specjalny rodzaj komory spalania, składającej się ze stożkowych pierścieni z dokładnie dobranymi otworami, stanowi tajemnicę firmy. Ten rodzaj komory zapewnia dużą sprawność termiczną silnikom General Electric.

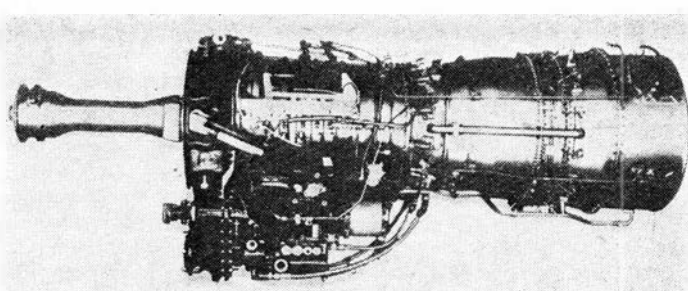
Kierownica wlotowa turbiny sprężarki jest chłodzona przez przepływ powietrza kanałami wewnętrznymi i zewnętrzną warstwą przyległą powietrza chłodzącego (*film cooling*).

Turbina sprężarki jest dwustopniowa. Korpus sprężarki osiowej wykonany jest z tytanu, a korpus sprężarki promieniowej — ze stali.

Prędkość obrotowa wytwornicy gazu — 44 700 obr./min, turbiny napędowej — 20 000 obr./min.

Ciążar suchego T-700 wynosi 181 kg.

Moc startowa T-700-GE-700 wynosi 1540 KM w warunkach ISA i temperatury zewnętrznej. Na wysokości 1200 m i przy temperaturze +35 °C moc spada do 1165 KM. Ma-



Rys. 2. Silnik GE T-64 o mocy 3314—4380 KM

ksymalna moc trwała nie przekracza 1250 KM (na wysokości 1200 m i przy temperaturze +35 °C — już 870 KM). Moc przelotowa na poziomie morza w warunkach ISA (75% mocy silnika) wynosi 900 KM.

Zużycie paliwa wynosi: startowe — 0,213 kg/km/h, przy maks. mocy trwałej — 0,217 kg/km/h, zaś przy 72% mocy — 0,236 kg/km/h.

Prognozy zbytu T-700 przedstawiają się bardzo optymistycznie. Należy przypuszczać, że zostanie on zbudowany w liczbie nie mniejszej niż 12 000 sztuk, co mu zapewni dużą zdolność do konkurencji na światowych rynkach z uwagi na rozłożenie kosztów prac badawczo-rozwojowych na wielką liczbę egzemplarzy (pomijamy w tym miejscu doskonałą jakość silnika).

General Electric już zapowiedział, że nie przewiduje w najbliższym czasie udzielenia prawa produkcji zagranicznym firmom na zasadzie umów licencyjnych. Jest to zrozumiałe: firma chce zagarnąć dla siebie całą śmietankę i nie narażać się na niebezpieczeństwo, że licencjobiorca będzie z nim konkurował na eksportowych rynkach zbytu, jak to się zdarzyło z silnikami General Electric T-58, które licencjobiorca, tj. Rolls Royce eksportuje pod nazwą Gnome, stwarzając poważną konkurencję dla licencjodawcy.

Silnik T-58

Jest to dwuwahłowy silnik z wolną turbiną, budowany przez General Electric od 1959 r. w odmianach wojskowej i cywilnej. Istnieją również odmiany dla statków i dla elektrowni.

Startowa moc silnika wynosi (w zależności od wersji) od 1320 KM do 1870 KM, moc przelotowa od 1070 do 1770 KM, a jednostkowe zużycie paliwa poniżej 280 G/KM/h.

T-58 był pierwszym amerykańskim silnikiem, który otrzymał certyfikat zezwalający na jego eksploatację w śmigłowcach cywilnych (wersja CT-58). Produkcja silników T-58 nadal jest intensywna, zwłaszcza dla amerykańskiej Marynarki Wojennej i Lotnictwa Wojskowego. Szacunkowa liczba wyprodukowanych silników T-58 (tylko w Stanach Zjednoczonych, bez produkcji w krajach licencjobiorców) wyniosła od 1959 r. ponad 4000 sztuk. W Anglii Rolls Royce zbudował ponad 1600 sztuk T-58 Gnome. Poza Anglią produkcję licencyjną prowadzi lub prowadziły również Alfa Romeo we Włoszech i Iishikawajima Harima Industries w Japonii. Produkcja T-58 w niezmińszonym tempie ma trwać nie krócej niż do końca następnej dekady.

Silnikami T-58 i CT-58 między innymi są napędzane śmigłowce: Bell UH-1F, Boeing Vertol CH-46 D, CH-46 E, Kaman SH-2D, SH-2F, Sikorsky HH-3, SH-3 i SH-3H, S-62A, S-72 oraz niektóre odmiany rozwojowe wytwórni Sikorsky.

Silnik T-64

Pierwszy śmigłowcowy silnik T-64 został dostarczony US Air Force w 1963 r. Obecnie silnik ten produkowany jest w wersjach o mocy od 3133 do 4380 KM, w odmianach śmigłowcowej i turbośmigłowej, a jego jednostkowe zużycie paliwa wynosi 217 G/KM/h.

Koncepcja T-64 przewidywała jego stały rozwój i doskonalenie. Moc 4380 KM silnika T-64 została uzyskana dzięki zastosowaniu możliwie intensywnego chłodzenia powietrzem pierwszego stopnia turbiny napędzającej sprężarkę wysokiego ciśnienia. Wytwórnia planuje dalsze podniesienie mocy startowej silników T-64 znacznie ponad 5000 KM,

co będzie możliwe po zastosowaniu chłodzenia również i drugiego stopnia tej turbiny, podniesieniu temperatury na wlocie do turbiny i zwiększeniu sprężu. Należy jeszcze zaznaczyć, że silnik T-64 o mocy 5000 KM będzie miał te same gabaryty zewnętrzne co i jego odmiany o niższej mocy.

Na podstawie przeprowadzonej analizy rynkowej i zapotrzebowania zgłaszanego przez Siły Zbrojne USA General Electric doszedł do przekonania, że silniki T-64, a zwłaszcza ich udoskonalone odmiany o dłuższej żywotności, większej mocy i lepszych parametrach eksploatacyjnych, będą podobnie jak i silniki T-58 produkowane jeszcze przynajmniej przez dalsze 15-25 lat.

Do 1.I.1975 r. tylko w USA zbudowano 1900 wszystkich odmian silników T-64. Ponadto silniki te są produkowane na zasadzie umów licencyjnych przez MTU w RFN (typ T-64-GE-7A o mocy 3936 KM), Rolls Royce'a w Anglii, IHI w Japonii oraz Fiata we Włoszech.

Głównym odbiorcą silników T-64 jest Sikorsky, który wyposaża w nie odmiany śmigłowców H-53, jak CH-53A, CH-53D, RH-53D i CH-53C. Również nowy, ciężki śmigłowiec Sikorsky'ego CH-53E Sea Stallion będzie napędzany przez T-64. Będzie to nowe, duże zamówienie dla General Electric, gdyż śmigłowce Sea Stallion od 1976 r. będą produkowane w długich seriach.

* * *

Na zakończenie omówienia działalności branży silników śmigłowcowych General Electric należy stwierdzić, że w klasie mocy reprezentowanej przez śmigłowcowe zespoły

napędowe tej firmy aktualnie, a prawdopodobnie nawet i przez dwie najbliższe dekady nie istnieje zagrożenie współzawodnictwa ze strony zachodnioeuropejskich wytwórców tego sprzętu.

Podobnie przedstawia się sprawa konkurencji również i na rynku Stanów Zjednoczonych, z tym jednak zastrzeżeniem, że żaden z tamtejszych producentów nie zamierza dublować profilu produkcyjnego General Electric. Ale nawet i w tym przypadku zagrożenie to nie będzie zbyt wielkie z uwagi na renomę już uzyskaną na światowym rynku przez śmigłowcowe silniki klasy General Electric T-58, T-64 i T-700.

Jedynym konkurentem dla silników GE jest rozwijany obecnie przez Avco Lycoming silnik PLT27, który może stać się przedmiotem konkurencji przy wyposażeniu nowej generacji wojskowych śmigłowców. Jest to silnik o mocy 1950 KM, a więc będzie w stanie współzawodniczyć z odmianą rozwojową silnika T-700 i silnikami rodziny T-58. Rewelacyjny jest stosunek ciężaru własnego tego silnika do mocy startowej: 140 kG i 1950 KM, a więc ciężar jednostkowy wynosi dla silnika PLT27 0,08 kG na 1 KM.

W świetle przedstawionych faktów dotyczących dotychczasowego technicznego i ekonomicznego rozwoju Aircraft Engine Group of General Electric Company można wysnuć następujący, logicznie uzasadniony wniosek: firma ma zapewnić zbyt na produkowane obecnie silniki śmigłowcowe jeszcze przynajmniej przez dwie dekady. W miarę zaś wypuszczenia na rynek udoskonalonych odmian silników wydaje się pewne, iż zbyt tych silników będzie wzrastał, a jego rozwój mogą przyhamować jedynie nieprzewidziane wydarzenia losowe.

Dziś i jutro systemów dyspozycyjnego sterowania śmigłowców cywilnych • Część I

Mgr inż. EUGENIUSZ MALIŃSKI
Instytut Lotnictwa — Warszawa

Czynniki utrudniające eksploatację śmigłowców w warunkach lotu według przyrządów. Dyspozytor lotu — istotne korzyści w zakresie sterowania i indykacji śmigłowców, szczególnie w warunkach IMC. Ręczniaki dwukanałowe — charakterystyki funkcjonalne i ich przydatność na śmigłowcach.

Wykorzystanie pełnych możliwości operacyjnych śmigłowców znajduje się w centrum uwagi użytkowników tego sprzętu na całym świecie. Zasadniczą sprawą jest wykonywanie typowych zadań śmigłowcowych w warunkach IFR. Przykładem mogą być szereg artykułów i wzmianek w prasie zachodniej, szczególnie w USA.

Spośród wielu nie rozwiązanych problemów, utrudniających loty śmigłowców w IMC, za szczególnie istotne uważa się problem stateczności statku i obciążenia załogi. Analizę aktualnie osiągniętych rozwiązań tych zagadnień podjęło m.in. Laboratorium Dynamiki Lotu Sił Powietrznych (AFFDL) USA w swoich programach badawczo-rozwojowych, oficjalnie znanych jako Program sterowania i indykacji dla IFR V/STOL (The V/STOL IFR Control/Display Technology Program), oraz Program czynników dotyczących pilota, związanych ze sterowaniem i indykacją śmigłowców (The Pilot Control/Display Factors for Helicopters — PIFAX-H). Poza systemami stabilizacji kierunkowej i wspomaganiami w układzie sterowania skokiem ogólnym w programach tych

zasadniczą rolę odgrywają nowe rozwiązania systemu dyspozytora lotu (DL) dostosowane do specyficznych własności śmigłowców.

W chwili obecnej postęp w zakresie sterowania i indykacji śmigłowców cywilnych osiągnięto drogą adaptacji DL, wywodzących się ze śmigłowców wojskowych bądź z samolotów. W celu polepszenia sterowania położeniem, a szczególnie kierunkiem lotu oraz dla asekuracji w przypadku nieprzewidywanego lądowania według przyrządów firmy Collins i Sperry wystawiły na rynek śmigłowców cywilnych uproszczone rozwiązania dwukanałowe, ograniczone do dyspozycji sterujących w osiach pochyleń i przechyleń i adaptowane bezpośrednio z rozwiązań oryginalnie zaprojektowanych dla samolotów.

Część I artykułu jest poświęcona dwukanałowym dyspozytorom lotu.

IFR a śmigłowce

Sformułowanie właściwych wymagań na IFR dla śmigłowców i zapewnienie zadowalających rozwiązań dostosowanych do tych wymagań stały się ostatnio przedmiotem ożywionej dyskusji w zachodniej prasie lotniczej i jednocześnie przedmiotem szeroko zakrojonych programów badawczo-rozwojowych, nadzorowanych przez Administrację Sił Powietrznych USA [1].

Obowiązujące obecnie przepisy FAA odnośnie IFR dla śmigłowców zostały zdaniem Dan Manninghama (redak-

tora działu śmigłowców czasopisma Business & com. av.) zaadaptowane z archaicznego zestawu norm oryginalnie opracowanych dla samolotów, z pominięciem wyczerpującego studium problemów i wymagań charakterystycznych dla lotów śmigłowcowych według przyrządów [1]. Doprowadziło to do stanu, w którym dopuszczenie śmigłowca do lotów wg IFR jest uwarunkowane nietypowym dla śmigłowca wyposażeniem. Użytkownicy śmigłowców są pozbawieni przy tym autorytatywnych informacji, co może prowadzić do powstawania błędów w eksploatacji śmigłowca jako efektywnego środka transportu zdolnego do lotów we wszystkich warunkach pogodowych, zarówno w dzień jak i w nocy.

Częściowe urealnienie stanowiska FAA wnoszą optymistycznie komentowane najnowsze uzupełnienia do przepisów FAR z roku 1975 [9] str. 69, dotyczące śmigłowców kategorii transportowej (oznaczone SFAR). Dla przypadków, gdy śmigłowce te nie mogą spełnić dotychczasowych wymagań na loty, wg IFR, przepisy SFAR pozwalają na loty specjalne wg IFR. Umożliwiają one jednocześnie pewien postęp w zakresie procedury lotu śmigłowców według przyrządów.

Istnieje powszechne przekonanie, że zasadniczym powodem oporów FAA odnośnie dopuszczenia śmigłowców do lotów proceduralnych wg IFR jest ich niedostateczność. Jest oczywiste, że w odniesieniu do wymagań stateczności sformułowanych przez FAR przed dziesiątkami lat dla koawencjo-

nalnych samolotów, śmigłowce uchodzą za niedostateczne [2, 6]. Chodzi tu głównie o niestateczność aerodynamiczną, wyrażającą się tendencją do powiększania skutków zakłóceń zewnętrznych, zamiast dążenia do uzyskania położenia pierwotnego. Konieczność nieustannej ingerencji w efekty niestateczności przy jednocześnie występujących drganiach konstrukcji maszyny (efekt znacznie spo-

nie o właściwe wydobycie ich naturalnych możliwości potencjalnych i wyeksponowanie ich zasadniczych atrybutów, jakimi są: zawis, lot pionowy i lot z małą prędkością, dające w wyniku rozległość zastosowań. Odpowiednie wykorzystanie tych możliwości śmigłowców determinuje rozwój efektywności i osiągnięć operacyjnych oraz zwiększenie ich użyteczności i elastyczności eksploatacyjnej.

czas lądowania. Latając w oparciu o konwencjonalnie podawane informacje o parametrach położenia i nawigacji pilot jest zmuszony do nieustannego śledzenia wskaźnika położenia, giroskopowego wskaźnika kursu, wskaźnika nawigacyjnego, wariometru, prędkościomierza i wysokościomierza, z jednoczesnym sporadycznym udzieleniem uwagi przyrządom kontroli pracy zespołu napędowego i układu wirnika. W przypadku, gdy pilot zauważy przesunięcie wskazówki nawigacyjnej, musi on wyliczyć i wykonać manewr przechwycenia (działanie naprowadzające wskazówkę do zera), wyliczyć nową poprawkę na wiatr boczny i następnie utrzymać nowy kierunek, aby zweryfikować wprowadzoną korektę na wiatr.

Mając układ dyspozytora lotu, zadanie pilota sprowadza się do śledzenia tylko jednego przyrządu oraz jedynie sporadycznej obserwacji pozostałych.

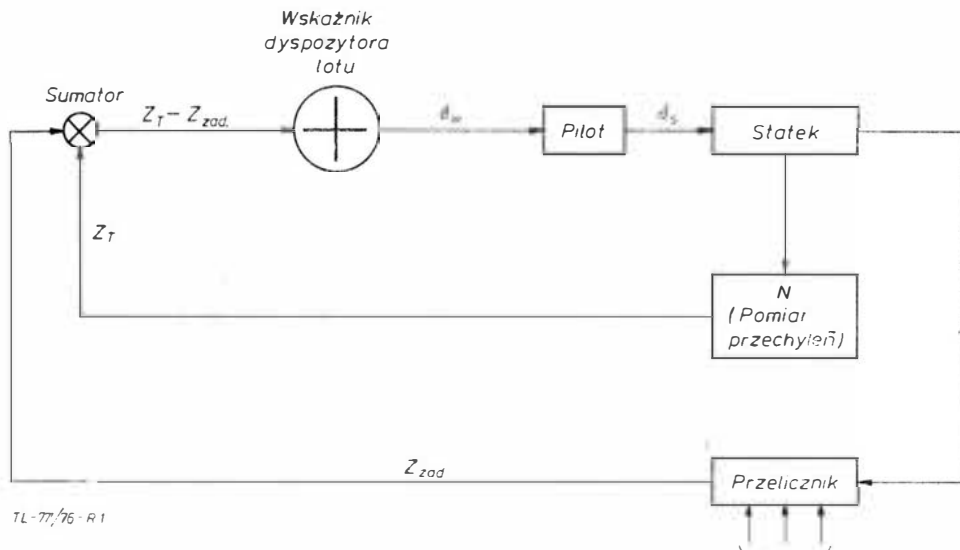
Dyspozytor lotu jest w pojęciu ogólnym włączonym w pętlę sterowania pilot — statek powietrzny systemem pilotażowo-nawigacyjnym, który w oparciu o sygnały podawane z oddzielnych przyrządów określa na tarczy wskaźnika dyspozycje dla pilota, wyrażające wielkość i kierunek oddziaływania na nie statku, w celu utrzymania (stabilizacji) wybranego parametru lotu lub toru lotu. Wykonując polecenia DL pilot spełnia w tej pętli funkcję prostego wzmacniacza, odfiltrowującego dyspozycje nieprawidłowe i niebezpieczne.

Wybrany parametrem lub torem lotu, w zależności od sytuacji i potrzeb, może być m. in. stała prędkość powietrzna lub pionowa, określony kurs radiowy, kąt nachylenia toru lotu podczas lądowania itp. Stabilizacja zadanego parametru lub toru lotu statku jest dla pilota zadaniem złożonym, utrudnionym dodatkowo w warunkach deficytu czasowego. Sterowanie lotem, podejmowanie decyzji oraz śledzenie skutków przemieszczenia dźwigni sterowania wymagają od pilota wysoce operatywnego zaangażowania, co w trudnych warunkach meteorologicznych i w warunkach deficytu czasu i informacji staje się często dla pilota zadaniem wręcz niemożliwym do spełnienia. Zabezpieczenie dokładnego utrzymania toru lub parametru lotu wymaga zatem zmniejszenia rangi zadań lotniczych rozwiązywanych przez pilota i zlecenie tych zadań systemowi DL.

System sterowania dyspozycyjnego automatyzuje:

- uzyskiwanie zbioru niezbędnych informacji otrzymywanych z nadajników (informacja wejściowa),
- proces logiczno-obliczeniowej obróbki tej informacji,
- przekazywanie w ujęciu zakodowanym informacji wtórnej.

Z reguły informacja wtórna odzwierciedlona jest wizualnie na tzw. wskaźniku dyspozytora lotu (może być także odzwierciedlona na wskaźniku parawizualnym lub innymi środkami). Rezultatem włączenia systemu DL w pętlę sterowania statkiem jest sprowadzenie pracy myślowej pilota do podejmowania decyzji dedukcyjnych. Podawana pilotowi informacja wtórna δ_w ma charakter informacji dyspozycyjnej i przedstawia odchylenie bieżącej wartości określonego parametru ruchu statku Z_T (nazywanego współzrędną sterowania systemu dys-



Sygnały wykorzystywane dla określenia zadanej wartości współzrędnej sterowania systemu DL (ϵ , $\Delta\psi$)

Rys. 1. Strukturalny schemat dyspozycyjnego sterowania wybranym torem lotu; oznaczenia w nawiasach podano dla przypadku, w którym współzrędną sterowania systemu DL jest kąt przechyleń statku; N — nadajnik parametru wybranego jako współzrędną sterowania systemu DL (np. sztuczny horyzont z wyjściem elektrycznym kąta przechyleń) Z_{zad} — zadana wartość współzrędnej sterowania systemu DL (kąta przechyleń: γ_{zad}), Z_T — bieżąca wartość współzrędnej sterowania systemu DL (kąta przechyleń: γ), δ_w — informacja wtórna: odchylenie wskazówki dyspozycyjnej, δ_s — odchylenie steru (lub dźwigni), (ϵ) — kurs radiowy, ($\Delta\psi$) — różnica między zadanym i rzeczywistym kursem magnetycznym

tęgowany w warunkach oblodzenia, gdy narastanie lodu na łopatkach śmigła nośnego doprowadza do nierównomiernych sił i momentów) stanowią poważne utrudnienie w pilotowaniu i prowadzą do szybkiego zmęczenia pilota. W istotnym stopniu przyczynia się do tego również sprzężenie skrośne pomiędzy torami sterowania kierunku i skoku ogólnego oraz nieodpowiednie przyrządy pokładowe. Śmigłowce wyposażone są bowiem głównie w przyrządy samolotowe, niedostatecznie przystosowane do pilotowania śmigłowca, szczególnie w warunkach zawisu, podczas małych prędkości lotu i podczas charakterystycznego podchodzenia do lądowania.

Poważnym źródłem obciążenia pilota są ponadto: niepożądane przemieszczenia dźwigni sterowania skokiem ogólnym, wymagające nieustannej korekty, oraz konieczność śledzenia wskaźnika mocy. Ten drugi czynnik łączy się z występującym niebezpieczeństwem przyłożenia nadmiernego momentu do wirnika podczas manewrów dynamicznych. Omawiane problemy zostały między innymi ujęte w programie PIFAX-II [1].

Zdaniem Dan Manninghama, loty śmigłowców według przyrządów nie są jednak ogólnie oceniane jako trudne. W odniesieniu do konwencjonalnych samolotów w warunkach IFR śmigłowce zachowują się po prostu inaczej i z tym należy się pogodzić. Chodzi jed-

Maksymalizacja zdolności operacyjnych wiąże się bezpośrednio z wydobyciem charakterystycznych dla śmigłowca naturalnych cech manipulacyjnych związanych ze sterowaniem i z właściwym sformułowaniem roli i zadań dla pilota, przy jednocześnie wydatnym zmniejszeniu jego obciążenia, zarówno w odbieraniu informacji, jak i w czynnościach związanych z kontrolą lotu i kierowaniem statku.

Być może, ostateczne postanowienia FAA uwarunkują loty cywilnych śmigłowców w warunkach IFR od ich wyposażenia w specjalne systemy stabilizująco-wspomagające lub w systemy automatycznej kontroli lotu i (lub) od konstrukcji przystosowanej dla dwóch pilotów. Niezależnie jednak od rozstrzygnięcia tej kwestii ocenia się, że podstawowym systemem sterowania i indykacji dla codziennych lotów śmigłowców w warunkach IFR będzie dyspozytor lotu.

Dyspozytor lotu — ułatwienie wskazywania i uproszczenie pilotaż

Pilotowanie śmigłowca w warunkach IMC lub w sytuacjach o ograniczonej widoczności staje się rzeczywiście pracą. Najmniejsza nieuwaga lub przeoczenie podczas śledzenia wskazań może doprowadzić do istotnych odchyień od wymaganej orientacji i do utraty celu nawigacyjnego zanim statek znajdzie się ponownie pod kontrolą. Sytuacja taka jest szczególnie groźna pod-

pozycyjnego) od jego wartości zadanej Z_{zad} [7]:

$$\delta_w = Z_T - Z_{zad}$$

Zadanie pilota podczas pilotowania dyspozycyjnego sprowadza się do utrzymywania równości $\delta_w = 0$, co zabezpiecza stabilizację lotu statku na zadanym torze $Z_T = Z_{zad}$.

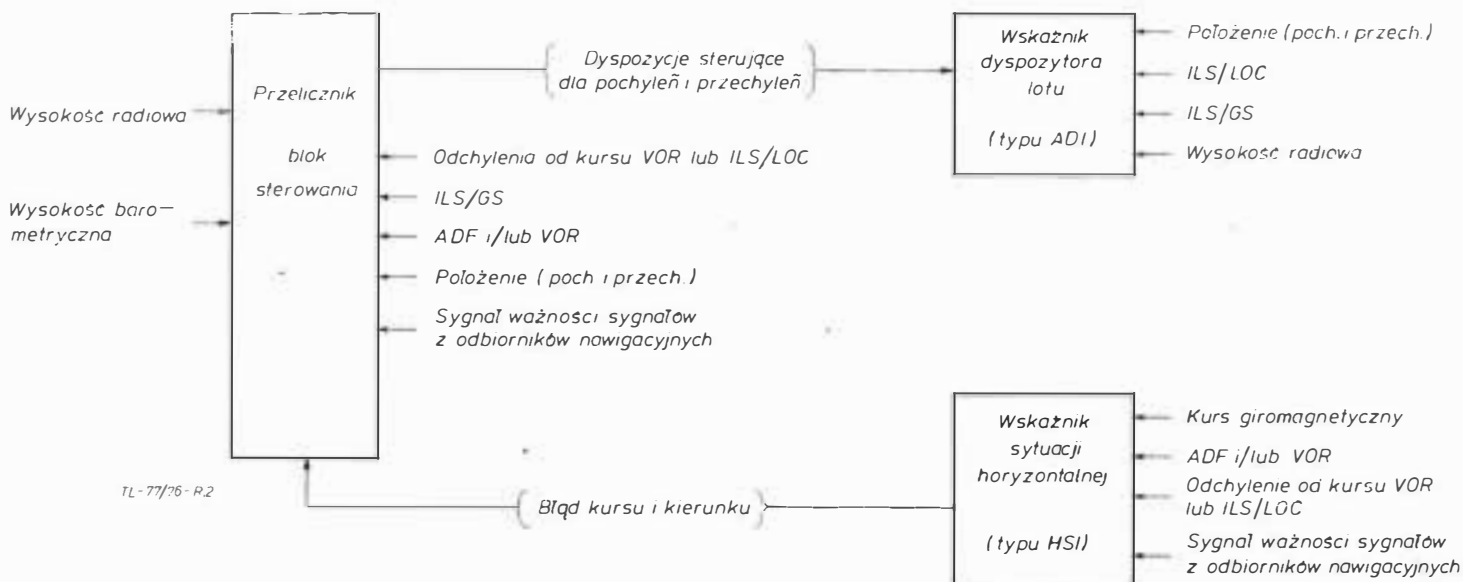
Strukturalny schemat dyspozycyjnego sterowania torem lotu statku przedstawiono na rys. 1.

kiem oraz charakterem przyjętych funkcji systemu DL. W odniesieniu do rozwiązań dwukanałowych, adaptowanych z zastosowań na samolotach (omówionych w tej części artykułu), reprezentatywne sygnały podawane na wejściu do systemu DL przedstawiono na rys. 2.

Wizualna prezentacja dyspozycji sterujących dla dwukanałowych samolotowych systemów DL była już dyskutowana na szóstej anglo-amerykańskiej konferencji lotniczej w roku

trów (położenia, wysokości, błędu nawigacyjnego) zaś na wyjściu prezentuje łatwe do interpretacji dyspozycje do skorygowania wybranej ścieżki lotu (rys. 1 i 2). Innymi słowy, przelicznik porównuje obecne położenie statku z położeniem, w którym powinien on się znajdować i podaje proste dla pilota dyspozycje dla najszybszego osiągnięcia korekcji.

Poprzeczna i pozioma wskazówka dyspozycyjna na tarczy indykatora położenia mówią pilotowi, jakie są



Rys. 2. Schemat blokowy dwukanałowego systemu dyspozytora lotu

Wybór współrzędnych sterowania systemu DL wynika z możliwie maksymalnego obciążenia pilota w procesie pilotowania statku. Najpełniejsze obciążenie pracy umysłowej występuje, gdy pilot realizuje funkcję prostego członu wzmacniającego [7].

Utrzymywanie statku na określonym torze odbywa się poprzez oddziaływanie momentów aerodynamicznych (lub sił) na statek za pośrednictwem organów sterowania. W charakterze momentów aerodynamicznych mogą być wykorzystane parametry pozostające w zależności z momentem aerodynamicznym, np. kąt odchylenia steru, kąt natarcia, kąt pochylenia i przechylenia, kąt nachylenia toru, prędkości kątowe pochyłeń i przechyleń, przeciążenie itp. Przyjęcie niektórych z tych parametrów jako współrzędnych sterowania systemem DL, jak np. kątów odchylenia steru (lotek), narzucałoby jednak pilotowi funkcję członu całkującego, co byłoby znacznie trudniejsze od pracy jako prostego członu wzmacniającego. Dla samolotów uznano za wystarczające sterowanie dyspozycyjne w odniesieniu tylko do dwóch stopni swobody orientacji: pochyłeń i przechyleń (systemy trzykanałowe). W złożonych rozwiązaniach śmigłowych wprowadzono dodatkowo dyspozycje sterujące w funkcji skoku ogólnego (systemy dwukanałowe), pozwalające na kontrolę kąta toru lotu i deceleracji podczas lądowania, jednocześnie utrzymywanie prędkości powietrznej i wysokości, prędkości powietrznej i pionowej itp.

Wybór sygnałów dostarczanych do DL jest w zasadzie determinowany ich miejscem w pętli sterowania stat-

ku [8], poświęconej metodom prezentowania informacji przez przyrządy pokładowe. Przyjęto wówczas stosowane w niektórych ówczesnych rozwiązaniach usytuowanie wskaźników dyspozycyjnych na wskaźniku położenia (sztucznego horyzontu), ze względu na istotną zależność bezpiecznego prowadzenia lotu od położenia statku. Kierowano się również niektórymi sposobami pracy DL, podczas których interpretacji wskaźników dyspozycyjnych towarzyszy związek ze wskazaniem położenia. Pewną dowolność w przyjmowaniu sposobu reagowania wskaźników dyspozycyjnych na sygnały doprowadzane do DL, w wyborze układu współrzędnych, jak i w kojarzeniu ruchu wskaźników w stosunku do układu odniesienia, ujednoznaczono w większości obecnych konstrukcji przyjęciem następujących założeń:

— dyspozycje dla pochyłeń i przechyleń podawane są w układzie współrzędnych prostokątnych za pośrednictwem dwu przecinających się wskaźników: poziomej i pionowej (w niektórych rozwiązaniach wskazówka pionowa przemieszcza się po niewielkim łuku); w rozwiązaniach najnowszych przyjmuje się również zintegrowany układ wskaźników dyspozycyjnych, w którym dyspozycje dla pochyłeń i przechyleń podawane są za pośrednictwem wspólnej wskazówki dyspozycyjnej o kształcie odwróconej i spłaszczonej litery V,

— wymagany kierunek korektury położenia samolotu jest zgodny z kierunkiem wychylenia wskazówki dyspozycyjnej.

Sercem systemu dyspozytora lotu jest przelicznik, który na wejściu otrzymuje nieobrobione dane paramet-

niezbędne zmiany położenia statku w celu zapewnienia żądanej ścieżki lotu. Na przykład uwidoczniła na rys. 3 wskazówka pozioma i poprzeczna wydają dyspozycje pochylenia do dołu i zakręcenia w lewo. Rozkazy te realizowane są przez pilota przy użyciu konwencjonalnych organów sterowych: drążka i pedałów.

Zadanie pilota posiadającego dyspozytora lotu polega na utrzymaniu wskazówek dyspozycyjnych koncentrycznie z symbolem samolotu. Jeśli wylicznik spostrzeże błąd kursu, spowoduje on przesunięcie wskazówki poprzecznej o wielkość wyrażającą odpowiednio wymaganą korekcję. Często przesunięcie to wyprzedza odchylenie, które pilot zauważy w oparciu o konwencjonalne dane nawigacyjne. Po skorygowaniu kursu wylicznik automatycznie poda nowe kątowe wartości poprawki na wiatr, pozwalając pilotowi na lepszą koncentrację nad planowaniem lotu lub nad łącznością.

Konstrukcje adaptowane z samolotów

Jak podano na wstępie, w odniesieniu do śmigłowców analizę optymalizacji rozwiązań systemów DL podjęto dopiero w ostatnich latach (prawdopodobnie dopiero w roku 1973). Do chwili obecnej nie ustalono jednak żadnych autorytatywnych założeń lub wytycznych i — jak wykazuje Dan Manningham [1] — na temat co powinien spełniać system śmigłowcowego dyspozytora lotu lub jak powinien to realizować istnieje dotąd porozumienie znikome.

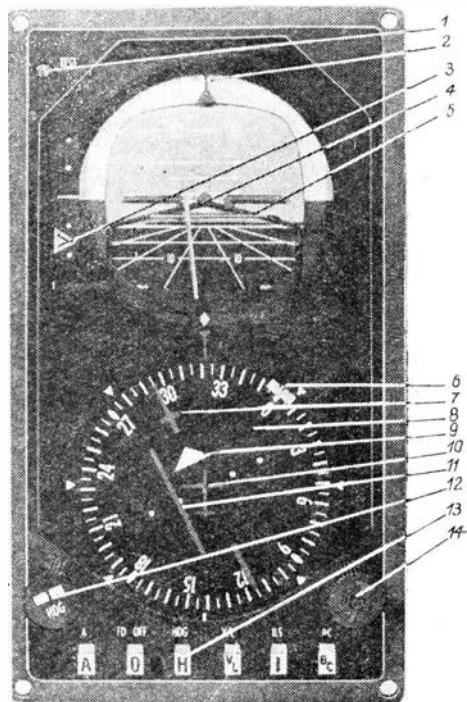
W zależności od potrzeb użytkowników i od podejścia inżynierskiego lub

inwencji szeregu wytwórców wyposażenia, od co najmniej kilkunastu lat proponuje się użytkownikom śmigłowców różne rozwiązania systemów DL, bardziej lub mniej doskonałe, ale wydawnie ułatwiające wykonywanie określonych dla śmigłowca zadań.

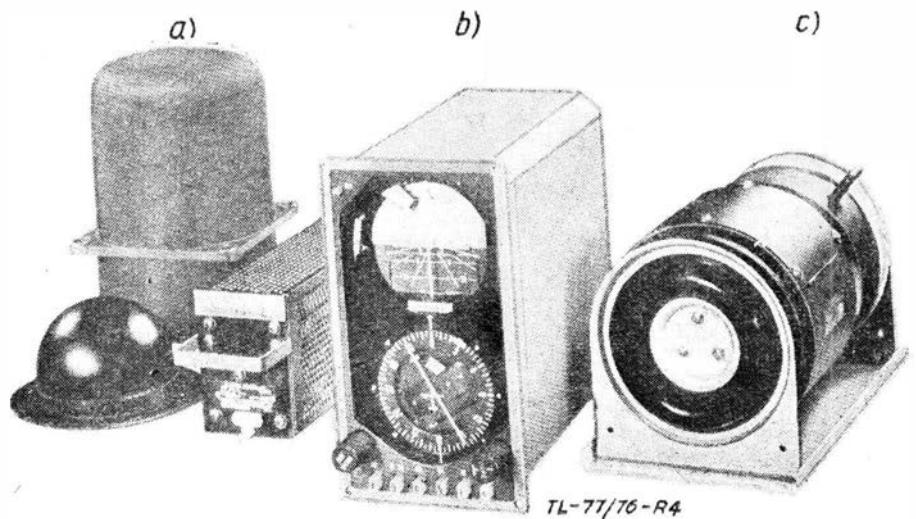
Pomijając sporadyczne rozwiązania śmigłowcowe opracowane dla ograniczonych lub specjalnych zadań, generalnie postęp w dziedzinie indykacji i sterowania cywilnych śmigłowców osiągnięto drogą adaptacji dyspozytorów lotu wywodzących się z samolotów. Producenci systemów dyspozytora lotu dostarczają obecnie na rynek rozwiązania uproszczone dwukanałowe, z podawaniem dyspozycji sterujących ograniczonych tylko do osi pochyleń i przechyleń, bądź też rozwiązania trzykanałowe, wyposażone w trzeci tor dyspozycyjny sterowania skokiem ogólnym. Wybór rozwiązania jest uzależniony od sposobu i zakresu użytkowania śmigłowców.

Do zastosowań ograniczonych do przelotów i precyzyjnego podchodzenia do lądowania według przyrządów firmy amerykańskie Collins i Sperry oferują nabywcom dwukanałowe systemy dyspozytorów lotu, oryginalnie zaprojektowane dla samolotów [3]:

— FD-112 B/C — firmy Collins (rys. 3 i 4); wielkość nominalna: 3 cale,



Rys. 3. FD-112B firmy Collins, nowy dwukanałowy przyrząd dyspozycyjny dostępny na rynku zachodnim, oryginalnie zaprojektowany dla samolotu; warunki pracy są wybierane przysiczkami umieszczonymi u dołu przyrządu; wskaźnik dyspozytora lotu (ADI): 1 — przycisk kontrolny, 2 — indeks odniesienia dla przechyleń, 3 — wskaźnik odchylenia od ścieżki schodzenia, 4 — wskaźnik dyspozycyjna przechyleń, 5 — wskaźnik dyspozycyjna pochyleń; niewidoczna na rysunku chorągiewka sygnalizacyjna położenia, kursu i ścieżki schodzenia; wskaźnik sytuacji poziomej (HST): 6 — znacznik kursu, 7 — strzałka wybranego kursu radiowego, 8 — tarcza siedząca kursu giromagnetycznego, 9 — strzałka od-do, 10 — symbol samolotu, 11 — wskaźnik odchylenia od wybranego kursu radiowego VOR/LOC, 12 — pokrętko znacznika kursu, 13 — przyciski wybierania rodzajów pracy, 14 — pokrętko nastawy wybranego kursu radiowego; niewidoczna na rysunku chorągiewka sygnalizacyjna układu nawigacyjnego



Rys. 4. Zestaw dwukanałowego DL firmy Collins (typ FD-112B) i współpracujących układów odniesienia położenia i kierunku: a — busola giroindukcyjna, b — zespół zintegrowanego wskaźnika ADI, HSI i wylicznika, c — zespół giroskopowego odniesienia pionu

ciężar: 21 funtów. Cena handlowa rzędu 14 000 \$ obejmuje: wskaźnik dyspozytora lotu, wskaźnik sytuacji poziomej, wylicznik, blok sterowniczy i system girosol, — STARS — firmy Sperry (rys. 5); wielkość nominalna: 4 lub 5 cali, ciężar 30 funtów. Cena handlowa około 30 000 \$ obejmuje zestaw podobny do oferowanego przez firmę Collins.

Systemy te dostarczają dyspozycje sterujące dla pochyleń i przechyleń. Podobnie jak na samolotach, gdzie nie uwzględniono toru dyspozycyjnego sterowania mocą, zabudowane na śmigłowcu systemy nie dostarczają dyspozycji sterujących skokiem ogólnym.

Dwukanałowy dyspozytor lotu FD-112B firmy Collins

Przedstawiony na rys. 3 dyspozytor lotu jest zespolonym przyrządem pokładowym łączącym we wspólnym zespole wskaźnik dyspozytora lotu — ADI (u góry), obrazowo-symboliczny wskaźnik sytuacji horyzontalnej — HSI (u dołu) oraz wylicznik i blok sterowniczy (masa 3,6 kg, wymiary 106 × 187 × 199). Bezpośrednio pod wskaźnikiem sytuacji horyzontalnej umieszczono z lewej strony pokrętko znacznika kursu (HDG) i z prawej pokrętko nastawy strzałki nakazanej drogi (Course) wybranego kursu radiowego.

Integralnie oświetlony układ wskaźników, osłonięty przeciwodblaskową szybą, dostarcza następujących informacji:

- kierunek (kurs giromagnetyczny),
- przechYLENIA,
- pochYLENIA,
- odchylenia od zadanego kursu radiowego VOR/LOC,
- wybrany kurs radiowy,
- nastawiona wartość znacznika kursu,
- odchylenia od ścieżki schodzenia,
- wskaźnik typu od-do, wyznaczący położenie w stosunku do radiolatarni ILS.

Poza wskazaniem informacyjnymi przyrząd dostarcza wskazania wyznaczające dyspozycje sterujące dla pochyleń i przechyleń.

Kanały kierunku, odchylenia od kursu radiowego, pochyleń i przechyleń

obejmują sygnalizację nieważności odpowiednich wskazań w przypadku braku lub nieprawidłowości dostarczanych sygnałów sterujących. Nieprawidłowości sygnałów podawanych na układy wskazań dyspozycyjnych (wskaźniki sterujące i wskaźnik ścieżki schodzenia) powodują schowanie odpowiednich wskaźników poza pole widzenia.

Umieszczony w górnym lewym rogu przyrządu przycisk kontrolny umożliwia sprawdzenie prawidłowości pracy serwomechanizmów kanałów pochyleń i kursu giromagnetycznego oraz odpowiednich współpracujących z nimi monitorów niesprawności.

Wciśnięciu przycisku odpowiadają:

- zmiany położenia (pochylenie do dołu i przechylenie w lewo),
- wzrastające wskazania kierunku (nieczynne podczas podłączenia dyspozytora lotu do automatycznego pilota),

— pojawienie się chorągiewek sygnalizacyjnych węzła giroskopowego i układu kierunkowego (kursu giromagnetycznego).

Przyciski bloku sterującego (umieszczone u dołu przyrządu) umożliwiają wybór następujących rodzajów pracy:

— A. Utrzymywanie wysokości. Wskazówka pochyleń wyznacza dyspozycje utrzymywania wysokości barometrycznej, przy której włączono przycisk;

— O. Dyspozytor lotu wyłączony. Wskaźnik górny pracuje jako sztuczny horyzont podstawowy przy schowanych wskazówkach dyspozycyjnych;

— H. Wskazówka pionowa wyznacza dyspozycje sterujące przechyleń do kursu wybranego na wskaźniku HSI;

— VL. Wskazówka pionowa wyznacza dyspozycje przechyleń dla manewrów przechwytywania, korekcyjnego wiatru bocznego i utrzymania toru lotu, w stosunku do wybranego kursu VOR lub radiolatarni lądowania LOC;

— I. Wskazówka pionowa kontynuuje dyspozycje utrzymywania toru lotu względem radiolatarni kursu lądowania, podobnie jak w rodzaju VL. Korekcja wiatru bocznego jest wyli-

czana automatycznie. Wskazówka pochyleń wyznacza dyspozycje na przechwycenie ścieżki schodzenia i utrzymania się w jej torze. W połączeniu ścieżka schodzenia można również zapewnić stabilizację ścieżki lotu na wysokości decyzyjnej;

— BC. Wskazówka pionowa na wskaźniku DL dostarcza dyspozycji sterujących typu *leć-do* w odniesieniu do zamiaru odwróconego o 180° od wybranego pokreśleniu 14 kursu radiowego względem radiolatarni ILS.

Sygnaly sterujące podawane są od odpowiednich układów wskazań zespolonego dyspozytora lotu są przetwarzane w integralnie zabudowanym wyliczniku, w oparciu o dane z:

— pionu giroskopowego, dostarczane w zakresie $\pm 80^\circ$ dla pochyleń i 360° dla przechyleń, z dokładnością $\pm 1^\circ$ (prędkość korekcji zawiera się w granicach 4–6°/min);

— giroskopu dostarczającej informacje o kursie giromagnetycznym z dokładnością $\pm 2^\circ$ w stosunku do lokalnego kursu magnetycznego (prędkość korekcji rzędu 3°/min, czułość śledzenia kursu magnetycznego $\pm 0,5^\circ$ przy natężeniu pola magnetycznego $H_x = 0,18$ Gs i $H_y = 0,54$ Gs);

— przetwornika wysokości barometrycznej, dostarczane w zakresie 0 ÷ ÷ 30 000 stóp z dokładnością ± 25 stóp;

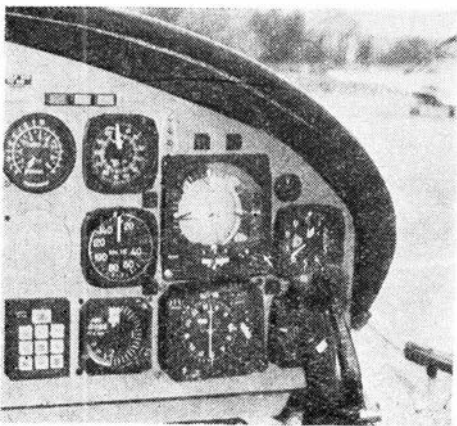
— odpowiednich odbiorników nawigacyjnych, porównywane z odchyleniami od zadanego kursu radiowego VOR/LOC; w przypadku sterowania w ścieżce schodzenia wylicznik otrzymuje również informacje o odchyleniach od ścieżki schodzenia.

Wskaźnik sytuacji poziomej dostarcza przelicznikowi sygnaly błędów kierunkowego (kątowej różnicy między położeniami indeksu odniesienia i znacznika kursu) i błędów kursu (kątowej różnicy między położeniami indeksu odniesienia i wybranym kursem radiowym). Sygnaly te charakteryzują się napięciem zmiennym 400 Hz o nachyleniu 200 mV/1°.

Zespół dyspozytora lotu FD-112B został zaprojektowany w odniesieniu do wymagań norm TSO i spełnia następujące wymagania w zakresie warunków środowiskowych:

— wilgotności 0 ÷ 95%;

— wibracji 0,1", 1,5 g max. 5 ÷ 55 Hz
0,25 g 55 ÷ 2000 Hz;



Rys. 5. Dwukanałowy system dyspozytora lotu STARS firmy Sperry, zainstalowany na śmigłowcu Bell 212 [3]; Sperry dostarcza również na rynek system trzykanałowy, oznaczony HelCIS

— temperatury przechowywania: -54°C do $+71^\circ\text{C}$;

— temperatury pracy: -15°C do $+71^\circ\text{C}$.

Na rysunku 4 przedstawiono zestaw dwukanałowego DL firmy Collins i współpracujących układów odniesienia położenia oraz kierunku.

Zakres użytkowania systemów dwukanałowych [3]

Wykorzystanie dwukanałowych dyspozytorów lotu na śmigłowcach odnosi się szczególnie do prędkości bliskich prędkościom przelotowym, przy których sterowanie przypomina w dużym stopniu sterowanie samolotem. Krótkotrwałe wznoszenia i schodzenia są wykonywane poprzez ruchy drążka w kierunku do i od siebie, natomiast zakręty poprzez przechylenie płaszczyzny wirnika, wykonywane ruchami drążka w kierunku w lewo i w prawo. Pedaly natomiast są wykorzystywane do koordynacji tych manewrów, podobnie jak pedaly steru kierunku do koordynacji zakrętów na samolotach.

Zatem system dwukanałowy jest na śmigłowcu użyteczny w takim samym zakresie, w jakim pilotaż śmigłowca przypomina pilotaż konwencjonalnego samolotu. Stwierdzenie to określa fazę lotu śmigłowca, w których dwukanałowy DL jest efektywnym urządzeniem informacyjnym.

Jakkolwiek rozwiązanie dwukanałowe nie zabezpiecza wykorzystania pełnych możliwości potencjalnych śmigłowców (szczególnie dla lotów w warunkach IFR), umożliwia ono lepsze sterowanie położenia i szczególnie sterowanie kierunkiem. Często rzeczywistym powodem zastosowania są względy asekuracyjne. Zmienne warunki atmosferyczne mogą bowiem doprowadzić do nie przewidywanego lądowania według przyrządów. I niezależnie od poglądów na temat dopuszczania śmigłowców do lotów wg IFR, lądowanie w IMC nie stanowi sytuacji mało prawdopodobnej. Użytkownicy, którzy się z tym liczą, woleliby mieć na pokładzie w takim momencie dyspozytor lotu, chociażby tylko dwukanałowy.

Systemy FD-112 firmy Collins i STARS firmy Sperry wystawiono na rynek cywilny z myślą właśnie o tego typu użytkownikom. Równocześnie firma Collins jest głęboko zaangażowana w programie PIFAX-H i oczekuje wyników badań w locie prototypów swego trzykanałowego dyspozytora lotu, zaprojektowanego i przeznaczonego wyłącznie dla śmigłowców. Systemy trzykanałowe zostaną omówione szerzej w części II artykułu.

Skróty stosowanych nazw

ADI — Attitude Director Indicator — Wskaźnik dyspozytora lotu. Oznaczenia równorzędne: FDI, HFDI, CAI

ADF — Automatic Direction Finder — Automatyczny radionamiernik lotniczy

DL (ang. FD, FDS, HFDS, HelCIS) — Dyspozytor lotu. Skrót nazwy: System Dyspozycyjny Sterowania Lotem, oznaczającej system sterująco-wskazujący wyposażony w przelicznik, blok sterowania, wskaźnik nawigacyjny i wskaźnik położenia, otrzymujący na wejściu dane pa-

rametrów nawigacji, położenia, prędkości itp. i podający na wyjściu odpowiednie wskazania informacyjne oraz dyspozycje dla sterowania obiektem

FAA — Federal Aviation Administration. Nazwa amerykańskiego organu nadzoru nad eksploatacją statków powietrznych — odpowiednik CZLC — Ministerstwa Komunikacji

FAR — Federal Aviation Rules. Nazwa amerykańskich lotniczych przepisów federalnych — odpowiednik polskich Przepisów Zdatości Cywilnego Sprzętu Lotniczego

HSI — Horizontal Situation Indicator. Wskaźnik Sytuacji Horyzontalnej — obrazowo-symboliczny zespolony wskaźnik nawigacyjny

IFR — Instrumental Flight Rules. Zasady lotu wg przyrządów

ILS — Instrument Landing System. System lądowania według przyrządów, umożliwiający podchodzenie do lądowania w warunkach ograniczonej widoczności pionowej i poziomej, oparty na wykorzystaniu radiolatarni kierunkowej LOC, radiolatarni ścieżki schodzenia oraz radiolatarni znakujących, tzw. markerów

ILS/GS — Glide Slope — Tor ścieżki schodzenia w systemie ILS

ILS/LOC — patrz: LOC

IMC — Instrument Meteorological Conditions. Warunki meteorologiczne wymagające lotu według przyrządów

LOC — Localizer. Radiolatarnia kierunkowa kursu lądowania wchodząca w system ILS

PIFAX-II — The Pilot Control-Display Factors for Helicopters Program — Program czynników dotyczących pilota, związanych ze sterowaniem i indykacją

SFAR — Special Federal Air Regulation. Nazwa amerykańskich przepisów lotniczych, wydanych w roku 1975 (uzupełnienie przepisów FAR)

TSO — Technical Standard Order. Nazwa amerykańskich lotniczych norm przedmiotowych, zawartych w części 37 FAR

VOR — VHF Omnidirectional Range. Ultrakrótkofalowa radiolatarnia ogólnokierunkowa

V/STOL — Vertical /Short Take-Off and Landing. Statek latający pionowego startu i lądowania/ lub z krótkim rozbiegiem i dobiegiem

LITERATURA

1. DAN MANNINGHAM: The Helicopter Pilot's IFR Program. *Business and Commercial Aviation* Jan. 1975, s. 57 ÷ ÷ 61.
2. G. SAUNDERS, DAN MANNINGHAM: Helicopter Stability. *Business and Commercial Aviation* Jan. 1975, s. 66 ÷ 70.
3. R. N. AARONS: Helicopter Flight Director Systems. *Business and Commercial Aviation* Jan. 1975, s. 62 ÷ 65.
4. J. E. NETHAWAY: Royal Aircraft Establishment, Farnborough. *Aeronautical Journal* Nov. 1972, s. 641 ÷ 645.
5. B. M. ELSON: USAF Evaluating Helicopter IFR Aids. *Aviation Week and Space Technology* 20 May 1974.
6. T. K. VICKERS: Developments in Helicopter IFR operations. *Controller* 1972, 11, N1-4, 53-57.
7. J. A. MICHAŁEW i inni: Systemy automatyczne i bezpośrednio sterowania samolotem. Maszynostrojenie 1974.
8. A. STRATTON: The presentation of information by aircraft instruments. Sixth Anglo-American Aeronautical Conference, Folkstone 9 ÷ 12 Sept. 1957.
9. *Business and Commercial Aviation*, April, 1975, s. 69 ÷ 75. 1975 Helicopters.

Możliwości zmniejszenia oporu śmigłowców

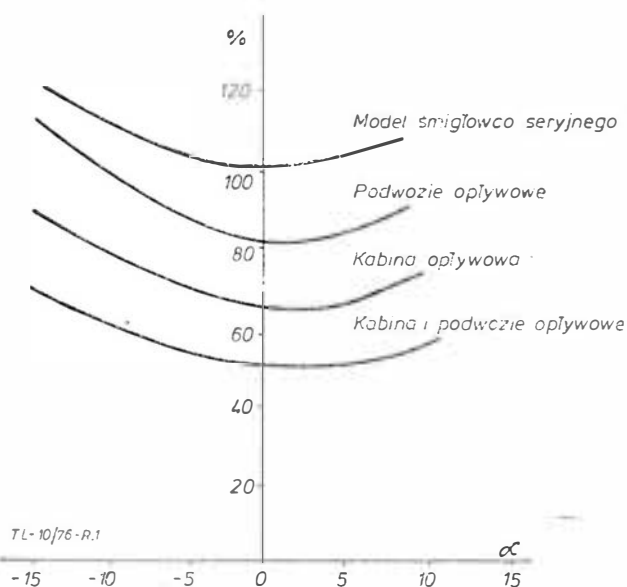
Dr inż. ZDZISŁAW BRODZKI

Możliwe do zastosowania ulepszenia kadłuba śmigłowca, piasty głównego wirnika, podwozia i innych części wystających — prowadzące do zmniejszenia oporu, a tym samym np. do oszczędności paliwa.

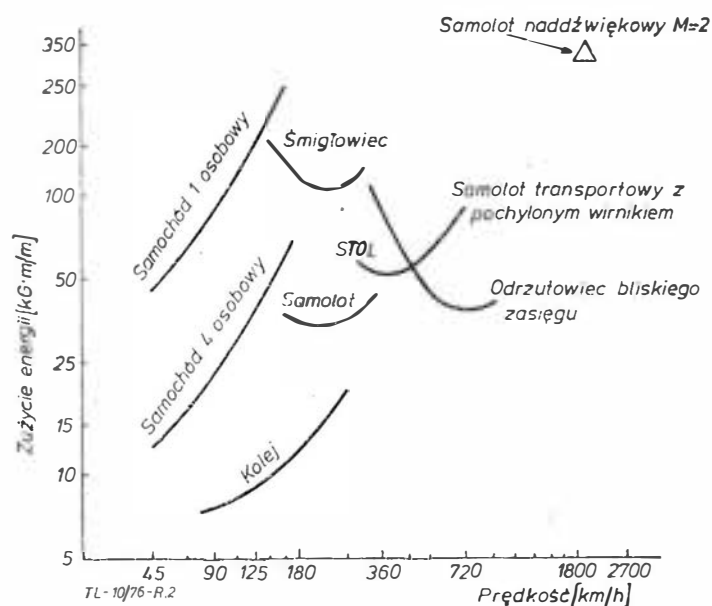
Ostatnie lata przyniosły duży rozwój konstrukcji śmigłowców oraz coraz szersze ich stosowanie. Ważnym elementem tego rozwoju są zagadnienia aerodynamiczne, których celem jest zmniejszenie zaburzeń strumienia i wytworzenie wymaganej siły nośnej z możliwie małym oporem.

Śmigłowiec „wczorajszy” ze wszystkimi przyczepionymi urządzeniami był zaprzeczeniem dobrej aerodynamiki. Dla większości dzisiejszych śmigłowców opór szkodliwy jest znaczny. Jak widać (rys. 1) na przykładzie doświadczalnego śmigłowca Scout — możliwości poprawy są duże, bo sięgają 50%. Częściową winę ponosi konieczna konfiguracja śmigłowca i w porównaniu z samolotem opór ten jest znacznie wyższy.

Znaczenie redukcji oporu, a przez to zmniejszenia mocy niezbędnej dla przelotów śmigłowca, jest szczególnie ważne przy współcześnie powiększonej prędkości, szczególnie wobec kryzysu paliwowego.



Rys. 1. Składowe oporu śmigłowca Scout; α — kąt natarcia kadłuba



Rys. 2. Zapotrzebowanie energii dla różnych środków transportu

Jak podaje W. Stępniewski [1] (wykres na rys. 2) zapotrzebowanie energii na jedną osobę dla obecnego transportu śmigłowcowego leży powyżej innych naziemnych i powietrznych środków transportu. Środki do poprawienia osiągnięć obejmują optymalizację geometrii wirnika oraz możliwe zmniejszenie oporu szkodliwego kadłuba.

Jak widać na zestawieniu potrzebnej mocy (rys. 4), znaczna redukcja może być uzyskana przez zmniejszenie oporu szkodliwego, gdyż pochłania ona ponad 45%. Wartości oporu śmigłowców bieżącej produkcji oraz doświadczalnych potwierdzają duże możliwości zmniejszenia oporu.

Składowe oporu dla typowego śmigłowca jednowirnikowego (10 ton) wykazują (rys. 4b), że największy udział w powstawaniu oporu ma piasta i podwozie, które dają 50% całkowitego oporu. Prognozuje się, że możliwa do urzeczywistnienia redukcja zapewni 30% oszczędności zużycia paliwa.

Opór kadłuba

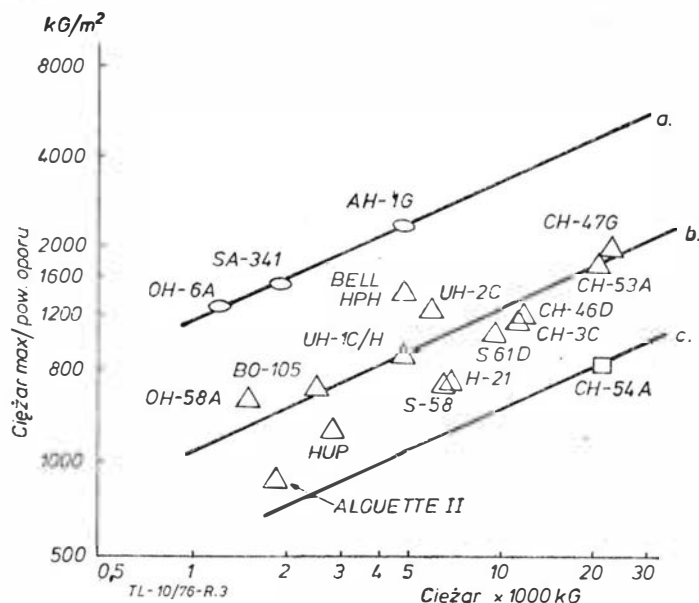
Kształt przedniej części kadłuba dyktują względy widzialności, krytyczną wielkością dla oporu jest promień naroża przedniej owiewki. Bardzo płaski przód i wystrzone krawędzie przejścia wpływają na wzrost oporu. Stosunek promienia naroża (rys. 5) do szerokości kadłuba niższy od 0,1 daje znaczny wzrost oporu.

Zmiana konturu kadłuba z symetrycznego (zaokrąglonego) na kształt z noskiem (rys. 6) nie wykazuje znacznego wpływu na opór.

Przekrój poprzeczny kadłuba ma duże znaczenie, szczególnie przy większych kątach ustawienia. Przy przelotowych kątach natarcia korzystny jest przekrój kołowy (rys. 7).

Uformowanie spływu kadłuba stanowi ważny czynnik wpływający na opór kadłuba (rys. 8). Stosując stopniowe przewężenie zmniejsza się spadek ciśnienia i unika się oderwania strug. Widać, że przy zbieżności bocznej $l_{xz}/D > 1$ opór znacznie wzrasta (l_{xz} — przewężona część kadłuba, D — równoważna średnica tyłu kadłuba).

Wiele projektów tylnej części kadłuba nie stosuje się do takiego idealnego przewężenia i poza tym stosuje wygięcie kadłuba do góry dla umieszczenia łuku czy rampy tylnej. Wykres na rys. 9 podaje siłę nośną i opór kadłuba symetrycznego i wygiętego od góry. Wygięcie przesunęło kąt zerowej siły nośnej do większych kątów w porównaniu do kadłuba symetrycznego. Ponieważ większość śmigłowców w czasie przelotu ma kadłub ustawiony pod kątem 5° – 7° , kadłub wygięty ma opór zwiększony i zmniejszoną siłę nośną. Można to złagodzić mniejszym przewężeniem bocznym.



Rys. 3. Opór dla obecnych śmigłowców: a — konstrukcje „czyste” aerodynamiczne, b — przeciętna dla konstrukcji seryjnych, c — konstrukcje niekorzystne aerodynamiczne

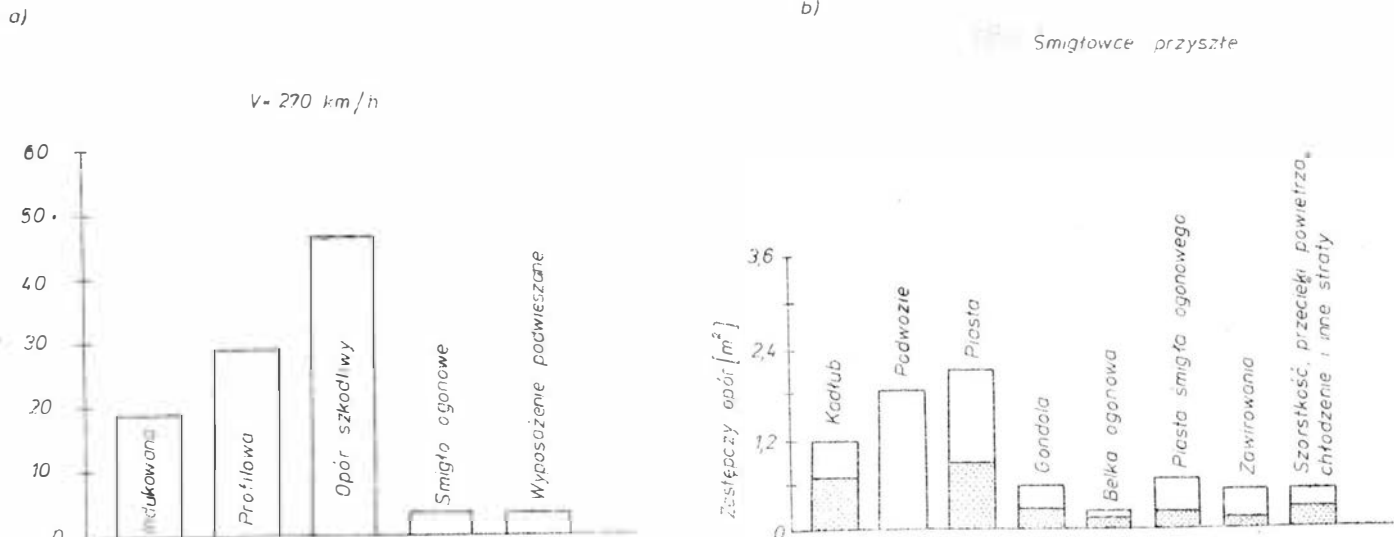
Dla redukcji oporu kadłuba wygiętego do góry wypróbowano różne typy kierownic poprawiających opływ w tej części. Badania tunelowe modelu kadłuba śmigłowca CH-46 (rys. 10) wykazały poprawę oporu przy zastosowaniu kierownic (płatów) na końcu kadłuba. Po korekcie obudowy silnika uzyskano zmniejszenie oporu całkowitego kadłuba o 8%. Ulepszenia te poprawiły zarazem stateczność kierunkową.

wystających przegubów, tłumika oraz opływowego zamocowania łopat. Usiłowania „nałożenia” owiewek na piasty wirników przegubowych nie dadzą poprawy z racji konieczności wycięcia dla zapewnienia swobody wahań pionowych i odchylenia łopat.

Istnieją próby zastosowania techniki sterowania warstwy przyściennej (nadmuchu lub odsysania) połączonej z opłofilowaniem piasty. W sumie daje to niewielki zysk przy

□ Śmigłowce współczesne

▨ Śmigłowce przyszłe



Rys. 4. Moc wymagana śmigłowca jednowirnikowego (a) oraz składowe oporu dla śmigłowca jednowirnikowego 10 t (b)

Ponieważ wygięcie kadłuba do góry daje niepożądane zwiększenie oporu, można zastosować dodatkowe przeciwne „wybrzuszenie” aerodynamiczne w celu przesunięcia krzywej oporu w ten sposób, aby zmniejszył się opór na kątach przelotowych.

Na śmigłowcu Bo-105 zastosowano spoilery na spodzie kadłuba. Mają one na celu odchylenie turbulentnego śladu wirowego kadłuba od śmigła ogonowego dla poprawienia stateczności kierunkowej (rys. 11). Jak widać z wykresu, w zasadzie opór kadłuba ze spoilerami jest większy, jednak na kącie przelotowym (-7°) pozostaje bez zmiany.

kątach przelotowych, natomiast strata mocy z tym związana jest czynnikiem decydującym dla opłacalności urządzenia tak, że dotąd nie znaleziono dobrego rozwiązania.

Nowe rodzaje piast z łożyskami elastomerowymi rokują tu dopiero znaczniejszy postęp.

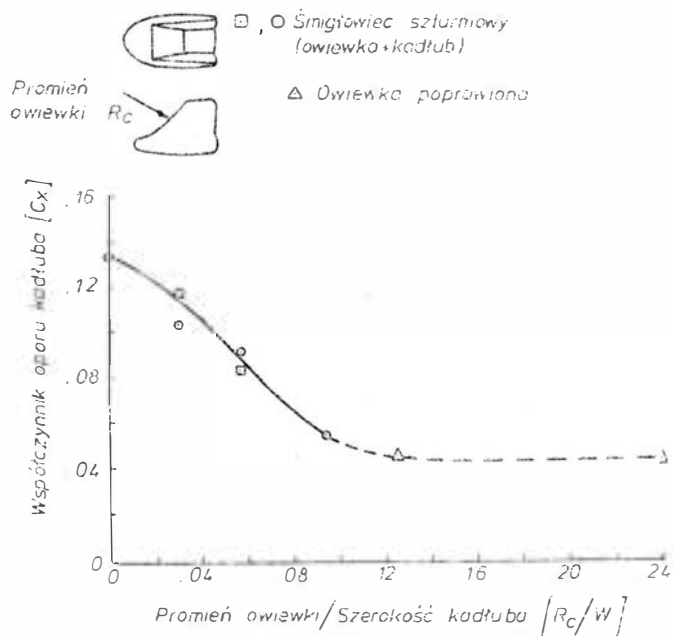
Znaczną część oporu piasty stanowi interferencja piasta—kadłub. Jak wpływa odległość piasty wirnika od pylonu nośnego widać na rys. 13. Przy odległości piasty do średnicy pylonu = 0,5 i więcej opór zaczyna znacznie rosnąć. Przy zwiększaniu tej odległości wyrasta z kolei opór wału i przebiegających na zewnątrz popychaczy stero-

Piasta głównego wirnika

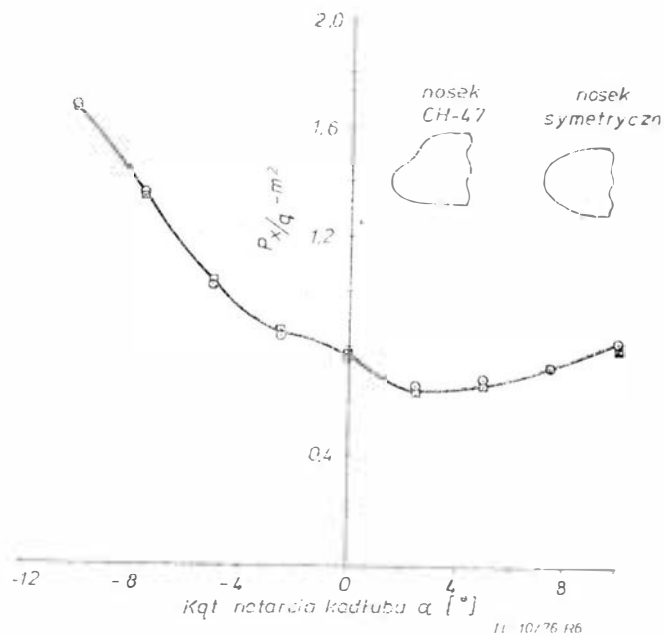
Zestawienie oporu piasty dla różnych śmigłowców w zależności od ciężaru (rys. 12) pozwala na pewne uśrednienia.

Śmigłowce z wirnikami bezprzegubowymi mają opór piasty niższy o 30% od przegubowych. Wynika to z braku

○ CH-47 nosek
▣ symetryczny nosek



Rys. 5. Wpływ zaokrąglenia naroży przodu kadłuba



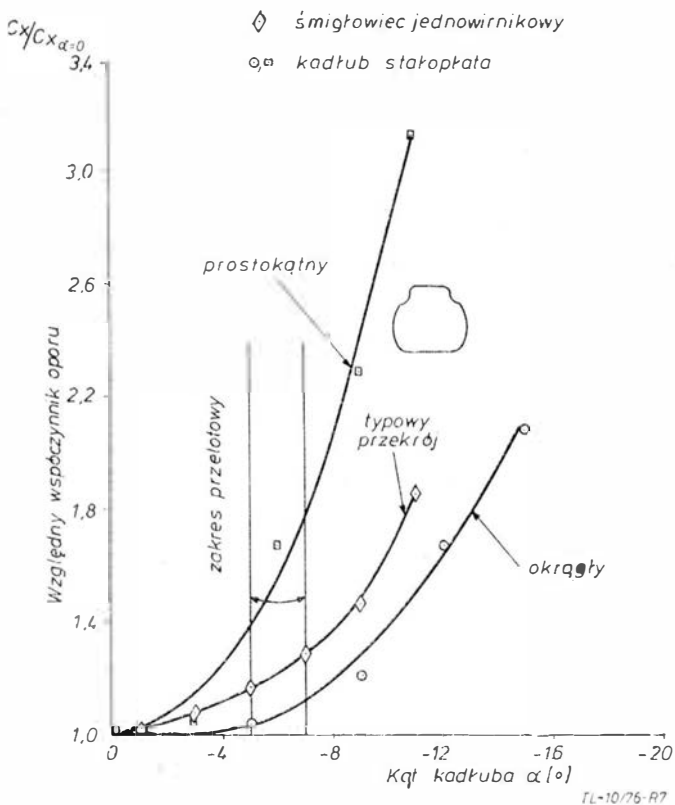
Rys. 6. Wpływ kształtu noska kadłuba na opór

wania. Z tej też racji wytwórnia Enstrom zastosowała dla śmigłowca F-28 przeprowadzenie popychaczy we wnętrzu wydrążonego wału.

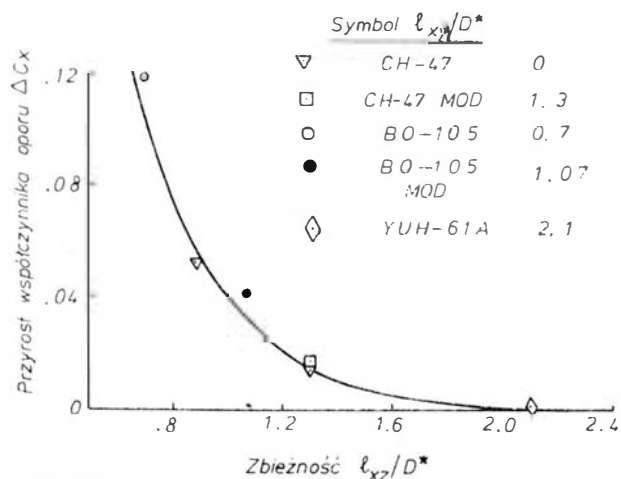
Podwozie

Statystyczny, zbiorczy wykres oporu podwozia w zależności od ciężaru śmigłowca pokazuje jego wzrost wraz z wielkością śmigłowca (rys. 14). Niższy opór odpowiada podwoziom płozowym; jest on niższy od oporu podwozia z kołami przeciętnie o 40%, a można go jeszcze zmniejszyć stosując rury o profilu kropłowym.

Wielkość oporu podwozia kołowego zależy od jego konfiguracji; dla typowego układu 50% oporu pochodzi od kół. Najlepszą metodą zmniejszenia oporu jest tu chowanie podwozia, choć trzeba mieć na uwadze wzrost ciężaru konstrukcji. C. N. Keys [2] zwraca uwagę, że istnieje zależność pomiędzy wzrostem ciężaru i zyskiem paliwa wynikającym ze zmniejszenia oporu. Wzrost ten wynosi 1% dla



Rys. 7. Znaczenie przekroju poprzecznego kadłuba



TL-10/76-R 8

Rys. 8. Uformowanie spływu kadłuba

akcji dwugodzinnej, chowane podwozie ma rację bytu dopiero dla prędkości 260 km/h. Dla rozpatrywanego śmigłowca o ciężarze rzędu 10 T — dla małych prędkości chowane podwozie jest nieopłacalne.

Gondola silnikowa

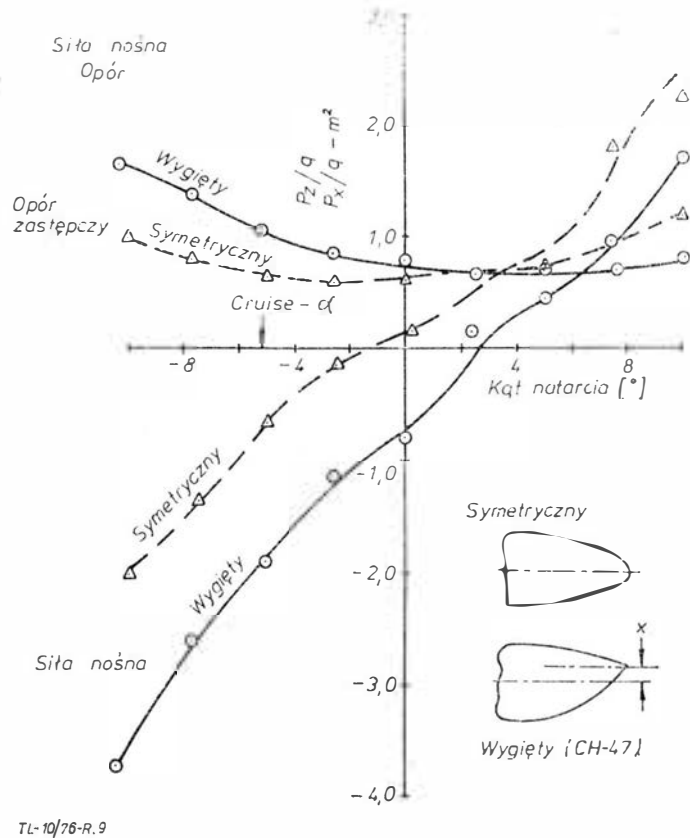
Dla śmigłowców z silnikami zamontowanymi zewnętrznie znaczenie ma opływowa linia gondoli oraz zmniejszenie oporu interferencyjnego gondola—kadłub. Obowiązują tu oczywiście wskazania, które dotyczyły spływowej części kadłuba. Wpływ ustawienia gondoli względem kadłuba na opór interferencyjny jest przedstawiony na rys. 15.

Minimum oporu zachodzi wtedy, gdy odległość gondola—kadłub jest rzędu średnicy gondoli lub jest nieco mniejszy. Umieszczenie jej bliżej niż 0,8 średnicy wymaga już odpowiedniej owiewki.

Części wystające

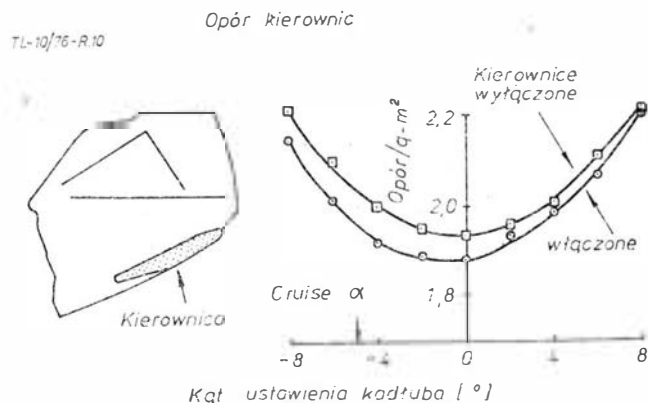
Części wystające obejmują takie elementy, jak anteny, lampy oświetleniowe, uchwyty i wycieraczki szyb. Opory tych części o kształtach urwistych są dość znaczne — gdyż opływane są one na podkrytycznych liczbach Reynoldsa. Zastosowanie owiewek i odpowiednie usytuowanie może dać w tym przypadku znaczne zmniejszenie oporu.

Zdaniem Hoernera [7] optimum oporu dla zaokrąglonej podłużnej „wypukłości” zachodzi dla stosunku długość/wy-



TL-10/76-R.9

Rys. 9. Siła nośna i opór kadłuba symetrycznego i podgiętego do góry (dla $\alpha = 0$)



TL-10/76-R.10

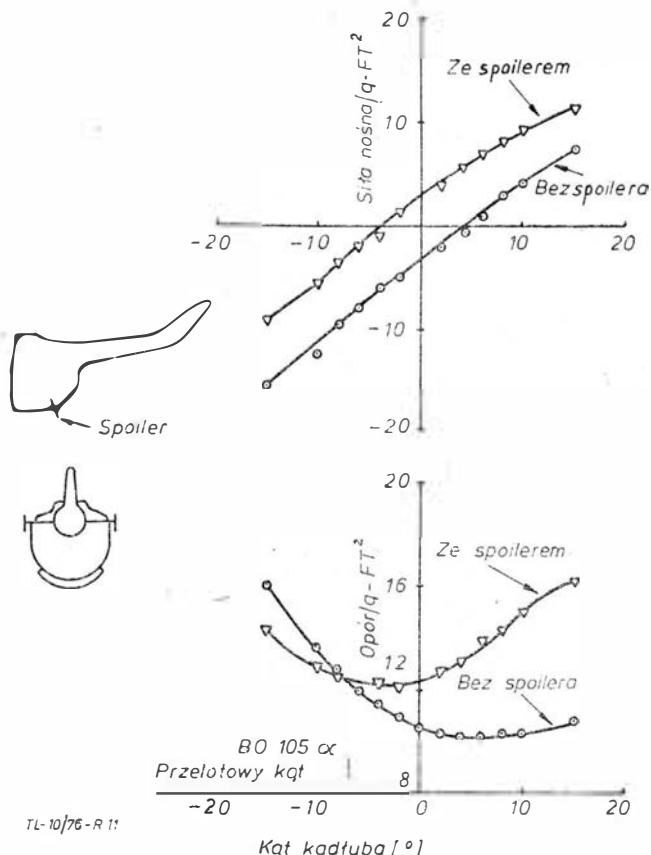
Rys. 10. Badania oporu kadłuba CH-46

sokość 10:1, przy czym nosek wypukłości nie może być tępy. Drugi przykład stanowi antena w postaci rury wystającej na boku kadłuba. Zastępując kołowy przekrój rury przez profil lotniczy można zmniejszyć opór o 50%. Anteny i lampy lepiej umieszczać bliżej tyłu kadłuba, gdyż przód kabiny stanowi miejsce opływu z większą prędkością, warstwa przyścienna jest tam cieńsza i wszelkie nadkładki bardziej z niej „wystają”.

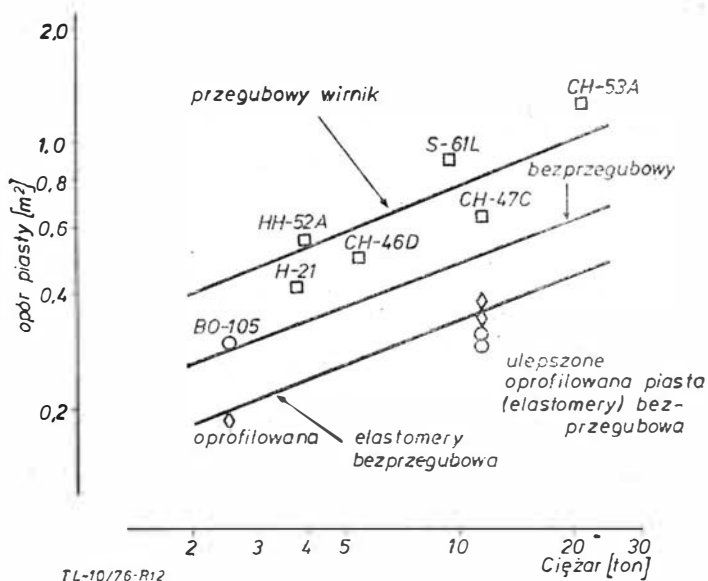
Straty ilości ruchu

Straty pędu zachodzą, gdy strumień opływający śmigłowiec skierowany jest do wnętrza śmigłowca dla chłodzenia przekładni, układów hydraulicznych, dla chłodzenia samego silnika oraz straty wskutek zasysania powietrza potrzebnego dla układu klimatyzacyjnego. Straty pędu zachodzą również wskutek zmiany pędu powietrza biorącego udział w procesie pracy silnika.

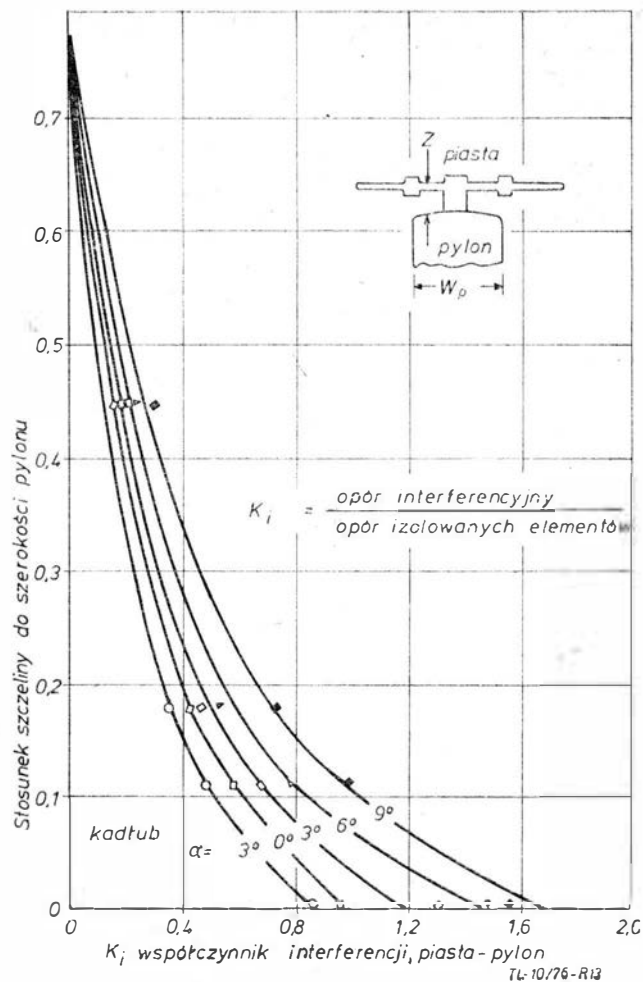
Duże straty następują przy wlotach do dużych silników. Występują one z racji wymagań chłodzenia szczególnie w gorącym klimacie, oraz przez chłodzenie intensywne



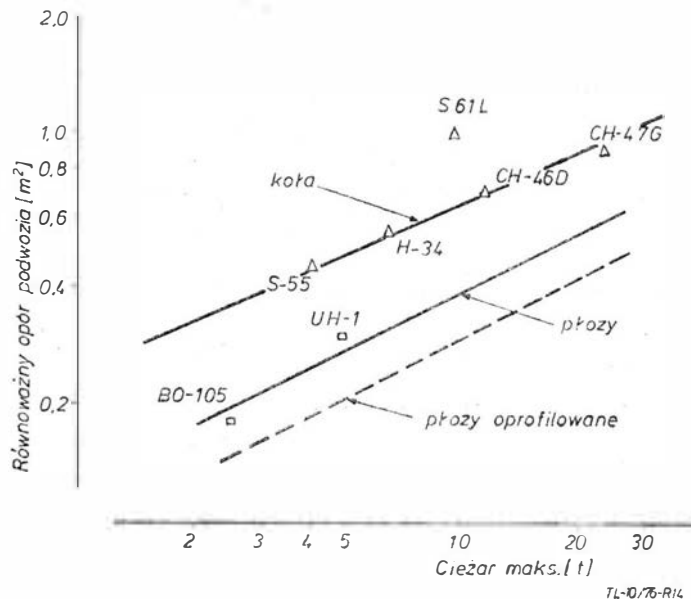
Rys. 11. Spoilery na spodzie kadłuba Bo-105



Rys. 12. Opory różnych piast wirników śmigłowcowych



Rys. 13. Wpływ odstępu piasta-kadłub na opór interferencyjny



Rys. 14. Tendencje zmiany oporu podwozia

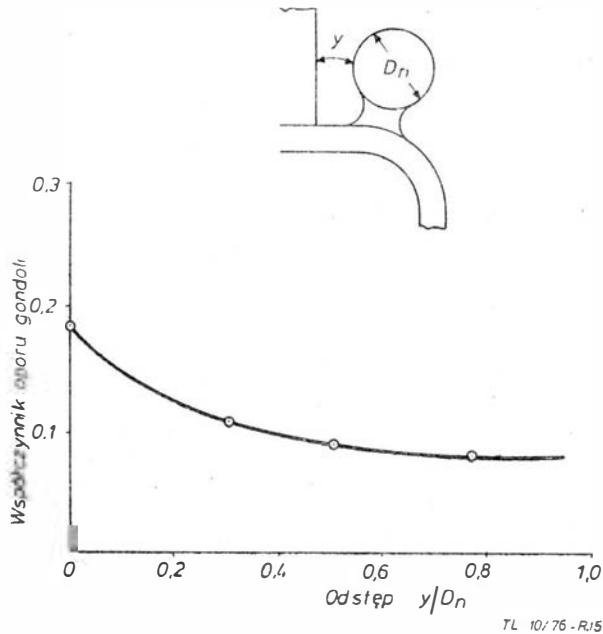
przy zawisie. Opór ten zmniejsza się przez zaokrąglenie wlotów. Korzystne jest skierowanie do tyłu wlotów powietrza dla częściowego odzyskania pędu. Przeciętne silniki turbinowe mają tak zaprojektowane wyloty z dyszy, że dają one dodatni ciąg przy prędkościach poniżej 270 km/h.

Dodatkowe urządzenia, jak ejektory otaczające dyszę wlotową, stosowane dla polepszenia chłodzenia przy zawisie, redukują prędkość wlotową i zwiększają opór.

Nierówności i przecieki

Ostatnia grupa przyczyn powiększających opór śmigłowca wynika z nierówności powierzchni kadłuba oraz przecieków strugi powietrza z wnętrza kabiny. Drzwi, okna, kłapki kontrolne, uchwyty i zawiasy — muszą być zaprojektowane płasko i szczelnie.

Rys. 15. Wpływ usytuowania gondoli na opór interferencyjny



Przecieki występują szczególnie w obszarach gdzie panuje podciśnienie — jak w bliskości krawędzi natarcia. Redukcję oporu powodowanego nierównością powierzchni śmigłowca uzyskuje się przez łączenia stykowe pokrycia oraz przez kryte nity na częściach opływanych. Badania wykazały, że dzięki staranniejszemu opracowaniu powierzchni można uzyskać 9÷15% redukcji oporu.

Omówione wyżej możliwości zmniejszenia oporu śmigłowca pozwolą na wspomnianą na początku oszczędność zużycia paliwa. Ulepszenia te można podsumować następująco:

- zaokrąglenie przodu kabiny,
- przekrój kadłuba powinien uwzględnić zaokrąglenia naroży, pożądany przekrój kołowy,
- współczynnik przewężenia kadłuba powinien wynosić 2,0÷2,5,
- wygięty do góry tył kadłuba wymaga bocznego przewężenia i zastosowania odpowiednich kierownic,
- piasty wirników bezprzegubowych mają mniejszy opór — można tu uzyskać zmniejszenie oporu o 40% (dla piasty),
- pożądane jest schowanie popychaczy sterowania wirników w odpowiednim oprofilowaniu,
- wloty powietrza powinny mieć zaokrąglone krawędzie,
- podwozie płożowe daje opór mniejszy o 40%; dla konfiguracji podwozia z kołami — chowane podwozie jest usprawiedliwione przy prędkości lotu ponad 260 km/h,
- likwidacja chropowatości i nierówności kadłuba daje zysk oporu 9÷15%.

LITERATURA

1. A. E. CLARKE, A. R. S. BROMWELL: Selected Aspects of the Aerodynamics of Rotorcraft. *Aeronautical Journal of RAS*, 2/1968, s. 178÷186.
2. C. N. KEYS, R. WIESNER: Guidelines for Reducing Helicopter Parasite Drag. *Journal of the American Helicopter Society* 1/1975, s. 31÷40.
3. W. Z. STĘPNIEWSKI: Civilian Vertical-Lift Systems and Aircraft. USSR/US Aeronautical Technology Symposium — 1973.
4. R. M. CARLSON: Rigid Rotor Structural Design. *Lockheed Horizons Summer 1965*, s. 42÷55.
5. I. A. SIMONS: Some Objectives and Problems Associated with Model Testing. *Aeronautical Journal* nr 715/1971.
6. Z. BRODZKI: Rozwój śmigłowców — 1975. Opracowanie BOITE IL-1975.
7. S. F. HOERNER: Fluid — Dynamic Drag, 1965.

CIEKAWY KONSTRUKCJE

Koncepcja samolotu akrobacyjnego

Dzieje budowy i konstrukcja samolotu zaprojektowanego w Instytucie Technicznym w Cranfield specjalnie dla Brytyjskiego Zespołu Akrobacji.

Instytut Techniczny w Cranfield (The Cranfield Institute of Technology) zajmuje się kształceniem podyplomowym specjalistów lotniczych; stanowi przy tym ważne ogniwo łączące świat akademicki z przemysłem lotniczym. Podejmuje prace badawcze, obejmujące m.in. przebudowę samolotów, ale dotąd nie zajmował się projektowaniem i budową samolotów nowych. Jednak kilka lat temu, na propozycję ze strony Brytyjskiego Zespołu Akrobacyjnego, podjęto studia projektowe na temat samolotu akrobacyjnego.

Warunki techniczne dla samolotu opracował Neil Williams (wielokrotny brytyjski mistrz akrobacji lotniczej) na podstawie swego bogatego doświadczenia zebranego podczas lotów na różnych samolotach akrobacyjnych.

Podstawowym wymaganiem był wysoki stosunek mocy do ciężaru, w celu zapewnienia szybkiego rozpędzania się i dobrych osiągnięć w pionie.

Bardzo ważny był też wybór takiego układu samolotu, który dawałby przyjemne wrażenie wizualne komisji sędziowskiej zawodów. Prędkość nie została uznana za szczególnie ważną, natomiast istotną była dobra sterowność i nieznaczne siły na sterownicach. Ogólnie wymagana była mocna i sztywna struktura całości, miejsce pilota — w głębi kadłuba i jak najbliższej środka ciężkości w celu zmniejszenia wpływu obrotu samolotu, a przy tym tak umieszczone, aby głowa znajdowała się nad krawędzią spływu skrzydła (dla ułatwienia orientacji w locie pionowym).

Wprawdzie do zawodów potrzebny był samolot jednomiejscowy, ale ze względu na przeloty i trening zdecydowano się na układ dwumiejscowy — z miejscami w tandem. Analiza typowych wiązań akrobacji wykazała, że

samolot znajduje się dłużej w locie odwróconym niż normalnym. Postawiło to określone wymagania w stosunku do silnika. Analiza ta wykazała także, że wymagania wytrzymałościowe (wielkości obciążeń oraz ich częstość występowania) są bardzo wysokie, np. w czasie wykonywania pętli ośmiokątnej przeciążenia dochodzą do +8 g i —5 g. Ogólne widmo obciążeń samolotu akrobacyjnego okazało się być znacznie wyższe od takiegoż widma samolotu wojskowego.

Dla samolotu zaprojektowanego w Cranfield przyjęto dopuszczalne współczynniki obciążeń +9 g i —6 g oraz współczynnik bezpieczeństwa 1,5. Przyjęto całkowitą trwałość konstrukcji płatowca 2000 godzin.

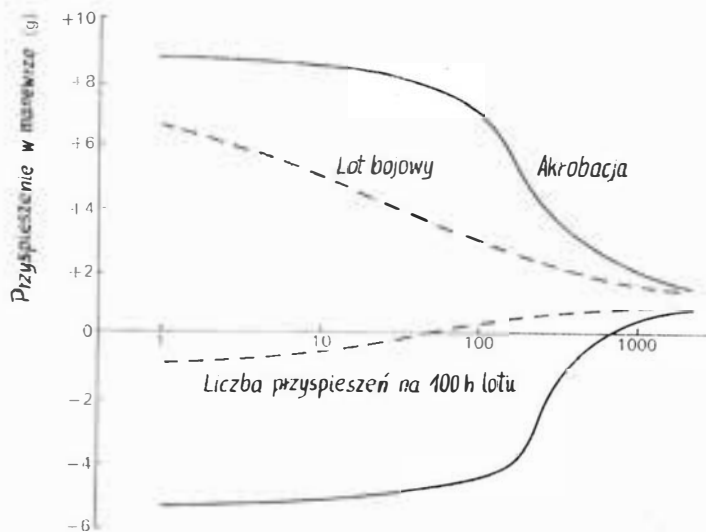
Od początku zdecydowano się na układ dwumiejscowego dolnopłata, wyposażonego w stałe podwozie. Podstawą wyboru podwozia było wymaganie prostoty, ale drugim ważnym względem było ułatwienie komisji sędziowskiej szybkiej oceny położenia samolotu w skomplikowanych wiązankach.

Usterzenie poziome umieszczono na kadłubie, co ułatwia mocne połączenie. Duży ster kierunkowy sięgający od dołu kadłuba do szczytu usterzenia kierunkowego zapewnia dobre wyprowadzenie z autorotacji. Skrzydło o rozpiętości 10 m jest zaprojektowane jako jednoczęściowe i przechodzi pod kabiną pilota.

Użyto dużych owiewek, kół podwozia — nie tylko do zmniejszenia oporu, ale i w celu powiększenia powierzchni bocznej samolotu, mającej podstawowe znaczenie podczas lotu w położeniu przechylonym. Samolot podczas zawodów ma być pilotowany, z tylnego siedzenia, natomiast przednia kabina ma być zakrywana owiewką. W tym stanie ciężar samolotu ma wysokość 680 kG, zaś gdy obie kabiny mają być wykorzystane (przelot) — 725 kg.

Napęd samolotu ma stanowić silnik Rolls-Royce Continental IO-360D o mocy 225 KM napędzający śmigło o zmiennym skoku. Oryginalny silnik tego typu ma „mokną skrzynię” — podobnie jak silnik samochodowy. Oznacza

to, że w locie odwróconym olej odpływa od wlotu pompy olejowej, co pozbawia silnik smarowania już po kilku sekundach. Pozostała konieczność zaprojektowania osobnego zbiornika olejowego z takim systemem doprowadzenia oleju do pompy, który podążałby za olejem i zapewniał ciągłość zasilania. Zadania tego podjęła się firma Rolls-Royce. Silnik IO 360D jest zaopatrzony w bezpośredni wtrysk, system ten jest niezależny od położenia silnika, ale pobór paliwa ze zbiornika stwarza problem analogiczny jak pobór oleju. Dlatego użyto pojedynczego zbiornika paliwa, umieszczonego bezpośrednio za silnikiem i zaopatrzonego w przewód ssący, który podąża za paliwem, gdy ono zmienia położenie.



Rys. Widmo obciążeń samolotu akrobacyjnego i bojowego. Dolne krzywe — dla lotu odwróconego

W początkowej fazie projektu wykonano model w skali 1:12 do badań tunelowych. Model ten pozwolił zbadać charakterystyki aerodynamiczne, przy czym szczególną uwagę poświęcono zjawiskom przeciągnięcia na dodatnich i na ujemnych kątach natarcia i spodziewanemu zachowaniu się samolotu.

Opracowano także ogólny projekt konstrukcyjny. Kadłub zaprojektowano jako spawany z rur stalowych, z pokryciem sklejkowym i płóciennym, podtrzymywany przez sklejkowe wręgi. Jest to konstrukcja prosta, tania, sztywna, ale raczej ciężka. Skrzydło i usterzenie mają konstrukcję duralową z pracującym pokryciem, przy czym starano się uzyskać możliwie minimalny ciężar (skrzydło ma mieć ciężar 140 kG).

Projekt jest tak opracowany, by możliwe były daleko posunięte zmiany w charakterystykach aerodynamicznych. Obejmują one wymiennosc krawędzi natarcia skrzydeł oraz

łatwą zmianę kąta zaklinowania skrzydeł i usterzenia względem kadłuba. Strano się użyć części od innych samolotów, jeżeli było to możliwe bez większych strat w osiągnięciach. W praktyce okazało się to możliwe tylko w małym zakresie. Jednak projekt prototypu przewiduje elementy podwozia od samolotu De Havilland Chipmunk.

Gdy studenci przedstawili swoją pracę do oceny, projekt zaczynał wyglądać obiecująco. Miżna było zaczynać projekt szczegółowy i jednocześnie oszacowano koszt budowy prototypu. Do nadania biegu dalszym pracom potrzebne było poparcie finansowe. Uzyskano tylko pomoc w zakresie materiałowym, zdecydowano więc kontynuować projekt jako prace studenckie.

Wykonano model tunelowy w skali 1:7 do dokładniejszych pomiarów aerodynamicznych, podjęto obliczenia obciążeń zewnętrznych. Otrzymano na bardzo korzystnych warunkach silnik od Rolls-Royce'a, zaś Bristol Engine Division podjęło się wykonania specjalnego zbiornika oleju i wyposażenia potrzebnego do przystosowania zespołu napędowego do lotów odwróconych bez ograniczenia czasu. Jeden z dwóch studentów pierwotnie pracujących nad projektem, R. E. Ward, został wykładowcą w Cranfield. Prace posuwały się naprzód, jednak w ciągu kilku lat — dość powoli z powodu braku poparcia finansowego. Wykonano jednak konstrukcję kadłuba i usterzeń, wykonano badania stoiskowe tych elementów — w ramach zajęć studenckich. W końcu roku 1974, na skutek sugestii entuzjasty akrobacji lotniczej, A. Curtisa, założono stowarzyszenie popierające budowę tego samolotu. Przyspieszyło to prace nad skrzydłem (którego budowa w październiku 1975 r. była już poważnie zaawansowana) oraz przygotowania do badań naziemnych silnika i instalacji. Pierwsze loty samolotu przewidywane są w 1976 r.

Jeżeli prototyp spełni założenia projektu, Brytyjski Zespół Akrobacji otrzyma — po raz pierwszy — specjalnie zaprojektowany brytyjski samolot.

Oprac. A.K. na podst.: D. Howe — A Design for Acrobatics Spectrum 1976 nr 137

OD REDAKCJI

Wyniki we wszystkich sportach lotniczych zależą od sprzętu przynajmniej w tym samym stopniu, co od zawodnika; powyższa notatka jest jeszcze jednym przykładem budowy specjalnego sprzętu dla reprezentacji kraju w akrobacji lotniczej. Sytuacja polskiej czołówki akrobacji samolotowej pod tym względem nie jest godna pozazdroszczenia: posiadany sprzęt odbiega od najnowszych koncepcji w tej dziedzinie. Propozycje zbudowania specjalnego, zawodniczego samolotu akrobacyjnego w Polsce zostały wysunięte już szereg lat temu, opracowany został szczegółowy projekt wstępny takiego samolotu. W sytuacji, gdy zawodnicy nasi nadal pozabawieni są sprzętu na poziomie światowym, wypadałoby ponownie rozważyć możliwość jego realizacji.

KSIAZKI LOTNICZE

V. P. SELEZNEV: **Navigacjonnyje ustrojstva**. Moskwa 1974 Masinostrojenie. Wyd. II. S. 600, tabl. 16, rys. 273, poz. bibl. 78

Autor posługując się wieloma oryginalnymi rysunkami i szkicami w przejrzysty i zrozumiały sposób zaprezentował w swojej książce szereg nowoczesnych urządzeń nawigacyjnych, mających zastosowanie w lotnictwie, marynarce i kosmonautyce. Szczególną uwagę zwrócił na autonomiczne urządzenia nawigacyjne. Nieautonomiczne systemy radiotechniczne zostały przez autora potraktowane jako urządzenia służące do korekcji błędów autonomicznych układów nawigacyjnych.

Obecnie istnieje wiele opracowań dotyczących tej tematyki (m.in. I. A. Gorenstein, Sulman I. A.: Inercjalnyje navigacjonnyje sistemy; M. I. Zacharin, F. M.

Zacharin: Kinematika inercjalnych sistem navigacji; I. A. Blinov i in.: Elektronavigacjonnyje pribory). Omawiana książka w porównaniu z innymi opracowaniami wyróżnia się kompleksowością ujęcia poruszonych problemów, co jest możliwe dzięki oryginalnemu podziałowi na pięć rozdziałów. I tak, bardzo wygodne okazało się zgrupowanie wszystkich danych dotyczących nadajników orientacji kątowej, służących do modelowania rozlicznych urządzeń nawigacyjnych, w jeden rozdział. Kolejne rozdziały obejmują następujące metody nawigacji: zliczanie przebytej drogi, pozycyjną i obserwacyjno-porównawczą. Ostatni rozdział poświęcony został układom nawigacji zintegrowanej.

Każdy rozdział poprzedzony jest obszerną klasyfikacją, która wskazuje na miejsce, rolę i znaczenie omawianych zagad-

nień w nawigacji. Autor przedstawił więc dużą liczbę różnorodnych, złożonych urządzeń nawigacyjnych, takich jak: pion giroskopowy i pion inercyjny, kompasy magnetyczne i girokompasy, automatyczne sekstanty oraz układy nawigacji inercyjnej, a także zintegrowane radioinercyjne i astroinercyjne układy nawigacyjne. W książce znalazły się także najnowsze dane o grawitacyjnym i magnetycznym polu Ziemi, teoria błędów urządzeń nawigacyjnych i metodyka projektowania optymalnych układów nawigacyjnych.

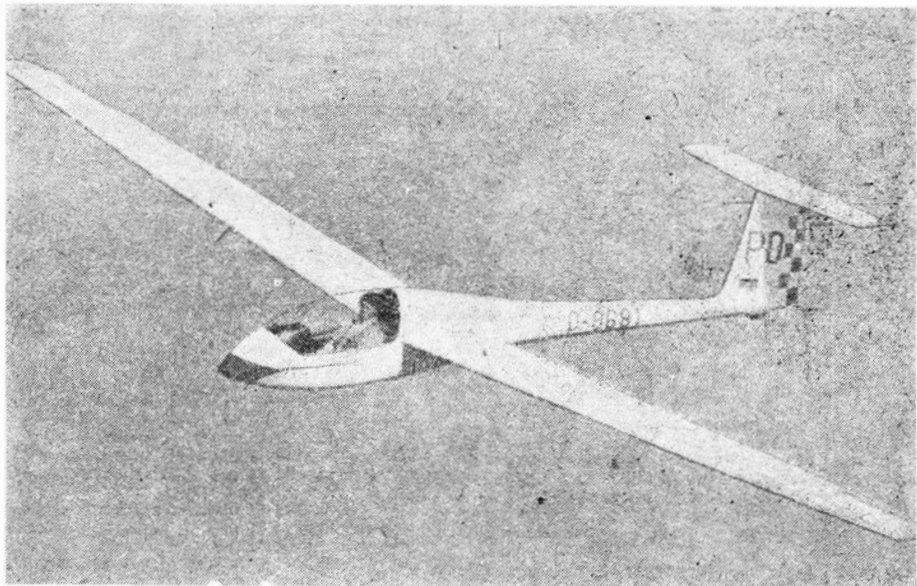
Opracowanie ma przede wszystkim wartość teoretyczną, gdyż autor prawie wcale nie przedstawia przykładów konkretnych rozwiązań urządzeń nawigacyjnych. Książkę chciałbym polecić głównie konstruktorom urządzeń nawigacyjnych oraz osobom zajmującym się zawodowo nawigacją. A.Z.

Szybowiec klubowy klasy standard

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy wolnonośny średniopłat laminatowy.

Płat. Dwudzielny, dwutrapezowy, z nieznacznym skosem do przodu i prostą krawędzią natarcia, z profilem laminarnym prof. Epplera E 603, o grubości względnej 18,9%. Profil ten dzięki dalekiemu położeniu maksymalnej grubości charakteryzuje się długim opływem laminarnym, zwiaszcza na dolnej powierzchni. Dźwigar z rovingu szklanego, pokrycie przekładkowe z tkaniny szklanej i żywicy epoksydowej. Lotki też z włókna szklanego. Odpowiedni obrys płata wpływa na skuteczność lotek, która umożliwia sterowanie poprzeczne bez oderwania przy skrajnie niskich prędkościach. Hamulce aerodynamiczne typu Schepp-Hirth z duraluminium, wysuwane tylko na górnej powierzchni. Połączenie skrzydeł ze sobą i z kadłubem za pomocą asymetrycznych końcówek dźwigarów, bez sworzni środkowej. Montaż skrzydeł odbywa się przy użyciu zamków zatrzaskowych, a prawidłowość zabezpieczenia wskazuje przykrycie czerwonych wskaźników. Montowanie trwa kilka minut i niepotrzebne są do niego wszelkie dodatkowe narzędzia, jak trzpienie itp. W skrzydłach balastowe zbiorniki wodne na 90 l łącznie. Połączenie między zbiornikami skrzydłowymi i elementami instalacji w kadłubie następuje automatycznie podczas montowania szybowca. Otwory wlewowe na skrzydła, natomiast spust wody w dole kadłuba za komorą podwozia.

Kadłub o znacznej długości, konstrukcji skorupowej z laminatu szklanego. Jego długość wraz z tłumikiem drgań w układzie sterowania podłużnego zwiększa znacznie komfort podczas lotu. Oba te czynniki wpływają na nadzwyczaj dużą stateczność szybowca wokół osi poprzecznej. Zysk z tego tytułu jest odczuwalny nie tylko podczas startu, ale i w czasie krążenia na termicie, ponieważ konieczność częstszego korygowania sterowania odbywa się kosztem wysokości i powoduje większe zmęczenie pilota. Przekrój poprzeczny kadłuba — ze względu na obszernąabinę — jest duży. Mimo to, jak wykazały próby, opływ wokół kadłuba pozostał bardzo aerodynamiczny i nie wywołuje szkodliwych skutków. Kabina zapewnia wygodne pomieszczenie pilota o wzroście 1,95 m wraz ze spadochronem. Jest odpowiednia również dla pilotów o mniejszym wzroście. Aby umożliwić największą swobodę ruchów nóg, przewidziano z tablicy przyrządów konwencjonalnego typu na korzyść tablicy o kształcie grzyba. Jest to pożądane nie tylko ze względu na wygodę pilota, ale i ze względów bezpieczeństwa. Na przykład ułatwione jest wychodzenie awaryjne, kiedy nie trzeba wyciągać nóg spod tablicy przyrządów. Po drugie zmniejszy to liczbę i razów kości goleniowych przy lądowaniu z uszkodzeniem lub w warunkach silnej turbulencji. Wszystkie popychacze i pozostałe elementy układów sterujących przeprowadzono pod miską siedzeniową. Nie jest możliwe więc dostanie się tam obcych ciał powodujących zakłócenia działania. Pedaly przestawialne w locie. Tablica przyrządów leży w zasięgu rąk pi-



łota, co ma znaczenie przy obsłudze przyrządów. Po lewej stronie kabiny uchwyt dźwigni hamulców aerodynamicznych i klapki wyważającej. Podwozie obsługiwane prawą ręką. Osłona kabiny o dużych wymiarach zapewnia pilotowi dobrą widzialność w zakresie 360° i daje dużą swobodę ruchów. Awaryjne odrzucanie kabiny przez pociągnięcie dwóch uchwytów, w sposób prosty i pewny. W kadłubie dwa zaczepy do startu — przedni i dolny.

Usterzenie. Wolnonośne w układzie T, trapezowe, konstrukcji przekładkowej z włókna szklanego z żywicą epoksydową. Usterzenie poziome płytowe z klapką wyważającą na całej rozpiętości i z tłumikiem drgań w układzie sterowania. Montaż usterzenia wysokości przy użyciu zamków zatrzaskowych.

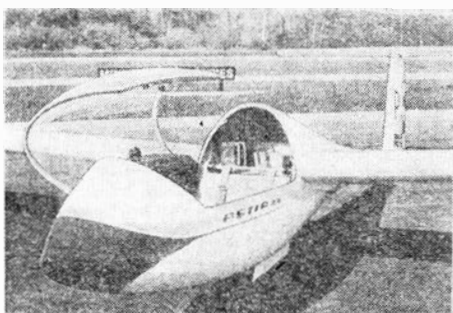
Podwozie. Chowane w locie, produkcji firmy Test, jednokolowe z dużym kołem o wymiarach 5,00 — 5 i o ciśnieniu 2,5 kg/cm². Wyposażone w hamulec bębnowy wewnętrzny. Jego mocna konstrukcja umożliwia lądowanie z napełnionymi zbiornikami balastowymi oraz twarde przyziemienie w nieodpowiednim terenie. Duża średnica opony gwarantuje dobrą amortyzację. Koło tylne amortyzowane gumą.

Właściwości pilotażowe. Na holu szybowiec bez balastu wodnego odrywa się przy prędkości około 60 km/h. Podczas holowania stery dają się łatwo wyważyć. Od startu Astir CS zachowuje się bardzo statecznie. Można nawet puścić stery. W locie swobodnym przy zbliżeniu się do prędkości 60 km/h odczuwa się drgania. Przy całkowitym ściągnięciu drążka szybowiec przechodzi do lotu „parasolem”. Prędkościomierz pokazuje wówczas wartości między 45 a 55 km/h. Maszyna jest wtedy sterowana. Przy oddaniu drążka przechodzi natychmiast do lotu normalnego. Korkociąg jest możliwy przy pełnym wychwileniu sterów i zostaje przerwany z chwilą oddania ich do neutrum. W krążeniu z małą prędkością własności są podobnie prawidłowe. Możliwa jest zmiana krążenia z 30° na 30° przy prędkości 55 km/h bez zjawisk oderwania. A czas zmiany krążenia 45°/45° przy prędkości 85 km/h i z balastem wodnym 50 kg wynosi 3,5 s. Dobrze dobrane proporcje między lotkami i sterem kierunku umożliwiają czyste wykonywanie zakrętów i nie wymagają „wczuwania się” w szybowiec. Stateczność podłużna — dzięki tłumieniu steru wysokości, dużej powierzchni tego steru i długiemu ramieniu działania — znakomita. Skuteczność klapki wyważającej w całym zakresie, aż do prędkości maksymalnej

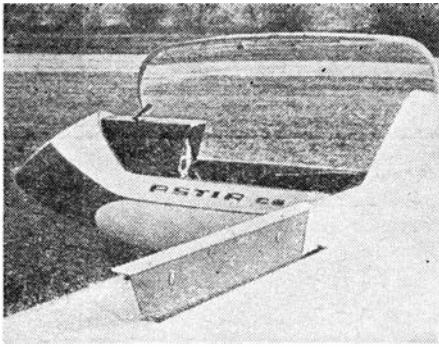
bardzo dobra. Skuteczność steru kierunku jest za mała w ślizgu ustalonym, który daje się utrzymać przy maksymalnym odchyleniu od kierunku lotu o 15°. W prototypie ster wychylał się niesymetrycznie o 20° i 25°. Wytwórca planuje nieznaczne zwiększenie steru kierunku i jego kąta wychylenia do 40°. Podczas ślizgu można sterować tylko lotkami, ponieważ ster kierunku jest już całkowicie wychylony. Brak ten prawdopodobnie zostanie zlikwidowany po zamierzonych zmianach konstrukcyjnych. Skuteczność hamulców do eksploatacji klubowej wydaje się za mała i daje przy prędkości 80 km/h opadanie 2,2 m/s, a przy 100 km/h — opadanie 2,5 m/s.

Uwagi. W nowoczesnym szybownictwie największy nacisk kładzie się na przeloty. Wielkość, od której najbardziej zależy przelecenie trasy w danych warunkach meteorologicznych, to osiągnięcie przeskokowe, a więc nie maksymalna doskonałość, lecz doskonałość efektywna przy prędkości — powiedzmy — 150 km/h. Astir CS był optymalizowany do przeskoku w oparciu o takie założenia. W tej dziedzinie profesorowi Epplerowi nasunęła się pewna koncepcja aerodynamiczna, zwłaszcza w stosunku do skrzydła. Zaproponowany sposób bazował na zwiększeniu powierzchni nośnej o ok. 25%, na 12,38 m² w porównaniu z konwencjonalnymi szybowcami klasy standard o powierzchni nośnej przeciętnie 10 m². Według prof. Epplera teraz właściwości przeskokowe szybowca 15-metrowego mimo mniejszego wydłużenia przy powierzchni 12,5 m² i przy odpowiednim balastie wodnym są korzystniejsze w stosunku do szybowca o powierzchni 10 m² lub mniej przy równym obciążeniu powierzchni. Inaczej mówiąc: duża powierzchnia nośna polepsza nie tylko osiągniętych przy małych prędkościach, lecz również podczas szybkiego przeskoku, ponieważ przy równym obciążeniu powierzchni nośnej (porównywalne wznoszenie) szybowiec o większej powierzchni płata jest odpowiednio cięższy, a zatem ma większą energię potencjalną. Skoro podczas szybkiego lotu suma oporów nie rośnie proporcjonalnie do wzrostu powierzchni, to otrzymuje się wówczas wyraźną korzyść. A obciążenie powierzchni nośnej można przez napełnienie zbiorników wodnych dopasować do warunków meteorologicznych.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Wytwórnia Grob przed kilkoma laty współpracowała z przemysłem samochodowym. Do tego czasu była mniej znana szybowcom, aczkolwiek w ciągu dwóch lat wyprodukowano tu 180 Cirrusów St. na licencji Schepp-Hirth. Wówczas postanowiono opracować własną konstrukcję z uwzględ-



Rys. 1. Kabina



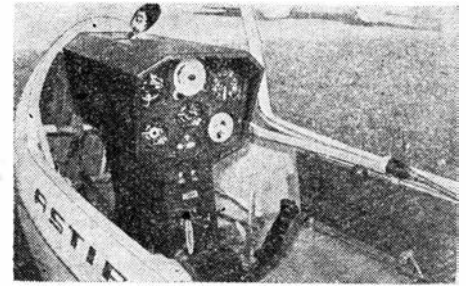
Rys. 2. Hamulec aerodynamiczny

nieniem najnowszych osiągnięć technologii i aerodynamiki. Konstrukcją, która przez powiększenie powierzchni nośnej i ba-

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	15 m
Wydłużenie	18,2
Długość	6,7 m
Wysokość nad usterzeniem	1,4 m
Rozpiętość usterzenia	2,8 m
Powierzchnia nośna	12,4 m ²
Powierzchnia lotek	0,84 m ²
Powierzchnia usterzenia wysokości z klapką	1,47 m ²
Wysokość kabiny	0,87 m ²
Szerokość kabiny	0,64 m ³
Ciężar własny z wyposażeniem	240 kG
Ciężar rozporządzalny (w kadłubie)	120 kG
Maks. ciężar startowy bez balastu	360 kG
Maks. ciężar startowy z balastem	450 kG
Ciężar balastu wodnego	90 kG
Maks. Q/S bez balastu	25,0 kG/m ²
Maks. Q/S z balastem	36,3 kG/m ²

lastu miałyby lepsze własności na przesko-
ku. Ta idea R. Eplera zafascynowała
Burkharta Groba i pchnęła do działania.
W ciągu trzech kwartałów od ukończenia
dokumentacji (marzec 1974 r.) odbył się
pierwszy lot prototypu, dokładnie 19
grudnia 1975 r. Drugi prototyp ukończo-
no 31.01.1975 r. Ten program wskazuje,
jakim zaufaniem B. Grob obdarzył młody
zespół konstrukcyjny, w którym sam
zresztą pracował. Należy podkreślić, że
szybowiec jest konstrukcją zespołową, a
nie osiągnięciem pojedynczego człowieka.
Każdy z elementów konstrukcyjnych był
optymalizowany i nierzadko wielokrotnie
przeprojektowywany, jeżeli było to ce-
lowe ze względu na uproszczenie techno-
logii. W wyniku otrzymano maszynę o o-
siągach szybowca klasy standard za cenę
szybowca klasy klubowej. W przypadku
Astira CS udało się bardzo technologicz-
nie opracować konstrukcję, co skróciło
znacznie czas produkcji. Dzięki odpowied-
niemu opracowaniu aerodynamicznemu
zakres przydatności tego szybowca rozcią-
ga się od maszyny klubowej do wysoko-



Rys. 3. Tablica przyrządów

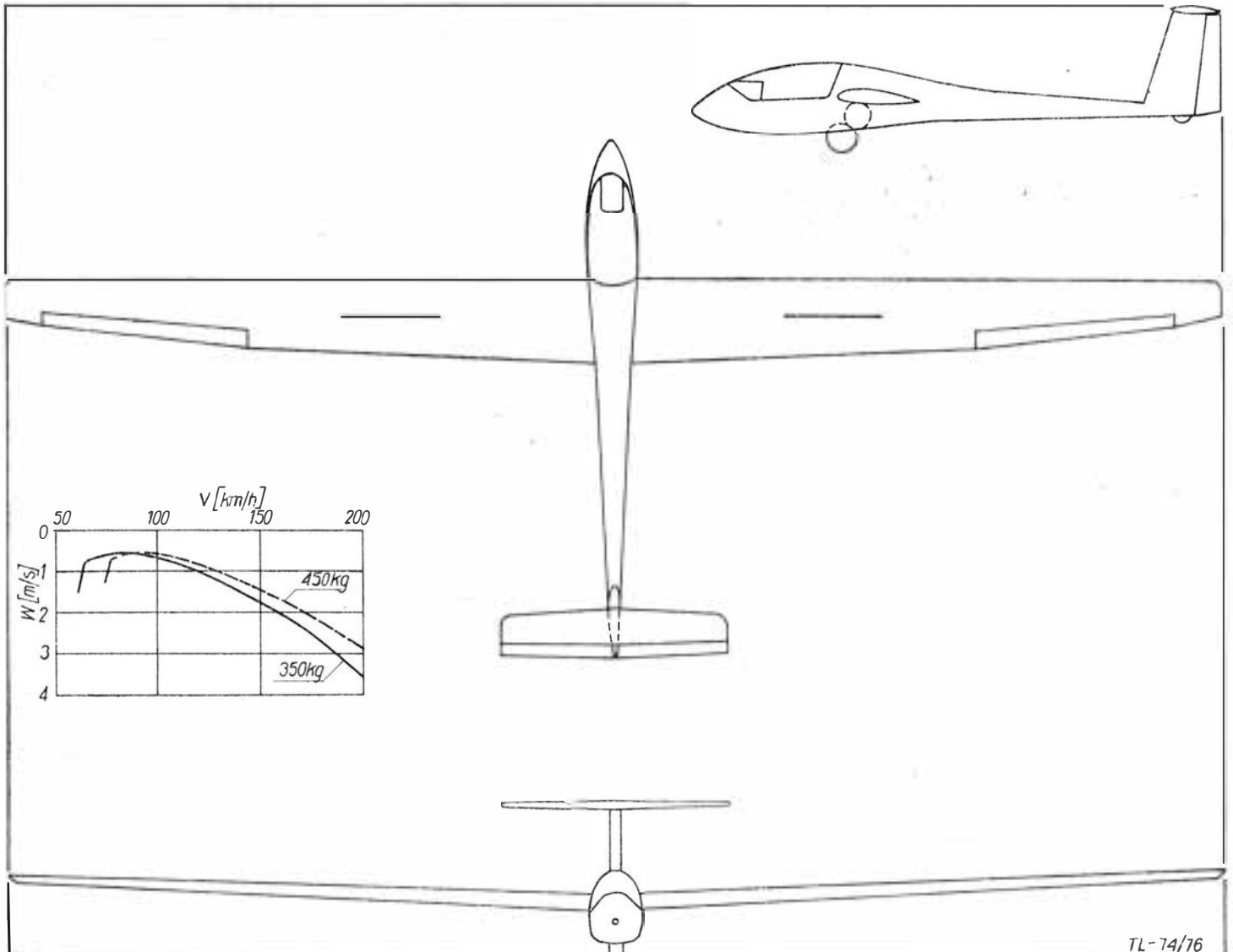
wycynowej. Inicjały CS oznaczają *club*
i *standard*. Dotychczas uzyskano zamówie-
nia na ponad 100 egzemplarzy. Wykonano
już 60 sztuk, a tempo produkcji wynosi
4 na tydzień. Od maja 1976 r. planuje
się wzrost produkcji do 8 na tydzień.

Osiągi

(dla ciężaru Q = 450 kG)

Doskonałość (Q = 350)	37,3
Prędkość optymalna (Q = 350 kG)	95 km/h
Doskonałość	38
Prędkość optymalna	105 km/h
Prędkość ekonomiczna (Q = 350 kG)	75 km/h
Prędkość ekonomiczna	85 km/h
Opadanie minimalne (Q = 350 kG)	0,60 m/s
Opadanie minimalne	0,70 m/s
Prędkość min.	60 km/h
Prędkość maks. (atmosfera spok. i burzliwa)	250 km/h
Prędkość maks. za samolotem	170 km/h
Prędkość maks. startu za wyciągarką	120 km/h
Otwieranie hamulców do prędkości	250 km/h

T.W.



TL-74/76

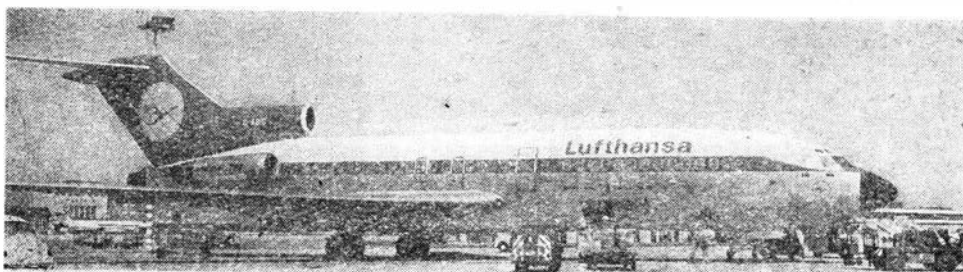
Samolot pasażerski średniego zasięgu; może służyć jako samolot transportowy

KONSTRUKCJA. Trzysilnikowy dolnopłat konstrukcji metalowej.

Skrzydło. Płat wolnonośny, skośny, o obrysie łamanym trapezowym. Profil opracowany przez firmę Boeinga, o zmiennej grubości względnej — 9% na końcu skrzydła i 13% u nasady. Kąt wzniosu 3°, kąt zaklinowania 2°, kąt skosu 32°, (mierzony w 25% cięciwy). Dwudźwigarowa konstrukcja duralowa z żebrami. Górne i dolne pokrycie usztywnione przynitowanymi podłużnicami nie mają połączeń zakładkowych na całej rozpiętości skrzydła. Struktura typu *fail safe*. Hydraulicznie napędzane lotki zewnętrzne (dla małych prędkości) i przykadłubowe (dla dużych prędkości) współpracują ze spoilerami. Trzyszczelinowe klapy konstrukcji przekładkowej z duralowym wypełniaczem ulowym i duralowym pokryciem zajmują około 2/3 rozpiętości skrzydła. Cztery sloty duralowej konstrukcji zajmują około 2/3 krawędzi natarcia, pozostała część krawędzi natarcia wyposażona jest w wychylne klapy typu Krueger. Na każdym skrzydle umieszczono pięć spoilerów używanych w locie oraz dwa do użytku na ziemi (przykadłubowe). Spoilery służą jednocześnie jako hamulce aerodynamiczne. Na każdej zewnętrznej lotce klapka wyważająca i klapka odciążająca na każdej lotce wewnętrznej. Cała mechanizacja skrzydła jest napędzana przez podwójny system hydrauliczny z możliwością przejścia na sterowanie ręczne (w przypadku awarii obu głównych układów). Silowniki stosowane w konstrukcji pochodzą z firmy Weston National Water Lift and Beretea. Skrzydło zaopatrzone jest w instalację przeciwbłodzeniową zasilaną gorącym powietrzem z 6 i 13 stopnia sprężarki pierwszej i trzeciego silnika. Samolot 727-200 ma konstrukcję skrzydła taką jak poprzednie modele z serii 727. Z tym że zmodyfikowano zabezpieczenia klap głównych i przekonstruowano połączenie skrzydło-kadłub. Wzmocniono również usztywnienia pokrycia, dźwigary i zwiększono grubość pokrycia.

Kadłub. Półskorupowa konstrukcja typu *fail safe*. z pokryciem z duralu, wzmocniona ramami obwodowymi i podłużnymi usztywnieniami. Przestrzeń wewnątrz kadłuba jest ekonomicznie wykorzystana. W górnej części znajduje się kabina pilotów i pomieszczenie dla pasażerów. Natomiast w dolnej zbiorniki z paliwem, luki bagażowe oraz większość urządzeń i agregatów. W kabine pasażerskiej utrzymywane jest stałe naciśnienie 0,60 kg/cm². Układ klimatyzacyjny ma maksymalny wydatek do wysokości 12000 m. Klimatyzacja i ciśnienie w kabine zapewnione jest przez system doprowadzeń powietrza przepływającego ze sprężarki przez powietrzny układ chłodzący. Kabina posiada dwie drzwi bocznych i automatycznie chowane schodki tylne. Wyposażona jest w instalację tlenową. Wszystkie systemy i aparaty są pogrupowane tak, że liczba wzniesień i luków jest bardzo mała, co znacznie ułatwia i przyspiesza obsługę. W tylnej części kadłuba, z obu stron, znajdują się luki. Wewnątrz których umieszczone mogą być zespoły raketowych silników startowych. Silniki te montowane są w wersji 727-200 JATO i są używane na lotniskach położonych na dużych wysokościach.

Usterzenie. Wolnonośna struktura zbudowana z duralu w układzie T. U nasady statecznika pionowego umieszczony jest wlot trzeciego silnika. Dwa niezależnie zasilane, napędzane modułarnymi mechanizmami hydraulicznymi stery kierunku nie wymagają urządzeń przeciwfłatrowych. tłumików podmuchu i zderzaków (ograniczników). Statecznik poziomy ma zdwojony system przestawiania, z możliwością przejścia na sterowanie ręczne. Napędzany dwoma niezależnymi systemami hydraulicznymi ster wysokości ma zdwojony system symulacji obciążań na sterownicy, zapewniający wymagany wysiłek pilota bez względu na położenie środka ciężkości samolotu. Automatyczne sterowanie odbywa się za pomocą dwóch tłumików wahań kierunkowych firmy



SPERRY i autopilota SPERRY SP-50 Mod. Block V. System ten jest skomputeryzowany i korzysta z sygnałów elektronicznych urządzeń nawigacyjnych.

Podwozie. Hydraulicznie chowane podwozie wielośladowe z kółkiem przednim ma zdwojone koła z hamulcami na wszystkich trzech goleniach. Podwozie przednie chowane jest do kadłuba w kierunku do przodu, natomiast podwozie główne chowane jest do skrzydła i kadłuba w kierunku do środka kadłuba. Amortyzatory olejowo-powietrzne oraz przednie koła i hamulce pochodzą z firmy B. F. Goodrich. Koła i hamulce główne firmy Bendix. Hamulce głównego podwozia zasilane są z jednej instalacji hydraulicznej, a podwozie przednie — z drugiej instalacji. W przypadku awarii zasilania instalacji głównego podwozia wykorzystywana jest druga sieć zasilania hydraulicznego. Podwozie główne może być zasilane awaryjnie z wykorzystaniem ciśnienia zmagazynowanego w zasobnikach hydraulicznych (pojemność tych akumulatorów hydraulicznych wystarcza na pięciokrotne hamowanie). Istnieje również trzeci niezależny system hamowania pneumatycznego zasilany z butli. Samolot 727-200 wyposażony jest w przeciwpoślizgowe urządzenie Hydro-Aire Mark III, ustalające optymalną siłę hamowania w każdym kole, w zależności od rodzaju podłoża. Sterowanie kołem przednim podczas manewrów na ziemi odbywa się za pomocą sterownicy (wychylenia do 78° w każdą stronę) lub za pomocą orczyka (do 7° w każdą stronę) przy czym sterowanie sterownicą jest uprzywilejowane. Minimalny promień skrętu jest około 27 m. Każde koło wyposażone jest w opony badane na prędkości do 337 km/h. Dwuczęściowe obręcze wykonane ze stopu aluminium umożliwiają założenie bezdętkowych opon. Opony wyposażone są w zawory odprowadzające nadmiar ciśnienia powstały na skutek rozgrzewania się koła przy hamowaniu. Wymiary opon i kół: podwozie główne — typ VII 49x17-20 lub 50x21-20, przednie — typ VIII 32x11,5. Tuż przed tylnymi schodkami znajduje się automatycznie wysuwana podczas lądowania płoza. Jest ona zabezpieczeniem struktury samolotu przed bezpośrednim zetknięciem z ziemią w przypadku podparcia się samolotu ogonem przy nieprawidłowym lądowaniu. Elementami amortyzującymi są: układ sprężyn i zginiaty tłokiem blok wypełniacza ulowego (sprężyny przeniosą obciążenie do około 13300 kg, zanim wypełniacz ulegnie zgnieciu).

Instalacja elektryczna. Energia elektryczna wytwarzana jest przez prądnice stałej częstotliwości prądu zmiennego, zamontowane na skrzynekach napędowych silników. Stabilność częstotliwości uzyskiwana jest przez zastosowanie specjalnego urządzenia zapewniającego stałe obroty prądnicy (niezależnie od obciążenia i obrotów silnika). Samolot zaopatrywany jest w energię elektryczną przez trzy niezależne systemy 40 kVA 115/200 V prądu trójfazowego 400 Hz. Część prądu jest transformowana na 28 V prądu zmiennego, a część na 28 V prądu stałego. Dodatkowym źródłem energii jest bateria akumulatorów niklowo-kadmowych 24 V 22 Ah. Samolot wyposażony jest w kilka instalacji oświetleniowych: światła nawigacyjne (czerwone na lewym i zielone na prawym skrzydle oraz białe na końcówkach skrzydeł, skierowane do tyłu), światła do lądowania skierowane do przodu (4x600W, cztery wiązki o kącie 11°), światła antykolizyjne na spodzie i u góry kadłuba

(kolor czerwony, 42 błyski na minutę), światła kołowania zamocowane u nasady skrzydeł (odchylone od osi podłużnej samolotu o 30°, kąt wiązki 50°), światła oświetlające końce skrzydeł, zamocowane na kadłubie (kąt wiązki 13°) oraz oświetlenie wszystkich kabin i luków. Pomocnicze źródło energii APU dostarcza prąd zmiennego takiego samego jak prądnice na silnikach i zapewnia niezależność od zewnętrznych źródeł zasilania. Może również dostarczać powietrze do klimatyzacji kabiny na ziemi i do rozruchu na ziemi.

Napęd. Trzy turbodrzutowe silniki firmy Pratt and Whitney z serii JT8D stanowią napęd samolotu 727 we wszystkich modelach. Silniki te posiadają odwracacze ciągu. Każdy z trzech silników ma indywidualną instalację zasilającą, czerpiącą paliwo z integralnych zbiorników w skrzydłach. Wszystkie zbiorniki skrzydłowe są ze sobą połączone. Dodatkowe zbiorniki paliwa mogą być zamontowane w przednim i tylnym luku ładunkowym. Standardowa pojemność zbiorników — 30 985 l. Kadłubowe zbiorniki mają pojemność 9537 l. Punkt ciśnieniowego napełniania zbiorników przewidziany jest na wydatek 2271 l/min i znajduje się przy krawędzi natarcia w połowie rozpiętości. Całkowita ilość oleju w instalacji olejowej silnika wynosi 45,5 l. Każdy silnik wyposażony jest w ostrzegawczą instalację przeciwpożarową typu Kidde, reagującą na podwyższoną temperaturę w przedziale silnikowym. Przedział silnikowy jest odgródzony od konstrukcji kadłuba przegrodami ogniowymi. Do gaszenia ewentualnego pożaru umieszczone są w przedziale silnikowym gaśnice freonowe, uruchamiane z kabiny załogi.

Układ hydrauliczny składa się z trzech niezależnych podsystemów: A, B i dodatkowego. Ciśnienie robocze w instalacji jest rzędu 210 kg/cm². Płyn hydrauliczny BMS3-11 zapewnia niepalność instalacji. System A napędza siłowniki mechanizacji krawędzi spływu skrzydła, krawędzi natarcia skrzydła, zewnętrznych spoilerów, spoilerów naziemnego użytku, wypuszczania podwozia głównego i przedniego, hamulców przedniego podwozia, sterowania tym kołem, sterem kierunku, sterem wysokości i lotkami. Pompy systemu A napędzane są ze skrzynek napędowych silników 1 i 2. System B zasilą instalacje spoilerów przykadłubowych, tylnych schodków, steru wysokości, lotek, górnego steru kierunku i hamulców głównego podwozia. Pompy zmiennego wydatku systemu B napędzane są dwoma silnikami elektrycznymi. Dodatkowy system hydrauliczny zasilany jest przez jedną pompę elektryczną o zmiennym wydatku i służy do operowania dolnym sterem kierunku oraz do wspomagania mechanizacji krawędzi natarcia skrzydła.

Urządzenia elektroniczne i automatyka. Umieszczone pod podłogą kabiny pasażerskiej, tuż za podwoziem przednim, z dostępem od strony kabiny w czasie lotu. Łatwość obsługi zapewniają „półki” radiowe systemu Arinc.

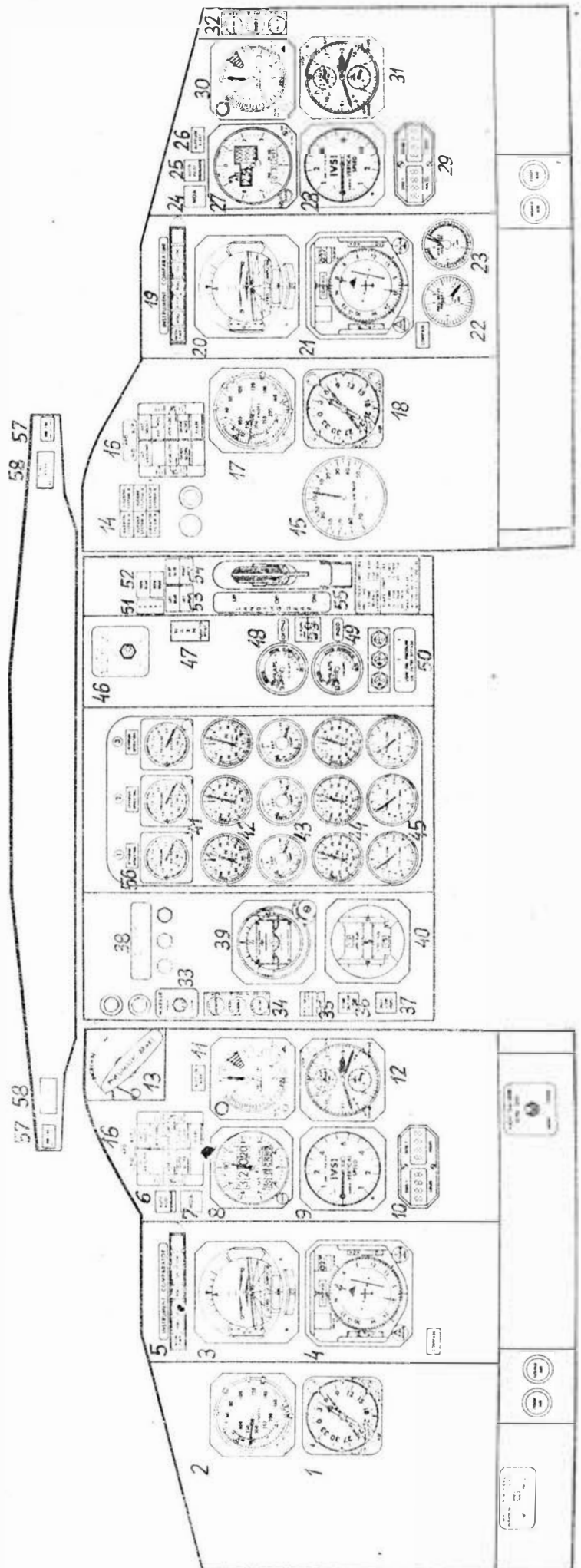
Przyrządy nawigacyjne. Dwa niezależne układy pilotażowo-nawigacyjne Collins FD-108 (z programowanym osłabieniem sygnałów ścieżki schodzenia). Dwie niezależne busole magnetyczne Sperry C-90. Radiowysokościomierz firmy Bendix (o zakresie 0-2500 stóp). System porównywania wskazań dublowanych przyrządów i sygnalizacji nieprawidłowego działania Collins 54W-1D. Komputerowy system rejestracji

warunków atmosferycznych, podający najekonomiczniejsze parametry przelotu wg Arinc 545. Trzy zestawy układu nawigacyjnego Collins 51RV-2B wg Arinc 546. Radiobusola Collins 51Y-7 wg Arinc 555, plus dodatkowa Bendix DFA-73A-1. Odbiornik markerka Collins 51Z-4. Podwójny radioodległościomierz (DME) KDM-7000 wg Arinc 563. Podwójny transponder (ATC) Collins 621A-6 wg Arinc 572 z możliwością podawania wysokości lotu. Radar meteorologiczny (działający w paśmie X) Bendix RDR-1F. System rejestracji parametrów lotu typu *United Data Control* wg Arinc 542. Dwie giroskopowe typy Sperry. Jako dodatkowe wyposażenie nawigacyjne i ostrzegawcze może być zabudowane. Podwójny zestaw radaru Dopplera wg Arinc 540 i Arinc 543. Podwójny zestaw radiowysokościomierzy wg Arinc 552. System radionawigacyjny Loran, trzecia giroskopowa, autopilot Sperry SP-50 Mod Bk IV. System ostrzegania o uszkodzeniu silnika oraz automatyczne wyłączanie poboru powietrza ze sprężarki.

Wyposażenie komunikacyjne. Podstawowym wyposażeniem są dwie radiostacje UKF typu Collins 618M-2D (116 do 151,97 MHz), wg Arinc 546. Aparatura nagłaśniająca wewnątrz samolotu (muzyka, komunikaty) firmy Collins wg Arinc 560. Czteroczęściowa aparatura rejestrująca rozmowy ziemia-powietrze wszystkich członków załogi przez ostatnie 30 minut lotu (zamknięty obieg taśmy). Dodatkowo może być zamontowana trzecia radiostacja UKF.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W październiku 1960 r. zakłady Boeing ogłosiły zamiar produkcji odrzutowca 727 średniego zasięgu. Pierwsze zamówienia wpłynęły już w końcu 1960 r. Pierwszy oblot seryj-

Rys. 1. Tablica przyrządów dowódcy statku (lewa) i II pilota (prawa): 1 — wskaźnik prędkościomierza (wyskalowany w węzłach i liczbach Macha), 2 — wskaźnik RMI (radiowo-magnetyczny), 3 — pilotażowy wskaźnik dyspozycyjny (ADI), 4 — nawigacyjny wskaźnik dyspozycyjny (HSI), 5 — lampka sygnalizacyjna układu porównującego wskazania przyrządów, 6 — lampka sygnalizująca wyłączenie autopilota, 7 — lampka sygnalizująca minimalną wysokość decyzji (MDA), 8 — serwowysokościomierz barometryczny (dla zakresu 1000÷50 000 stóp, 9 — wariometr (0÷6000 stóp/min) działający bez opóźnień, 10 — zdwojony wskaźnik radioodległościomierza (DME), 11 — wskaźnik radiowysokościomierza (zakres 0÷2500 stóp) wg Arinc 552, 12 — zegar czasowy, 13 — dźwignia uruchamiania pneumatycznych hamulców awaryjnych, 14 — tabliczka sygnalizująca spadek ciśnienia w instalacji hydraulicznej sterowania płatowca, 15 — wskaźnik temperatury powietrza, 16 — tabliczka APD (sygnalizacja przebiegu zbliżania), 17 — wskaźnik prędkościomierza wyskalowany w węzłach, 18 — (RMI), 19 — patrz 5, 20 — patrz 3, 21 — patrz 4, 22 — manometr instalacji hamowania pneumatycznego, 23 — manometr hamowania hydraulicznego, 24 — patrz 7, 25 — patrz 6, 26 — sygnalizacja wysokości, 27 — wskaźnik wysokościomierza barometrycznego, 28 — patrz 9, 29 — patrz 10, 30 — wskaźnik radiowysokościomierza, 31 — zegar czasowy, 32 — lampka sygnalizacyjna markerka; środkowa tablica przyrządów: 33 — przełącznik markerka, 34 — lampki sygnalizacyjne markerka, 35 — sygnalizatory położenia hamulców aerodynamicznych, 36 — sygnalizator „statecznik poziomy niewyważony”, 37 — lampka sygnalizująca spadek ciśnienia w instalacji steru wysokości, 38 — kontrola sygnalizatorów hamulców aerodynamicznych, 39 — rezerwowo sztuczny horyzont, 40 — wskaźnik wychyleń sterów kierunku i wysokości, 41 — wskaźnik sprężu, 42 — wskaźnik obrotomierza, 43 — wskaźnik temperatury gazów, 44 — wskaźnik obrotomierza, 45 — wskaźnik wydatku paliwa, 46 — przełącznik jaskrawości lampki sygnalizacyjnych, 47 — lampka ostrzegawcza, 48 — wskaźnik wychyleń klap wewnętrznych, 49 — wskaźnik wychyleń klap wewnętrznych, 50 — wskaźnik spadku ciśnienia oleju, 51 — lampka sygnalizująca zamknięcie drzwi, 52 — lampka sygnalizująca położenie podwozia przedniego, 53 — lampka sygnalizująca położenie podwozia głównego lewego, 54 — lampka sygnalizująca położenie podwozia głównego prawego, 55 — dźwignia wypuszczania podwozia, 56 — sygnalizacja „włączony odwracacz ciągu”, 57 — sygnalizacja uszkodzenia silnika, 58 — sygnalizacja pożaru w przedziale silnikowym, 59 — sygnalizacja położenia klap na krawędzi natarcia



nego samolotu 727-100 odbył się 9 lutego 1963 r., a drugi samolot oblatano 12 marca tego samego roku. Regularną eksploatację tego samolotu rozpoczęła linia lotnicza Eastern Air Line 1 lutego 1964 r. Główną inowacją w stosunku do dotychczas produkowanych odrzutowców miały być trzy silniki umieszczone z tyłu. Wiele elementów 727 ma wspólnych z wcześniejszymi konstrukcjami 707 i 720. W 1969 r. w kwietniu Boeing oznajmił, że 727-200, dostarczony dla towarzystwa lotniczego TWA, jest 1500 samolotem wyprodukowanym w Renton, Washington Factory. Do końca 1974 r. sprzedano w sumie 1190 samolotów. Do czerwca 1975 r. dostarczono 1132 samoloty do ponad trzydziestu linii lotniczych (łącznie z zamówieniami: 1221). Do chwili obecnej samoloty serii 727 przełatały około 16 mln h wykonując około

14 mln wylotów. Istnieje 5 wersji samolotu 727:

1) 727-100 w wersji standardowej zabiera 131 pasażerów. Silniki 3 × JT8D-7. Ciężar całkowity 72 575 kG.

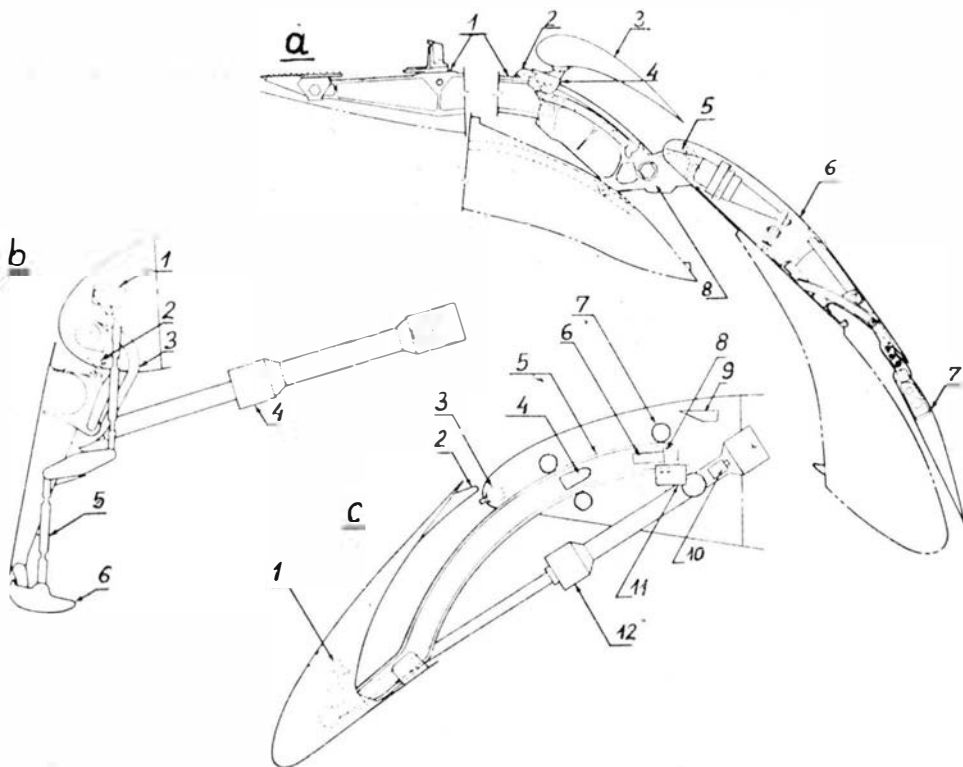
2) 727-100 C — przystąpienie do produkcji ogłoszono 22 lipca 1964 r. Wersja transportowo-pasażerska. Ciężar całkowity 72 575 kG. Możliwość przebrojenia wersji pasażerskiej samolotu na transportową (lub odwrotnie) w ciągu dwóch godzin. Zasięg przy pełnym obciążeniu w wersji transportowej wynosi 2737 km.

3) 727-100 QC taki jak 727-100 C, z tym że dzięki zastosowaniu paletowego systemu załadunku i mocowania foteli czas przebrajania wynosi 1/2 godziny. Ciężar

całkowity 77 110 kG. Istnieje wersja samolotu 727-100 QC wykonana na zlecenie firmy International Telephone and Telegraph w końcu 1970 r. Dzięki zastosowaniu dodatkowych zbiorników zwiększono zasięg do 6670 km. Samolot ten ma specjalnie zaprojektowane i superluksusowo wyposażone wnętrza.

4) 727-200 Stretched (wydłużony). Przystąpienie do produkcji ogłoszono w sierpniu 1965 r. Przeznaczony zasadniczo dla 163 pasażerów, może przy maksymalnym wykorzystaniu kabiny pomieścić 189 podróżnych. Kadłub tego modelu wydłużono po 3,05 m w obu kierunkach. Silniki — zasadniczo 3 × JT8D-9, ale istnieją dwie wersje z innymi silnikami: 3 × JT8D-11 (ciąg 6804 kG każdy) i 3 × JT8D-15 (ciąg 7050 kG każdy).

5) 727-200 Advanced (rozwojowy). W samolocie tym dzięki zwiększeniu liczby zbiorników uzyskano większy zasięg niż ma 727-200 Stretched o 1287 km, a udźwieg w wyniku zastosowania silników 3 × JT8D-17 wzrósł do 33 653 kG. Jednocześnie ciężar startowy wzrósł o około 9000 kG, czas wznoszenia na pułap przelotowy zmalał o około 20 min (51%), a wysokość lotu zwiększono o około 2200 m. W związku ze zwiększeniem obciążenia wzmocniono skrzydła, kadłub i połączenie skrzydła z kadłubem. Dzięki udoskonalonym pokryciom antykorozyjnym i materiałom uszczelniającym oraz specjalnym materiałom na elementy szczególnie obciążone, model ten ma przewidywaną całkowitą żywotność około 60 000 h, co odpowiada dwudziestoletniej eksploatacji. Wszedł on do produkcji w końcu 1972 r., a do końca roku 1974 w eksploatacji znajdowało się 308 sztuk tych samolotów.



Rys. 2. a — kłapa skrzydłowa: 1 — główna prowadnica, 2 — ustalacz przedniej kłapy, 3 — kłapa przednia, 4 — wózek kłapy przedniej, 5 — przegub, 6 — kłapa środkowa, 7 — kłapa tylna, 8 — wózek kłapy środkowej; b — kłapa Kruegera: 1 — włącznik krańcowy, 2 — uszczelka, 3 — zawias, 4 — siłownik, 5 — dźwignia profilowana (regulowana), 6 — oprofilowanie noska; c — slot: 1 — ustawianie oprofilowania, 2 — hak, 3 — ogranicznik wciągania, 4 — ustalacz prowadnicy, 5 — prowadnica, 6 — ogranicznik na strukturze, 7 — rolka, 8 — ogranicznik wypuszczania, 9 — ogranicznik haka, 10 — włącznik wciągania, 11 — włącznik wypuszczania, 12 — siłownik

Samolot 727-200 Advanced odpowiada krajowym i międzynarodowym normom poziomu hałasu. Według normy amerykańskiej FAA (dla silników JT8D-17): przy starcie, gdy samolot znajduje się 1000 stóp nad punktem pomiarowym, poziom hałasu wynosi 101,0 EPNdB (wg normy dopuszczalne 99,9 EPNdB). Przy lądowaniu w odległości 1,85 km od punktu przyziemienia poziom hałasu wynosi (dla kłap wysuniętych 40°) 103,2 EPNdB (wg normy dopuszczalne jest 104,8 EPNdB). Przy pomiarze z boku z odległości 0,65 m dla samolotu poruszającego się po pasie startowym poziom hałasu wynosi 102,1 EPNdB (wg normy dopuszczalne jest 104,8 EPNdB). Dla norm ICAO dane są następujące: przy starcie, gdy samolot znajduje się na wysokości 700 stóp nad punktem pomiarowym, poziom hałasu wynosi 102,0 EPNdB (wg normy dopuszczalne jest 100,3 EPNdB). Przy lądowaniu, w odległości 1,99 km od punktu przyziemienia poziom hałasu wynosi 102,9 EPNdB (wg normy dopuszczalne jest 104,9 EPNdB). Przy pomiarze z boku z odległości 0,65 km dla samolotu poruszającego się po pasie startowym poziom hałasu wynosi 96,5 EPNdB (wg normy 104,9).

DANE TECHNICZNE

Wymiary

Rozpiętość	32,92 m
Długość cięciwy przy kadłubie	7,70 m
Długość cięciwy na końcu skrzydła	2,34 m
Wydłużenie płata	7,2
Długość całkowita (727-100)	40,59 m
Długość całkowita (727-200)	46,69 m
Długość kadłuba (727-100)	35,41 m
Długość kadłuba (727-200)	41,51 m
Wysokość	10,36 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	10,90 m
Rozstaw kół głównych	5,72 m
Rozstawienie (baza) podwozi (727-100)	16,23 m

Rozstawienie podwozi (727-200)	19,28 m
Całkowita długość kabiny (727-100)	22,15 m
Całkowita długość kabiny (727-200)	24,24 m

Maksymalna szerokość kabiny	3,55 m
Maksymalna wysokość kabiny	2,18 m
Drzwi dla pasażerów: tylny	1,93 × 0,81 m
— przednie	1,83 × 0,86 m
Drzwi luku bagażowego: tylny	1,12 × 1,37 m
— przednie	1,12 × 1,37 m
Pojemność luku bagażowego przedniego: 727-100	12,03 m ³
— 727-200	19,54 m ³
Pojemność luku bagażowego tylnego: 727-100	13,42 m ³
— 727-200	22,51 m ³

Powierzchnie

Powierzchnia skrzydeł Lotek (łącznie)	159,9 m ²
Powierzchnia kłap zaskrzydłowych: — wciągniętych	26,10 m ²
— wysuniętych	36,04 m ²
Powierzchnia spoilerów	7,41 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	33,07 m ²
Powierzchnia sterów kierunku (łącznie z kłapkami)	6,13 m ²
Powierzchnia statecznika poziomego	34,93 m ²
Powierzchnia sterów wysokości	8,83 m ²
Ciężary dla trzech wersji ciężarowych 727-200:	
A — ciężar całkowity	78 015 kG
B — ciężar w momencie zwolnienia hamulców przy starcie (brake release weight)	83 550 kG
C — ciężar w momencie zwolnienia hamulców	86 405 kG
Ciężar własny:	A — 43 863 kG B — 43 990 kG C — 44 235 kG
Ciężar maksymalny ładunku	A, B — 17 690 kG C — 18 597 kG
Maksymalny ciężar startowy (T-O):	A — 78 015 kG C — 86 635 kG B — 84 005 kG

Maksymalny ciężar z pustymi zbiornikami:

A — 62 595 kG
B — 62 595 kG
C — 63 500 kG

Maksymalny ciężar przy lądowaniu:

A — 72 575 kG
B, C — 72 575 kG

Obciążenie powierzchni skrzydła:

A — 494,1 kG/m²
B — 526,3 kG/m²
C — 544,4 kG/m²

Obciążenie ciągu

A — 3,7 kG/kG st
B — 4,2 kG/kG st
C — 4,1 kG/kG st

Osiągi

Maksymalna prędkość pozioma na wysokości 6585 m

B — 1017 km/h
C — 999 km/h

— na wysokości 6250 m

0,95 Macha

Maksymalna prędkość dopuszczalna

Maksymalna prędkość przelotowa dla B

na wysokości 6705 m

— dla wersji ciężarowej C na

953 km/h

wysokości 7530 m

964 km/h

Ekonomiczna prędkość przelotowa

917 km/h

Prędkość przeciągnięcia przy klapach zamkniętych dla wersji B

317 km/h

Prędkość przeciągnięcia przy klapach otwartych dla wersji B

197,7 km/h

Prędkość wznoszenia:

B — 12,7 m/s

C — 13,2 m/s

B — 10.060 m

C — 10.210 m

B — 4260 km

C — 4585 km

2515 m

2301 m

Pułap użyteczny:

Długość startu dla wersji B

dla wersji C

Długość lotniska do startu wg wymagań

CAR:

— dla wersji B

2847 m

— dla wersji C

2591 m

Długość lądowania (z $h = 15$ m):

— dla wersji B

2847 m

— dla wersji C

2591 m

Dobieg

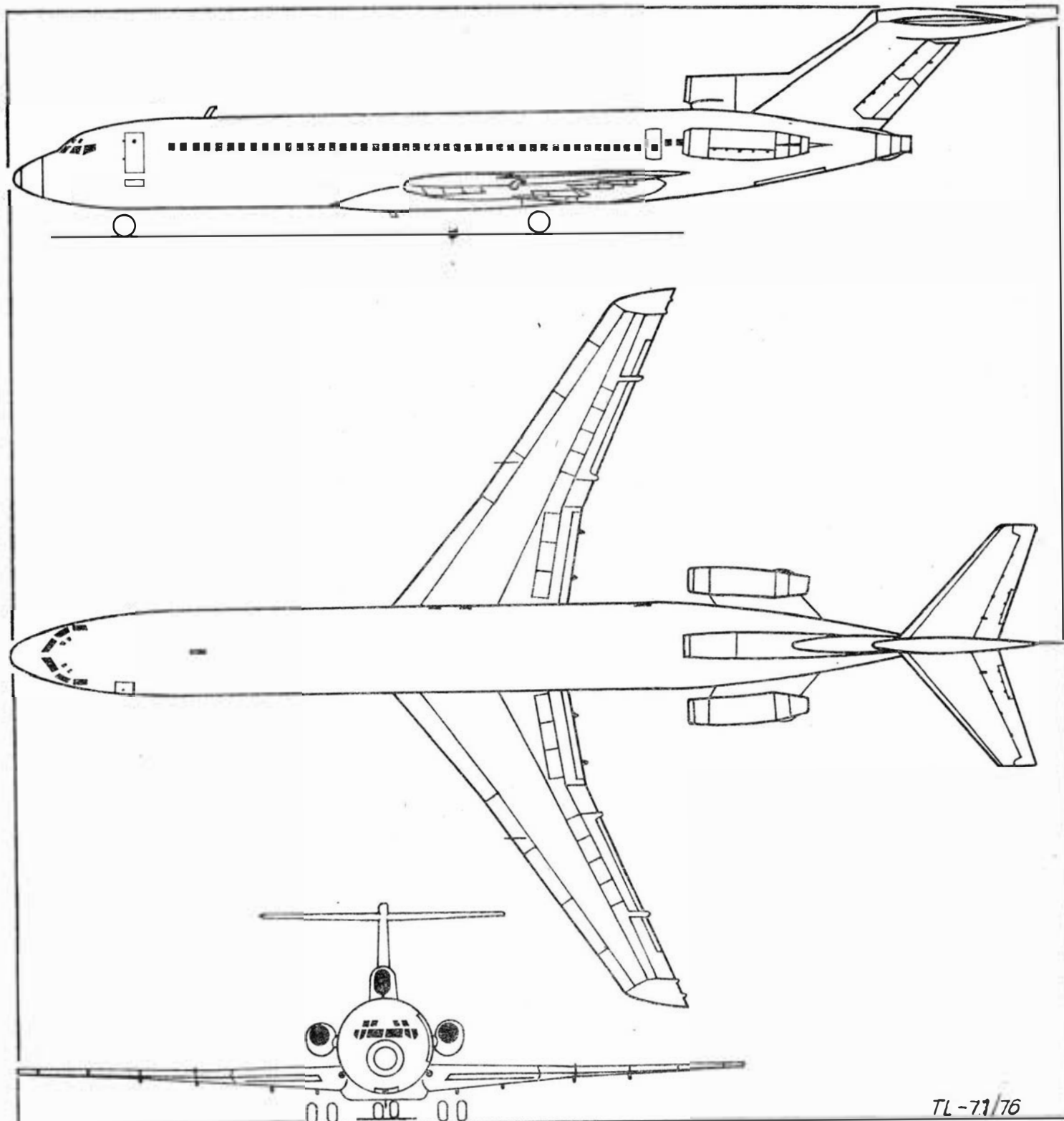
— dla wersji B

853 m

— dla wersji C

827 m

P.D.



TL-71/76

Częstości drgań własnych niektórych belek

Belki o stałym przekroju, drgania poprzeczne:

1. Wysięgnikowa, ciężar W na końcu, ciężar własny belki pomijalny

$$\sqrt{\frac{4,99}{3EI} \frac{Wl^3}{}}$$

2. Wysięgnikowa, ciężar W na końcu ciężar własny wl

$$\sqrt{\frac{4,99}{3EI} \frac{(W + 0,236wl) \cdot l^3}{}}$$

3. Wysięgnikowa, ciężar W rozłożony równomiernie

$$\sqrt{\frac{6,20}{48EI} \frac{Wl^3}{}}$$

4. Na dwóch podporach, podparta na końcach, ciężar W na środku, ciężar własny pomijalny

$$\sqrt{\frac{4,99}{48EI} \frac{Wl^3}{}}$$

5. Na dwóch podporach, podparta na końcach, ciężar W na środku, ciężar własny wl

$$\sqrt{\frac{4,99}{48EI} \frac{(W + 0,486wl) \cdot l^3}{}}$$

6. Na dwóch podporach, podparta na końcach, ciężar W rozłożony równomiernie

$$\sqrt{\frac{5,66}{384EI} \frac{5Wl^3}{}}$$

7. Na dwóch podporach, końce utwierdzone, ciężar W na środku, ciężar własny pomijalny

$$\sqrt{\frac{4,99}{192EI} \frac{Wl^3}{}}$$

8. Na dwóch podporach, końce utwierdzone, ciężar W na środku, ciężar własny wl

$$\sqrt{\frac{4,99}{192EI} \frac{(W + 0,264wl) \cdot l^3}{}}$$

9. Na dwóch podporach, końce utwierdzone, ciężar W rozłożony równomiernie

$$\sqrt{\frac{5,66}{384EI} \frac{Wl^3}{}}$$

10. Belka swobodna, ciężar własny W

$$109,97 \cdot \sqrt{\frac{EI}{Wl^3}}$$

Obciążenia dynamiczne — wzory przybliżone

Jeżeli dopuszczalne jest założenie, że charakter rozkładu naprężeń przy obciążeniu dynamicznym jest taki sam jak przy obciążeniu statycznym, można ugięcia i naprężenia przy obciążeniu dynamicznym określić mnożąc odpowiednie wielkości ugięć statycznych przez

$$n = 1 + 1 + 2 \frac{h}{d}$$

gdzie: h jest wysokością z której spada ciężar W , d — wielkością ugięcia statycznego, zaś n — stosunkiem obciążenia dynamicznego do obciążeń wywołanych przez obciążenie statyczne ciężarem W (d i h w tych samych jednostkach).

Dla $h = 0$ (przypadek nagłego przyłożenia obciążenia $n = 2$). Dla uderzenia poziomego

$$n = \sqrt{\frac{V^2}{981 \cdot d}}$$

(V — [cm/s], d — [cm])

Ponieważ w trakcie uderzenia następują straty energii (które mogą być obliczone z równania ruchu), wygodnie jest użyć współczynnika K , określającego jaką część energii (mierzonej jako h lub V^2) powinna być brana pod uwagę we wzorze na ugięcia czy naprężenia. Dla części spotykanych przypadków podano poniżej wzory na współczynnik K .

1. Masa ruchoma M uderza osiowo w koniec pręta o masie M_1 , którego drugi koniec jest zamocowany

$$K = \frac{1 + \frac{1}{3} \frac{M_1}{M}}{\left(1 + \frac{1}{2} \frac{M_1}{M}\right)^2}$$

2. Masa ruchoma M uderza prostopadle w środek pojedynczej belki o masie M_1

$$K = \frac{1 + \frac{17}{35} \frac{M_1}{M}}{\left(1 + \frac{5}{8} \frac{M_1}{M}\right)^2}$$

Jeżeli do środka belki przymocowana jest masa M_2 :

$$K = \frac{1 + \frac{17}{35} \frac{M_1}{M} + \frac{M_1}{M}}{\left(1 + \frac{5}{8} \frac{M_1}{M} + \frac{M_2}{M}\right)^2}$$

3. Masa ruchoma M uderza prostopadle do osi w koniec belki wysięgnikowej o masie M_1

$$K = \frac{1 + \frac{33}{140} \frac{M_1}{M}}{\left(1 + \frac{3}{8} \frac{M_1}{M}\right)^2}$$

Jeżeli do końca belki przymocowana jest masa M_2 :

$$K = \frac{1 + \frac{33}{140} \frac{M_1}{M} + \frac{M_2}{M}}{\left(1 + \frac{3}{8} \frac{M_1}{M} + \frac{M_2}{M}\right)^2}$$

4. Masa ruchoma M uderza prostopadłe w środek pojedynczej belki o końcach utwierdzonych, o masie M_1

$$K = \frac{1 + \frac{13}{35} \frac{M_1}{M}}{\left(1 + \frac{1}{2} \frac{M_1}{M}\right)^2}$$

Jeżeli do środka belki zamocowana jest masa M_2 , to:

$$K = \frac{1 + \frac{13}{35} \frac{M_1}{M} + \frac{M_2}{M}}{\left(1 + \frac{1}{2} \frac{M_1}{M} + \frac{M_2}{M}\right)^2}$$

Uwagi

Wzory powyższe dotyczą idealnych warunków, gdy ciało sztywne jest sztywne idealnie, belka jest idealnie sprężysta, kontakt następuje jednocześnie dla wszystkich punktów

w przekroju uderzenia — co z reguły w praktyce jest ściśle spełnione.

Histeresa sprężysta pręta i podatność ciała uderzającego powodują, że wielkości obciążeń są mniejsze od obliczonych na drodze teoretycznej. Jednak nieosiowość lub niejednoczesność uderzenia całego przekroju wywołują niejednorodne naprężenia w przekroju, podnosząc maksymalne wielkości naprężeń w stosunku do średnich.

Wzory powyższe oparte są na hipotezie, że linia ugięcia przy obciążeniu dynamicznym jest identyczna jak przy statycznym, co nie jest ściśle. Zgodność jest lepsza przy dużych masach i małych prędkościach.

Gdy masa ciała uderzającego jest niewielka w stosunku do mas nieruchomych, zaś jego prędkość znaczna, podane wzory mogą być uważane tylko za bardzo niedokładne przybliżenie spodziewanych deformacji i naprężeń.

Oprac. A. K. na podst.: Raymond J. Roark „Formulas for stress and strain”

Łożyska pracujące bez smaru

Łożyska takie, pracujące w podwyższonych temperaturach lub w ośrodkach czynnych chemicznie, wykonywane są z mieszanin węgla lub grafitu, prasowane z dodatkiem żywicy.

Własności mechaniczne grafitu

Ciężar właściwy 2,2 G/cm³
Temperatura topnienia 3500°C
Granica wytrzymałości na rozciąganie 2 kG/cm²
Moduł sprężystości liniowej 80 000 kG/cm²
Współczynnik rozszerzalności liniowej 0,5 ÷ 1·10⁻⁶ 1/1°C
Przewodnictwo cieplne 5 ÷ 7 kal/m·godz·1°C

Mieszaniny węgla i grafitu odznaczają się dobrymi własnościami poślizgu (współczynnik tarcia 0,05 ÷ 0,08), odpornością na temperaturę i odczynniki chemiczne, niskim współczynnikiem rozszerzalności liniowej (2 ÷ 3·10⁻⁶ 1/1°C) są obrabialne skrawaniem, ale są kruche. Dla poprawy wytrzymałości, przewodnictwa cieplnego i odporności na zużycie, dodaje się proszki metali (Cu, Cd, babbitt). Dla zmniejszenia kruchości stosuje się przesycaanie fenolo-formaldehydami i teflonem. Najlepsze własności wykazują materiały nazywane antegmitami (termin radziecki).

Twardość wałów współpracujących z łożyskami węglowo-grafitowymi winna wynosić co najmniej 50 HRC.

Fizyczne i mechaniczne własności antegmitów

Oznaczenie (radz.)	Ciężar właściwy [G/cm ³]	Wytrzymałość na ściskanie [kG/mm ²]	Udarowość [kGm/cm ²]	Odpor. na temp. [°C]	Wsp. rozszerz. lin. × 10 ⁶ [m·godz·°C]	Wsp. rozszerz. lin. × 10 ⁶ [1/1°C]
ATM-1	1,8	1000	0,03	170	30	8,5
ATM-10	1,7	550	0,015	400	80	2,5
ATM-1G	1,7	450	0,015	600	100	2,2

Łożyska pracujące bez smaru w temperaturach normalnych

Tabela podaje niektóre własności materiałów nadających się do konstrukcji takich łożysk.

Dopuszczalne obciążenie jednostkowe zależy od twardości i wytrzymałości materiału — prędkości obrotowej i smarowania i waha się w granicach 10 ÷ 100 kG/cm². Przy niewielkich prędkościach obrotu i obciążeniach — mogą pracować bez smaru.

Własność	Tekstolit	Poliwęglan	Kapron	Nylon	Teflon
Ciężar wł. [G/cm ³]	1,3 ÷ 1,4	1,2 ÷ 1,3	1,1 ÷ 1,2	1,1 ÷ 1,2	2,1 ÷ 2,4
Twardość HB	25 ÷ 40	20 ÷ 25	8 ÷ 12	10 ÷ 20	3 ÷ 5
Granica wytrzym. [kG/mm ²]					
— na rozzerwanie	6 ÷ 10	8	5 ÷ 8	7 ÷ 12	2 ÷ 5
— na ściskanie	12* ÷ 25**	8 ÷ 10	8 ÷ 12	10 ÷ 15	3 ÷ 4
Moduł spręż. E [kG/mm ²]	250 ÷ 1000	200 ÷ 250	100 ÷ 150	150 ÷ 200	40 ÷ 50
Wydł. względne [%]	0,2 ÷ 0,6	30 ÷ 80	150 ÷ 200	50 ÷ 100	50 ÷ 200
Wsp. rozszerz. liniowej × 10 ⁶	20 ÷ 40	60 ÷ 80	60 ÷ 150	60 ÷ 120	100 ÷ 200
Wytrż. na temperaturę wg Martensa [°C]	120 ÷ 130	140 ÷ 160	50 ÷ 60	60 ÷ 70	80 ÷ 120
Wchłanianie wody po 24 godz. [%]	1,5 ÷ 2	0,1 ÷ 0,2	2 ÷ 3	1,5 ÷ 2	0
Współcz. tarcia po stali bez smaru	0,2 ÷ 0,3	0,15 ÷ 0,25	0,1 ÷ 0,15	0,1 ÷ 0,15	0,08 ÷ 0,1

*) równoległe do warstw
**) prostopadłe do warstw

Tekstolit — maksymalne obciążenie jednostkowe przy obfitym smarowaniu wodą lub olejem — 100 kG/cm². Graniczna temperatura dopuszczalna (stała) 60 ÷ 80°C.

Kapron i nylon stosowane są głównie do łożysk o średnicy mniejszej od 50 mm, pracujących bez smaru lub przy niedostatecznym smarowaniu. Dla podniesienia wytrzymałości stosuje się wypełniacze (tkanina, włókno szklane bądź grafitowe). Dla podniesienia wytrzymałości i odporności na ścieranie — stosuje się obróbkę termiczną (3 ÷ 4 godzin kąpieli olejowej o temperaturze 150 ÷ 180°C, następnie 3 ÷ 4 godzin we wrzącej wodzie, z powolnym chłodzeniem).

Teflon w stanie czystym jest miękki, odznacza się dużym współczynnikiem rozszerzalności liniowej, tendencją do pełzania w normalnych temperaturach i nie zwilża się olejem, co ogranicza jego zastosowanie do wykonywania łożysk. Stosuje się go w postaci cienkich warstw, z dodatkiem ołowiu (do 20% ciężarowo). Dla poprawy własności ciernych dodaje się grafitu i dwusiarczku molibdenu. Takie łożyska nie ustępują pod względem ciernym łożyskom cynowo-babbitowym, a pod względem wytrzymałości nawet je przewyższają. Mogą pracować w temperaturach -50 ÷ +250°C. Stosuje się także cienkie XXX (0,1 ÷ 0,2 mm) warstwy poliamidowe, poliuretanowe i epoksydowe, nanoszone przez napylenie (na zimno lub na gorąco), naklejanie lub osadzanie elektrostatyczne.

Oprac. A.K. na podst. „Sprawocznik po tiekuszczemu remontu awiacyjnoej tiechniki” pod red. W. G. Aleksandrow;

WCT/56/K/76

Monitorowane zbliżanie jako wstępny etap treningu pilotów do II kategorii lądowań

Założenia wyjściowe oraz ergonomia procedury monitorowanego zbliżania jako najbardziej efektywnej współpracy załogi podczas lądowania przy niskich minimach meteorologicznych. Podział czynności wśród załogi samolotu podczas kolejnych faz monitorowanego zbliżania.

Jakkolwiek statystyki wypadków w cywilnym transporcie lotniczym wykazują spadek liczby katastrof w stosunku do liczby wykonanych lotów, alarmujący jest wzrost udziału katastrof zaistniałych w fazie zbliżania i lądowania samolotów.

Rysunek 1 przedstawia średnie wielkości za okres 1959÷1975, obejmujące tylko samoloty pasażerskie-odrzutowe, bez danych ZSRR i Chin.

Równocześnie do lądowania w każdych warunkach meteorologicznych, wyrażające się od ośmiu lat intensywnymi badaniami nad wprowadzaniem minimów do lądowania w kategorii II-III, spowodowało poza potężnym postępem w automatyzacji procesów sterowania samolotem poszukiwanie nowych form współpracy załogi, wydajniejszego i bezpieczniejszego podziału czynności poszczególnych jej członków.

Przedstawiona w artykule procedura monitorowanego zbliżania stała się od dawna jedyną (z niewielkimi zmianami) najbardziej efektywną i bez-

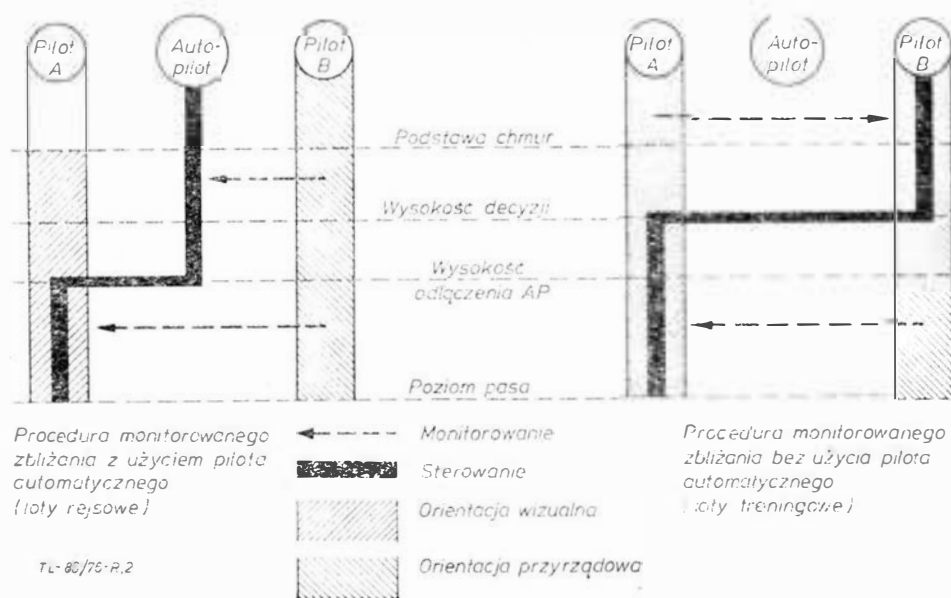
pieczną współpracą załogi podczas zbliżania i lądowania przy niskich minimach meteorologicznych.

Założeniami wyjściowymi tej procedury są:

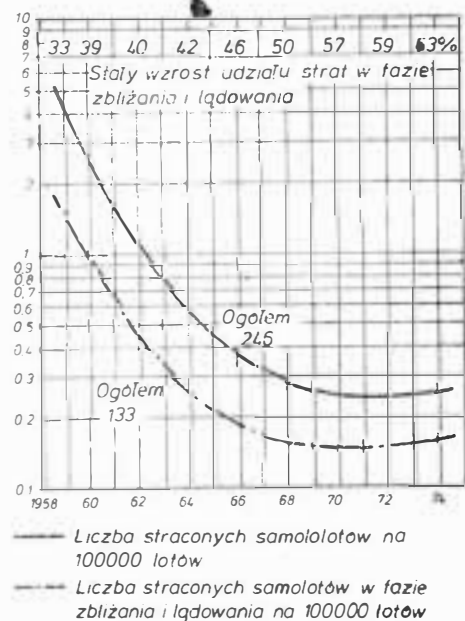
- Maksymalne wykorzystanie pilota automatycznego podczas zbliżania w normalnych lotach rejsowych (całkowite niewykorzystywanie pilota automatycznego w lotach szkolnych, treningowych i egzaminacyjnych).

lub poprzez pozostałych członków załogi. Z zasady odpowiedzialności za całość lotu wynika więc, że funkcję pilota A pełni pilot dowódca, funkcję pilota B — drugi pilot.

- Odwrotna zamiana funkcji pilotów i odstępstwa od powyższych założeń pozostawione są zwykle do decyzji pilota-dowódcy i tylko w warunkach dużo wyższych od przewidzianych minimów.



Rys. 2. Schemat zmiany faz orientacji i sterowania dla dwóch pilotów oraz autopilota



Rys. 1. Liczba katastrof w stosunku do liczby wykonywanych lotów — lata 1959÷1975

- Optymalne obciążenie pracą obu pilotów poprzez właściwy podział czynności, decyzji oraz ich współpracę, przy równoczesnym maksymalnym wykorzystaniu kwalifikacji i doświadczenia załogi.

- Jak najwcześniejsze przejście od fazy orientacji przyrządowej do fazy orientacji wizualnej, a równocześnie jak najpóźniejsze przejście od fazy sterowania automatycznego do fazy sterowania ręcznego.

Uwaga. Orientacja przyrządowa jest to ocena położenia przestrzennego samolotu na podstawie wskazań blisko położonych przyrządów pokładowych. Orientacja wizualna jest to ocena położenia przestrzennego samolotu na podstawie obserwacji obiektów położonych poza samolotem. Rysunek 2 przedstawia schemat zmiany faz orientacji i sterowania dla dwu pilotów (pilot A i pilot B) i autopilota.

- Duża liczba informacji wpływających do pilotów w fazie zbliżania powoduje, że pilot A czuwa nad całością lotu podejmując tzw. decyzje strategiczne i wykonując je osobiście

Ergonomia monitorowanego zbliżania

Podane założenia monitorowanego zbliżania mają swe uzasadnienie teoretycznie oparte na analizie przepływu informacji poprzez człowieka włączanego w system człowiek—maszyna.

Schemat przepływu informacji i powstawania decyzji objaśnia rys. 3, przedstawiający pilota (operatora maszyny) włączanego w system pilot—samolot. Informacje odbierane przez pilota zostają w zespole percepcyjnym centralnego systemu nerwowego poszegregowane na cztery kategorie:

- informacje nadające się do późniejszego wykorzystania (tzw. dane wstępne programu) — pozostają w bloku krótkotrwałowej pamięci zespołu percepcyjnego (droga oczekiwania);
- informacje surowe, przewidziane do analizy, przechodzą przez filtr selekcyjny do bloku analizującego zespołu komputerowego mózgu (droga powolna);
- informacje odbierane już w formie przeanalizowanej (komendy i na-

kazy) przechodzą bezpośrednio do bloku decyzyjnego zespołu komputerowego omijając blok analizujący (droga szybka);

— informacje w postaci alarmów przechodzą bezpośrednio do zespołu wykonawczego (mięśniowego) w postaci odruchów — decyzji (droga natychmiastowa).

W zespole percepcyjnym zachodzi więc przyjęcie (percepcje), segregacja, krótkotrwałe przechowywanie i ocena (filtracja) odtwarzanych informacji.

dla II kategorii lądowań przyjmując prawdopodobieństwo błędu lub awarii układu równe 10^{-7} . Prowadzi to do wniosku:

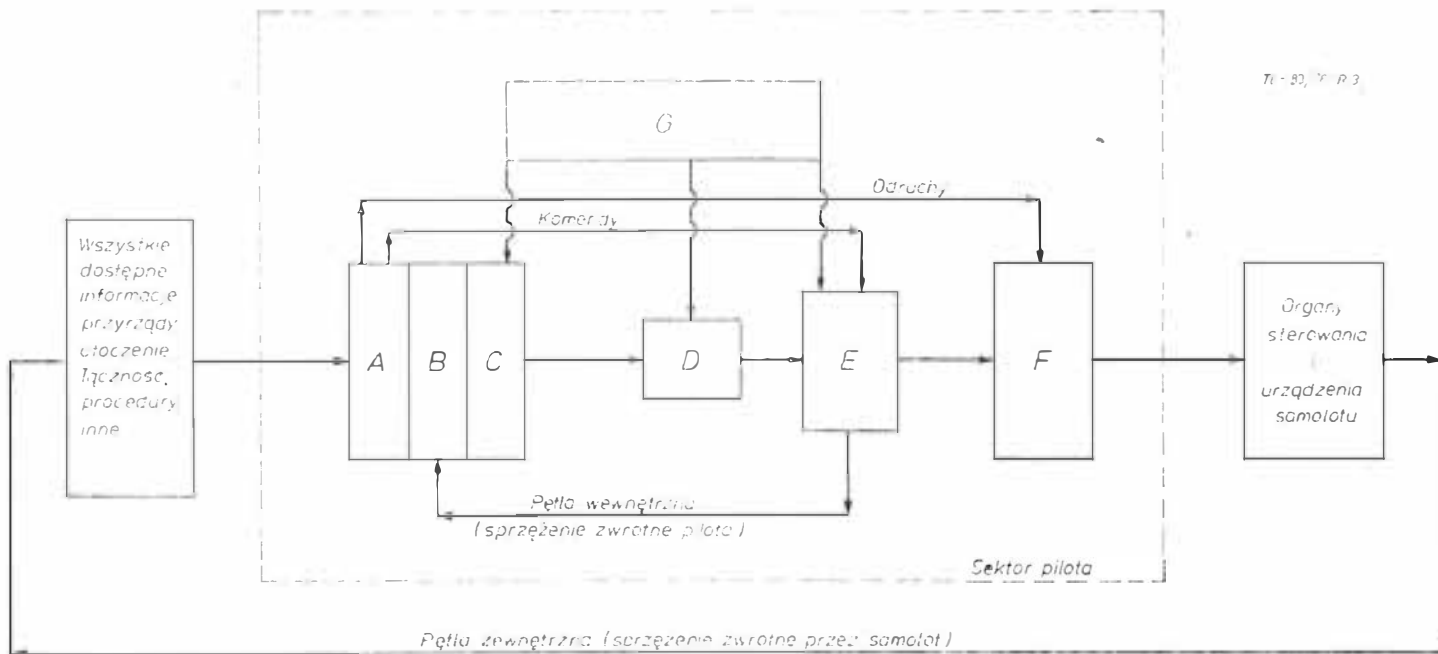
$$10^{-7} = 0,02 \frac{C}{R}$$

$$\text{zatem } \frac{C}{R} = \sim 4$$

co oznacza, że liczba informacji doprowadzonych do bloku analizującego

noległy, zostały włączone w układ samolotu. Różnią się one jedynie rodzajem doprowadzonych informacji, a w ich wyniku — rodzajem podejmowanych decyzji (pilot A — decyzje strategiczne, pilot B — decyzje faktyczne). Na rys. 4 grubszą linią zaznaczono istotniejsze związki pomiędzy blokami w przypadku podzielonych zadań pilota A i pilota B.

Tego typu zespół pozwala na:
— zmniejszenie obciążenia na poszczególne bloki analizujące pilota,



Rys. 3. Schemat przepływu informacji w systemie pilot — samolot; A-B-C — zespół percepcyjny: A — zmysły; B — pamięć krótkookresowa, C — filtr selekcyjny; D-E-G — zespół komputerowy: D — analiza, E — decyzja, G — pamięć długookresowa (doświadczenie); F — zespół wykonawczy (mięśnie)

W bloku analizującym komputera zachodzi obróbka informacji surowych w celu przekształcenia ich w formę najbardziej odpowiadającą operatorowi (np. całkowanie prędkości kątowej dla uzyskania wartości kąta lub zamiana magnetycznego układu kierunku na układ względem operatora).

W bloku decyzyjnym zbiegają się informacje sprowadzone do jednego układu, gdzie porównane z doświadczeniem (blok pamięci długoterminowej) wypracowują decyzję.

Blok pamięci długoterminowej wpływa przede wszystkim na blok decyzyjny, lecz także na sposób analizowania i ocenę (filtrację informacji).

Najmniej przepustowym elementem przedstawionego schematu jest blok analizujący, którego możliwości (w zależności od rodzaju informacji, sposobu percepcji, stressów operatora itd.) nie przekraczają 3÷4 informacji analizowanych równocześnie.

Doświadczenie wykazało, że przy pełnym obciążeniu bloku analizującego prawdopodobieństwo popełnienia błędu w analizie wynosi 0,02 przy $C/R = 1$ (patrz J. M. Morawski: Informacyjne problemy ergonomii lotniczej, TLiA 1'76) gdzie C — liczba informacji w jednostce czasu, które blok analizujący jest w stanie przetworzyć; R — liczba informacji w jednostce czasu, doprowadzonych do bloku w celu ich przetworzenia.

Standardy bezpieczeństwa przyjęte

może być czterokrotnie mniejsza niż możliwości analizowania tego bloku.

Pozostałe swobodne kanały bloku analizującego wykorzystywane są do powtórnego sprawdzającego analizowania tej samej informacji (linia sprzężenia zwrotnego wewnątrz operatora).

Powyższa analiza prowadzi do następujących wniosków, że konieczne jest:

- doprowadzenie do pilota-operatora większej liczby informacji w formie już przeanalizowanych komend lub nakazów (szybka droga — odciążająca blok analizujący);

- wprowadzenie do pracy drugiego zespołu analizującego (innego pilota lub członka załogi), przejmującego do obróbki część informacji surowych;

- równoczesne zapewnienie prawidłowego rozdziału informacji pomiędzy członkami załogi oraz właściwej komunikacji i współpracy między nimi.

Problem prawidłowego podziału czynności pomiędzy załogą, a w szczególności między pilotami mającymi takie same możliwości percepcji informacji (obserwacje podobnych przyrządów i otoczenia) i takie same możliwości wykonawcze (te same urządzenia sterowania), nabiera w lotach do II kategorii lądowań szczególnego znaczenia.

Rysunek 4 przedstawia zespół dwu pilotów (A i B) włączonych w ten sam system jednego samolotu. Identyfikacyjne dwa schematy, połączone rów-

— wprowadzenie dodatkowej linii sprzężenia zwrotnego poprzez innego pilota w celu jeszcze jednej możliwości korekcji błędów,

— wprowadzenie pilota monitorującego jako źródła informacji o decyzjach strategicznych oraz jako dodatkowego korektora decyzji taktycznych dla pilota prowadzącego samolot.

Zasady monitorowanego zbliżania

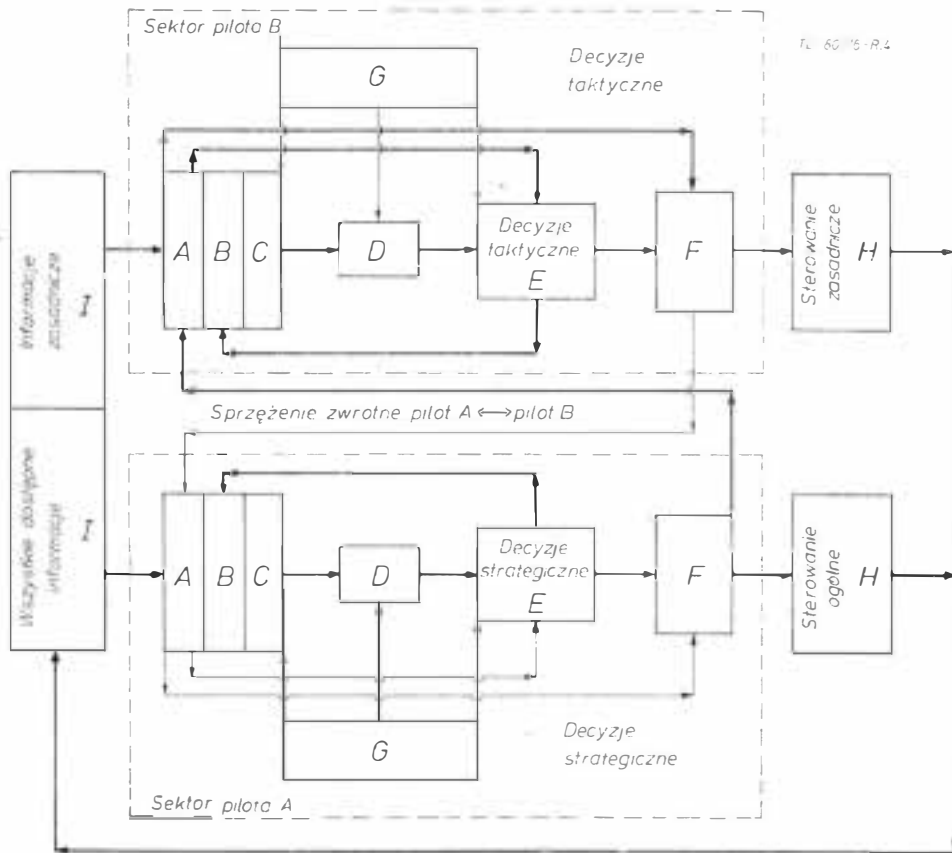
Monitorowane zbliżanie jest standardową procedurą w warunkach widzialności poniżej 1200 m i (lub) podstawy chmur poniżej 120 m.

Przed rozpoczęciem zbliżania pilot-dowódca jest obowiązany do przeprowadzenia przygotowania do monitorowanego zbliżania, w którym w szczególności powinien wziąć pod uwagę:

- schemat podejścia do lądowania,
- wysokość nad zewnętrznym markerem,
- wysokość decyzji (w stosunku do wysokościomierza barycznego i radiowego),
- procedurę odejścia na drugi krąg,
- warunki meteorologiczne i dodatkowe informacje lotniskowe.

Faza przyrządowa

Do minimalnej wysokości przewidzianej instrukcją eksploatacji samo-



Rys. 4. Schemat współpracy dwóch pilotów w procedurze monitorowanego zbliżania

lotu zbliżanie powinno być wykonywane za pomocą pilota automatycznego.

Nie później niż podczas przechwycenia osi kierunku lądowania drugi pilot staje się pilotem sterującym samolotem (lub monitorującym automatyczne zbliżanie), pilot-dowódca wypełnia swe obowiązki monitorując i nadzorując pracę drugiego pilota i załogi. Pilot-dowódca decyduje i inicjuje wykonywanie poszczególnych czynności załogi i prowadzonej łączności.

Zbliżając się do wysokości decyzji drugi pilot całkowicie koncentruje swą uwagę na informacjach i danych przyrządowych potrzebnych do prawidłowego prowadzenia samolotu, podczas gdy pilot-dowódca przerzuca wzrok przed siebie dla jak najwcześniejszego uzyskania orientacji wizualnej. Nie później niż na wysokości decyzji pilot-dowódca decyduje o kontynuowaniu podejścia przez wydanie komendy *lądujemy* lub o podejściu na drugi krąg przez wydanie komendy *drugi krąg*.

Faza wizualna

Pilot-dowódca pierwszy przechodzi do orientacji wizualnej, podczas gdy drugi pilot pozostaje przy orientacji przyrządowej ostrzegając pilota-dowódcę o wszystkich odchyleniach od prawidłowego położenia, prędkości, prędkości pionowej, ścieżki podejścia, kierunku itp.

Na wysokości przewidzianej instrukcją eksploatacji odpowiedniego typu samolotu pilot-dowódca odłącza autopilota i ręcznie prowadzi samolot, wykonując końcową fazę zbliżania i lądowania.

Drugi pilot cały czas, aż do chwili przyziemienia, pozostaje przy orientacji przyrządowej; po przyziemieniu pomaga w utrzymaniu kierunku dobiegu.

Odejście na drugi krąg

Aż do momentu przejścia sterowania samolotu przez pilota-dowódcę odejście na drugi krąg wykonuje drugi pilot. Decyzję o odejściu na drugi krąg wydaje z zasady pilot-dowódca, jednak drugi pilot w każdym czasie może rozpocząć odejście na drugi krąg, jeśli dyktują to okoliczności. Raz rozpoczęte odejście na drugi krąg, nigdy nie może być przerwane.

Jeżeli pilot dowódca na wysokości decyzji nie wyda żadnej komendy (ani *lądujemy* ani *drugi drugi krąg*), drugi pilot samoczynnie winien rozpocząć odejście na drugi krąg.

Uwagi końcowe

Wyżej przedstawione zasady monitorowanego zbliżania w wielu elementach pokrywają się z odczuciem, a nawet w praktyce niektórych załóg. Dokładna adaptacja takiej procedury do warunków PLL LOT (załogi cztero- i pięciosobowe) oraz wprowadzenie jej jako obowiązującej praktyki z pewnością pozwolą na podniesienie dyscypliny lotniczej oraz wyrobienie odruchów i nawyków koniecznych przy opanowaniu lotów w drugiej kategorii lądowań.

WCT/284/K/76

K. SŁAWIŃSKI: Ławica poznańskie lotnisko. Seria: Miniatury lotnicze Warszawa 1975 Krajowa Agencja Wydawnicza. S. 116, cena zł 12.—

W książce autor, na podstawie relacji weteranów lotnictwa wielkopolskiego, przedstawił dzieje zdobycia Ławicy przez Polaków w 1919 r., udział wielkopolskiego lotnictwa w Powstaniu Wielkopolskim i Powstaniu Śląskim oraz utworzenie czterech eskadr wielkopolskich. Na zakończenie podano krótką informację o dziejach Ławicy w okresie międzywojennym, w 1939 r. i obecnie. Tekst ilustruje ponad 30 zdjęciami sprzed 55 lat.

Oby ukazały się podobne monografie lotnictwa mokotowskiego w Warszawie, lotniska rakowieckiego w Krakowie i bazy lotnictwa morskiego w Pucku.

A.G.

E. BANASZCZYK: Skrzydlata dywizja. Warszawa 1975. Wyd. Książka i Wiedza. S. 196, cena zł 20.—

Książka stanowi krótki zarys dziejów 1 Dywizji Lotniczej WP utworzonej w 1914 r. Opisano powstanie 1 pułku lotnictwa myśliwskiego „Warszawa” i 2 pułku nocnych bombowców „Kraków” oraz włączenie do dywizji 611 pułku lotnictwa szturmowego. Przedstawiono działania dywizji pod Warką, nad Warszawą, w operacji pomorskiej i w rejonie Berlina. Zamieszczono wykazy osobowe dowództwa dywizji i pilotów w pułkach. Książkę ilustrują 32 zdjęcia — niestety część z nich pochodzi już z okresu powojennego o czym świadczą szachownice na tyle kadłuba i usterzenia. Grafika zdobiąca pierwszą stronę każdego rozdziału razi ignorancją w sprawach lotnictwa, ze względu na szachownice na samolotach rysowane „na kant” tj. obrócone o 45°.

A.G.

P. ELSZTEIN: Budowa i pilotaż latawców. Warszawa 1975. Wyd. Komunikacji i Łączności. S. 164, cena zł 50.—

Jest to pierwsza w naszej literaturze technicznej książka o latawcach wyczerpująca temat. Znajdujemy w niej solidnie i prawidłowo opracowaną historię latawca (na podstawie najlepszej pracy z tego zakresu: C. Hart „Kites-An Historical Survey, London 1967), podstawy teoretyczne pozwalające na dokonanie obliczeń projektu latawca, opis technologii budowy, liczne przykłady konstrukcji latawców, zasady pilotażu oraz informacje o latawcach meteorologicznych i latawcach unoszących ludzi.

A.G.

Wpływ transportu lotniczego na rozwój Warszawy • Cz. II

Kierunki oddziaływania transportu lotniczego na rozwój aglomeracji Warszawy

Oddziaływanie transportu lotniczego na rozwój aglomeracji Warszawy jest przykładem wielokrotnie omawianego w literaturze ekonomiczno-transportowej wpływu transportu na osadnictwo i produkcję, czyli roli transportu jako czynnika regionalizacji osadnictwa i lokalizacji produkcji.

Z tego też punktu widzenia do najważniejszych kierunków oddziaływania transportu lotniczego na rozwój Warszawy jako ośrodka centralnego wyższego rzędu i stolicy kraju należy zaliczyć: regionotwórczą rolę transportu lotniczego, wpływ transportu lotniczego na rozwój przemysłu miasta i miastotwórczą rolę portu lotniczego.

Regionotwórcza rola transportu lotniczego

Najogólniej biorąc, regionotwórcza rola transportu lotniczego wyraża się zwiększeniem skali regionów osadnictwa pod wpływem jego oddziaływania. Oddziaływanie to, z powodu techniczno-ekonomicznych cech transportu lotniczego, dotyczy przede wszystkim wielkich miast, aglomeracji wielkomiejskich. Prędkość samolotu i jego zasięg predestynują go do obsługi ośrodków centralnych, oddalonych od siebie o odległości rzędu setek i tysięcy kilometrów. Są to z reguły ośrodki najwyższego rzędu. Jak zatem przebiega mechanizm oddziaływania transportu, w tym transportu lotniczego, na tworzenie regionów ośrodków centralnych?

B. Malisz przedstawia następujące kolejne fazy oddziaływania coraz nowocześniejszych środków transportu na układ sieci osadniczej: *Wyobraźmy sobie, że przez obszar o strukturze osadniczej pochodzącej jeszcze z okresu feudalnego ma być w połowie XIX wieku przeprowadzona linia kolejowa. Z dobrodziejstwa tego skorzystają jednak tylko te jednostki, które znajdują się w sąsiedztwie przystanków. Raz jednak zdecydowany przebieg tej trasy i związana z nią lokalizacja stacji wpłynęły na dalsze możliwości rozwoju wybranych miast, kosztem względnego zastoju jednostek osadniczych. Wyobraźmy sobie dalej, że w miarę postępu technicznego w komunikacji i narastających potrzeb gospodarczych powstanie z czasem potrzeba przeprowadzenia wybranej trasą komunikacji pociągów. Spośród istniejących stacji wybrać więc trzeba te, na których będą się zatrzymywać pociągi pociągów. Jeżeli racjonalnie przeprowadzimy analizę, to trzeba będzie przede wszystkim uwzględnić miasta, które w dotychczasowych warunkach najsilniej rozwinęły się gospodarczo (...) Należy zwrócić tu uwagę, że powiązanie komunikacją pociągami stwarza szczególną atrakcyjność dla wszelkich instytucji produkcyjnych i usługowych wyższego rzędu (...) Jasne jest, że gdyby trzeba było zdecydować, w którym z tych miast należy stworzyć port komunikacji lotniczej, to wybór (po odpowiedniej analizie) niechybnie padnie na miasto największe. A to znów da mu podstawę do rozwoju w skali odpowiadającej modułowi tej komunikacji⁵⁾.*

Tak więc poziom techniczny środka transportu obsługującego dane miasto wyznacza zasięg oddziaływania tego miasta, wyznacza jego region, w którym silniej oddziałuje ono swymi funkcjami niż jakikolwiek inny ośrodek. Jeżeli w przypadku obsługi Warszawy przez transport kolejowy izochrona — założymy — pięciogodzinna będzie przebiegała w odległości 200÷300 km, to w transporcie lotniczym dalekiego zasięgu — w odległości 3000÷4000 km od miasta. Zwiększa to zatem zasięg oddziaływania miasta w jego wyspecjalizowanych funkcjach ośrodka centralnego o znaczeniu krajowym lub nawet światowym do setek i tysięcy kilometrów. Sprawna obsługa przez transport lotniczy pozwoli zaliczyć Warszawę do grupy miast światowych.

Wielkie miasta XIX-wiecznej klasy Londynu czy Nowego Jorku miały większą atrybutów dzisiejszego miasta światowego. Różniły się one tym od dzisiejszych miast światowych, że ich oddziaływanie na otaczające obszary było

bardziej wyrывkowe, fragmentaryczne, właśnie z powodu niedostatków w szybkiej obsłudze komunikacyjnej: *„wątpić należy, czy te miasta światowe powstałyby, i to w takiej skali jaką obecnie reprezentują, gdyby nie umożliwił tego odpowiednio szybszy od kolei i samochodu środek transportu — lotnictwo. Cno zdecydowało o powstaniu miasta światowego jako nadrzędnego ośrodka centralnego. Dlatego też obszary oddziaływania miast światowych można określić bez wątpliwości jako regiony samolotu⁶⁾.*

Tak więc regionotwórcza rola transportu lotniczego w przypadku Warszawy leży w możliwości podniesienia miasta do rangi miasta światowego, wyposażonego w pełen zestaw funkcji takiego ośrodka. Korzystne położenie Warszawy z punktu widzenia transportu lotniczego zostało podniesione już przed wojną przez teoretyka transportu Carla Piratha. On to właśnie stwierdził, że Warszawa ma obok Pragi najdogodniejsze położenie dla rozwoju transportu lotniczego w Europie Środkowej. Mogłaby zatem Warszawa stać się węzłem komunikacji lotniczej dalekiego zasięgu i odgrywać rolę punktu etapowego na wielkiej drodze Wschód—Zachód, jaką w pewnym tylko stopniu odgrywa aktualnie Praga.

Są to oczywiście ciągle jeszcze możliwości potencjalne, aktualny stan obsługi miasta przez transport lotniczy znacznie odbiega od poziomu tej obsługi typowych miast światowych. Liczba 1,6 mln pasażerów w porcie lotniczym Okęcie jest nieporównywalna z milionami pasażerów w portach lotniczych Moskwy, Paryża czy miast amerykańskich. Na ile szanse Warszawy stania się miastem o oddziaływaniu wykraczającym poza granice kraju są rzeczywistości realne, trudno w tej chwili przesądzić. Sprawa ta jest jeszcze ciągle otwarta i wszystko zależy od szybkich decyzji i działania w kierunku zdynamizowania rozwoju transportu lotniczego.

Wpływ regionotwórczej roli transportu lotniczego na Warszawę w skali krajowej winien uwzględnić się w lepszym spełnianiu przez to miasto funkcji jako stolicy kraju. Jest to szczególnie istotne wobec przemian w strukturze podziału administracyjnego kraju, w którym Warszawa jest województwem miejskim, a więc straciła praktycznie dotychczasową funkcję stolicy regionu — dużego województwa. Koncentracja miasta na jego funkcji podstawowej wymaga znacznej poprawy obsługi transportowej w zakresie szybkiej komunikacji pasażerskiej. Tę obsługę również w skali krajowej jest w stanie zapewnić tylko transport lotniczy.

Wpływ transportu lotniczego na rozwój przemysłu miasta

Ten aspekt oddziaływania transportu lotniczego na rozwój Warszawy opiera się na związku pomiędzy rozwojem pewnych gałęzi przemysłu a rozwojem miasta oraz roli transportu lotniczego jako czynnika lokalizacji tych gałęzi w wielkim mieście. Ogólnie rzecz biorąc, z wielkimi miastami związane są praco- i kapitałochłonne gałęzie przemysłu, wymagające dużej liczby wysoko wykwalifikowanej siły roboczej. Do najczęściej wymienianych gałęzi przemysłu związanych z wielkimi aglomeracjami miejskimi należą: przemysł maszynowy, precyzyjny, optyczny, elektrotechniczny i elektroniczny, spożywczy, poligraficzny, tzw. przemysł luksusowy, odzieżowy i częściowo chemiczny⁷⁾. Produkty finalne, a często także półfabrykaty tych gałęzi produkcji, charakteryzują się dużą wartością w stosunku do jednostki wagi, co stanowi o ich podatności do przewozu drogą lotniczą.

Warszawa — a ściślej mówiąc Warszawski Okręg Przemysłowy — koncentruje większość z wymienionych uprzednio gałęzi. I tak okręg warszawski ma najsilniej rozwinięty w kraju przemysł precyzyjny (Fabryka Wyrobów Precyzyjnych im. Świerczewskiego, Polskie Zakłady Optyczne, Zakłady Wytwórcze Przyrządów Pomiarowych, Zakłady

⁵⁾ A. Piskozub: *Kształty polskiej przestrzeni*, s. 74.

⁷⁾ I. Tarski: *Transport jako czynnik lokalizacji produkcji*, s. 183; J. Gottmann: *Megalopolis*, Cambridge Mass., 468÷478.

⁶⁾ B. Malisz: *Zarys teorii kształtowania układów osadniczych*, s. 81, 83.

Mechaniczno-Precyzyjne w Błoniu, Zakłady Urządzeń Lekarskich), elektromaszynowy i elektroniczny, farmaceutyczny i wyrobów z tworzyw sztucznych, poligraficzny (ok. 30% krajowego zatrudnienia), perfumeryjno-kosmetyczny, odzieżowy, środków transportu⁹⁾.

Jeżeli spojrzymy z kolei na strukturę asortymentową ładunków przewożonych w polskim transporcie lotniczym, to widać jej niemal idealne pokrywanie się z kierunkami przemysłowej specjalizacji miasta. W transporcie lotniczym wozi się więc: części do maszyn, osprzęt, części samochodowe (25%), żywność, owoce, warzywa (22%), aparaturę, sprzęt elektrotechniczny (11%), konfekcję, tkaniny, wyroby dziewiarskie (10%), ekspozyty na targi i wystawy (9%), lekarstwa, chemikalia, barwniki (6%), wyroby jubilerskie, szklane, dzieła sztuki, wyroby ludowe (4%)⁹⁾.

O ile udział transportu lotniczego w przewozie ładunków wynosi zaledwie ułamek procentu ich ciężaru w skali światowej, to wartość tych ładunków wynosi w niektórych krajach od kilku do kilkunastu procent wartości wszystkich przewożonych ładunków. Są to już wielkości tego rzędu, że odgrywają znaczną rolę w rozwoju ekonomicznym miasta. Włączenie miasta do sieci nowoczesnego transportu lotniczego może zaważyć na kierunku rozwoju gałęzi przemysłu zlokalizowanych w mieście, na kierunku i tempie rozwoju całego miasta. Rozwój lotniczego transportu ładunków przyczynia się na ogół do koncentracji rozproszonych gałęzi przemysłu w największym ośrodku miejskim, mającym najlepszą sieć połączeń lotniczych. *Lotniczy transport towarowy koncentruje się na obsłudze największych portów lotniczych z tej przyczyny, że w portach tych istnieją największe szarise całkowitego załadunku coraz większego samolotu transportowego*¹⁰⁾.

Obecnie przy największych portach lotniczych na świecie powstają kompleksy zakładów produkcyjnych nastawionych na wywóz swoich produktów finalnych wyłącznie drogą lotniczą. Ten kierunek oddziaływania transportu lotniczego na rozwój Warszawy ma znaczenie wyłącznie potencjalne, teoretyczne. Rozmiary lotniczych przewozów ładunków w Polsce (ok. 15 000 ton w 1972 r.) sprawiają, że transport lotniczy nie jest realnym partnerem współpracy w układzie: przemysł Warszawy — lotnictwo. Dlatego też wpływ transportu lotniczego na rozwój wielkiego miasta należy prześledzić na przykładzie dużych miast i portów lotniczych Europy i Ameryki, a wnioski odnośnie prawidłowości występujących w rozwoju tych elementów — wykorzystać przy określaniu kierunków rozwoju Warszawy i obsługi transportowej miasta.

Można się spodziewać, że zaspokojenie potencjalnego popytu Warszawy na lotnicze przewozy ładunków przyczyni się do rozszerzenia rynków zbytu niektórych wyrobów produkowanych w mieście i podniesie ich konkurencyjność na rynkach światowych, co w efekcie przyczyni się do dalszego rozwoju wspomnianych gałęzi produkcji. Do tego niezbędne jest jednak stworzenie praktycznie od podstaw obsługi miasta i kraju przez lotniczy transport towarowy. Wymagać to będzie posunięć w zakresie budowy i rozbudowy infrastruktury portów lotniczych, inwestycji laborowych i zmian organizacyjnych.

Miastotwórcza rola portu lotniczego

Współczesny port lotniczy, obsługujący rocznie kilka lub kilkanaście milionów pasażerów, jest olbrzymim organizmem spełniającym dziesiątki najróżnorodniejszych funkcji usługowych i produkcyjnych, wynikających z jego roli jako stacji i węzła transportowego. Do wypełnienia tych wszystkich funkcji, a więc zabezpieczenia ruchu lotniczego, naziemnej obsługi samolotu, sprawnej i szybkiej obsługi pasażera i ładunku — wielkie porty lotnicze zatrudniają po kilkadziesiąt tysięcy pracowników najrozmaitszych specjalności. Trudno ustalić dokładną liczbę pracowników portu lotniczego, bowiem w niektórych przypadkach ich praca wiąże się jedynie pośrednio z samym portem lotniczym. Poza tym wokół portu lokalizuje się z reguły cały szereg zakładów produkcyjnych i usługowych, które pracują na rzecz portu, a organizacyjnie nie są z nim związane, ich pracownicy nie są formalnie pracownikami portu. Wreszcie (co wiąże się z poprzednim kierunkiem oddziaływania transportu lotniczego) *przedsiębiorstwa przewożące drogą lotniczą towary na terenie portów lotniczych mają często swoje magazyny, zakłady produkcyjne, ośrodki dystrybucji. Tworzą one całe strefy zabudowy przemysłowej i handlowej wokół portu lotniczego w celu zapewnienia bliskiego do-*

*stępu do samolotów, co przekształca port lotniczy w regionalne centrum transportu, gdzie krzyżują się i wymieniają potoki przewozów lotniczych i transportu naziemnego*¹¹⁾.

Wszystko to sprawia, że w samym porcie, jak i w jego bezpośrednim sąsiedztwie zatrudniona jest armia pracowników rzędu kilkudziesięciu do stukilkudziesięciu tysięcy osób.

Uwzględniając fakt, że wielkie porty lotnicze zlokalizowane są z reguły w odległości 20÷50 km od miast, większość pracowników mieszka w pobliżu lotnisk. Odległości tego rzędu oraz z reguły nadmierne natężenie ruchu na arteriach komunikacyjnych łączących port z miastem wykluczają w zasadzie codzienne dojazdy do pracy. Siłą rzeczy w pobliżu największych portów lotniczych wyrastają całe kilkudziesięciotysięczne miasta-dzielnice. Dzielnice te, aby zapewnić właściwy standard życia mieszkańców, muszą być wyposażone w sieć punktów usługowych, zakładów produkcyjnych, instytucji administracyjnych, społecznych i kulturalnych. To z kolei jest czynnikiem dalszego wzrostu liczby mieszkańców z grupy endogenicznej. W sumie już od paru lat wokół portów lotniczych wielkich aglomeracji miejskich widać coraz wyraźniej postępujący proces tworzenia się typowych miast-dzielnic usługowych, związanych organicznie i funkcjonalnie z portami lotniczymi.

Ta strona oddziaływania transportu lotniczego na rozwój Warszawy ma również na razie charakter potencjalny, przyszłościowy. Wielkość obrotów portu Okęcie oraz jego odległość od miasta nie są jeszcze wystarczająco silnym czynnikiem miastotwórczym. Sytuacja w tym zakresie ulegnie zmianie wraz ze wzrostem lotniczych przewozów pasażerskich i ładunków w Polsce, tak w ruchu krajowym, jak i międzynarodowym.

Tablica 5 zawiera prognozę przewozów lotniczych Polski na lata 1980÷2000, przy czym około 90% tych przewozów skoncentrowane będzie w Warszawie.

TABLICA 5. Prognoza przewozów lotniczych Polski na lata 1980÷2000

Roczne przewozy pasażerów [mln]	1980	1985	1990	1995	2000
Przewozy krajowe	1,6	2,0	3,8	5,0	6,5
Przewozy międzynarodowe	2,4	4,8	8,0	14,2	16,3
Razem	4,0	7,4	11,8	16,2	22,8
w tym:					
przewozy międzynarodowe dalekiego zasięgu	0,4	1,1	1,9	2,8	4,4

Źródło: R. Baranowicz: Lotniska Warszawy [w:] *Przemiany i rozwój infrastruktury technicznej w Regionie Warszawskim*, s. 79

Zakładana wielkość ruchu lotniczego Warszawy wymagać będzie — obok ciągłej modernizacji lotniska Okęcie — budowy drugiego lotniska. Przepustowość nowego portu lotniczego widzi się docelowo (rok 2000) na około 15 mln pasażerów rocznie. Zatrudnienie na lotnisku obsługującym tę liczbę pasażerów wynosić będzie ok. 30 tys. osób. Można również przyjąć, że w następstwie lokalizacji lotniska w tym rejonie zwiększy się również zatrudnienie w zakładach pośrednio związanych z lotniskiem, bądź potencjalnie korzystających z transportu lotniczego przy przewozie swoich wyrobów. Wszystko to spowoduje konieczność budowy lub rozbudowy osiedla-miasta dla około 100 tys. osób¹²⁾.

Tak więc i ostatni z wyliczonych kierunków oddziaływania transportu lotniczego na rozwój aglomeracji wielkomiejskiej będzie zauważalny w przypadku Warszawy.

Generalnym założeniem przy omawianiu znaczenia komunikacji lotniczej dla rozwoju Warszawy jest zasadniczy wzrost ilościowy transportu lotniczego w Polsce. Aktualnie ta gałąź transportu nie odgrywa praktycznie żadnej roli w systemie transportowym Polski. Udział transportu lotniczego w przewozach pasażerów i ładunków w Polsce, udział polskiego lotnictwa w pracy przewozowej światowego transportu lotniczego — wyrażający się ułamekami procentów — nie pozwala na wystąpienie w Polsce zjawiska oddziaływania transportu lotniczego na wielkie miasta. Potrzebny jest zatem rozwój transportu lotniczego w Polsce, rozwój o wiele bardziej dynamiczny niż zakłada się w planach resortowych czy PLL LOT.

¹¹⁾ Jacques V. Block: *Les aeroports et l'environnement*, 1971; [za:] *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 7÷12/1974.

¹²⁾ W. Mickiewicz: *Agglomeracja...*, op. cit., s. 70.

⁵⁾ J. Fierla: *Geografia przemysłu Polski*. PWE 1973, s. 186.

⁹⁾ D. Kujawska [w:] *Lotniczy transport towarowy*, s. 21.

¹⁰⁾ R. Vernon: *Metropolis* 1985. Cambridge Mass., s. 59.

Niektóre skutki umacniania pióra łopatkki zgniotem powierzchniowym

Dr inż. ANTONI GOŁĘDZINOWSKI

Opis stosowanych metod umacniania powierzchniowego pióra łopatkki. Badania wpływu procesów technologicznych na własności fizyczne łopatek sprężarkowych.

W elemencie konstrukcyjnym poddanym umocnieniu powierzchniowemu obserwuje się zmianę wielu własności fizycznych, a szczególnie wytrzymałościowych, geometrycznych i innych. Wprowadzenie zgniotu powierzchniowego może być dokonane wieloma metodami. Wszystkie znane metody dzielą się na dwie grupy: statyczne i dynamiczne [1].

Zależnie od wymaganych skutków, wymiarów i kształtów przedmiotu, rodzaju powierzchni umacnianej i rodzaju materiału dobiera się odpowiedni rodzaj obróbki zgniotem. Do umacniania piór łopatek sprężarkowych silników turbinowych stosuje się dwie metody: śrutowanie i kulowanie wibracyjne. Obie mają wyróżniające je cechy charakterystyczne, a w związku z tym również najkorzystniejsze obszary zastosowań.

Śrutowanie odbywa się za pomocą pistoletów pneumatycznych, a kulowanie w bębnach wibracyjnych. Zasadnicze różnice między tymi procesami wynikają z parametrów technologicznych czynnika roboczego — kulek.

Do śrutowania łopatek stosuje się zakresy prędkości kulek 40÷90 m/s, a średnicę kulek 0,1÷0,6 mm. Kulki są stalowe lub agalitowe (szklane). Przy kulowaniu wibracyjnym używa się kulek (zwykle stalowych) 4÷8 mm i poddaje się je przyspieszeniom 10÷20 g, tj. nadaje się im prędkość 0,5÷1 m/s.

Energia kulek w obu procesach jest tego samego rzędu i pomijając sprawność procesów skutki powinny być podobne. W rzeczywistości jest jednak inaczej. Istota obu procesów jest zupełnie różna. Śrutowanie jest procesem typowo dynamicznym, podczas gdy kulowanie wibracyjne zbliżone jest do procesu statycznego. W pierwszym przypadku energia umocnienia jest energią pojedynczych kulek uderzających z dużą prędkością. Czynnikiem przeciwdziałającym głębokości umocnienia jest twardość dynamiczna — rosnąca z prędkością deformacji. W drugim przypadku nacisk pojedynczych kulek potęgowany jest

przez napierające warstwy kulek sąsiednich. Proces przebiega przy małych prędkościach, a więc przeciwdziała mu wyraźnie mniejsza twardość dynamiczna.

Efektom zabiegów śrutowania jest miska gładkość — 5÷8 klasy i niewielka głębokość umocnienia — rzędu kilkudziesięciu μm .

Efektom kulowania wibracyjnego jest gładkość 7÷10 klasy, a głębokość umocnienia — kilku dziesiątych mm.

W badaniach prowadzonych w Instytucie Lotnictwa zastosowano kulowanie wibracyjne z użyciem kulek stalowych o średnicy $d = 4$ mm, zmieszanych w stosunku objętościowym 5:1 z kulkami agalitowymi o średnicy 4÷6 mm. Umocnieniu poddane zostały łopatkki W1 ze stali nierdzewnej martenzytycznej EI-736, o wymiarach: cięciwa 22,5 mm, maksymalna grubość profilu w środku długości pióra 1,61 mm, maksymalna długość około 45 mm oraz łopatkki W4 ze stopu lekkiego PA-34, o wymiarach: cięciwa 28 mm, maksymalna grubość profilu pióra 2,30 mm oraz maksymalna długość około 65 mm.

Łopatkki W1 — hartowane i odpuszczone w temperaturze 570 °C w początkowej fazie procesu technologicznego, a następnie frezowane, szlifowane i polerowane — stanowiły poziom odniesienia (oznaczane gr. I). Łopatkki tak wykonane były dodatkowo odpuszczane w temperaturze 680 °C (gr. II). Grupy III, IV, V i VI uzyskano przez umocnienie kulowaniem wibracyjnym łopatek ze stanu II, przy różnych parametrach umocnienia. Stan umocnienia określano przez pomiar rozkładu naprężeń powierzchniowych. Głębokość zalegania naprężeń ścisających przyjęto za głębokość umocnienia. Grupy III do IV — kolejno rosnące umocnienia.

Łopatkki W4 — produkcyjne (oznaczono gr. I), dodatkowo odprężone w temperaturze 175 °C w ciągu 3 h (gr. II). Grupy III, IV i V w stanie jak grupa II dodatkowo poddane umocnieniu przy różnych parametrach.

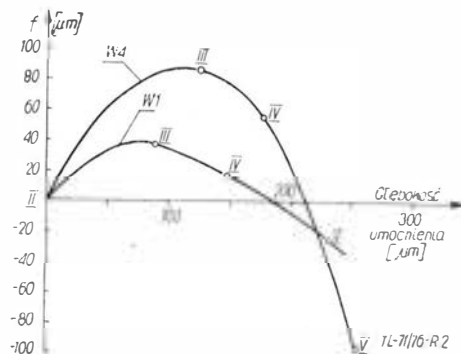
Widocznym, mierzalnym bezpośrednim skutkiem wprowadzenia zgniotu powierzchniowego jest deformacja geometryczna pióra łopatek, polegająca na wygięciu pióra w płaszczyźnie mniej więcej prostopadłej do cięciwy pióra.

Pomiaru odkształcenia piór dokonywano w przyrządzie czujnikowym (rys. 1) określającym odchylenie końca pióra przy zamocowaniu łopatkki za zamek. Wygięcie końca w funkcji głębokości umocnienia przedstawiono na rys. 2. Poszczególne punkty na wykresie reprezentują średnie arytmetyczne z sześciu łopatek. Odkształcenie pióra — jak widać — jest funkcją głębokości umocnienia, a charakter tej funkcji dla obu rodzajów łopatek jest analogiczny [2].

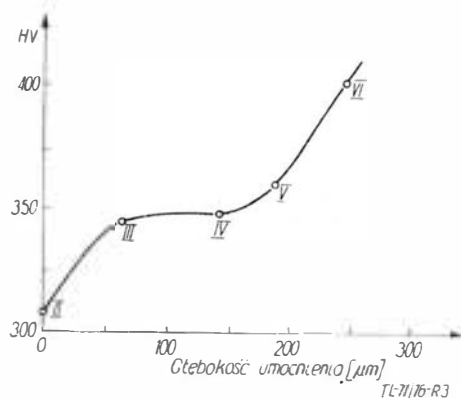
Innym bezpośrednim skutkiem wprowadzenia zgniotu jest wzrost twardości w warstwie umocnionej. Ten wzrost twardości mierzalny jest nie tylko za pomocą mikroł

mierzy przy obciążeniach piramidki 10÷100 G, ale twardościomierzem Vickersa przy obciążeniach rzędu kilkuset gramów.

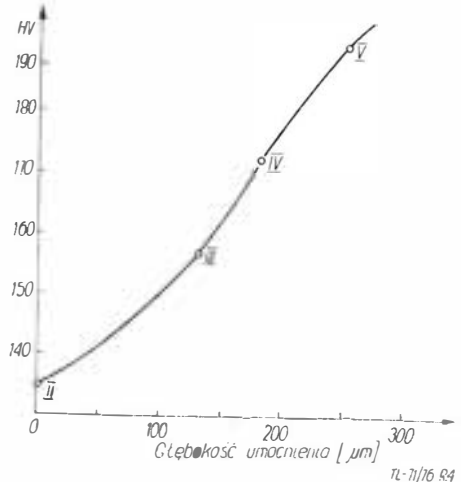
Wyniki takich pomiarów w funkcji głębokości umocnienia przedstawiono na rys. 3 i 4. Punkty na wykresie reprezentują średnie z trzech łopatek o jednakowym umocnieniu [2]. Na każdej łopatkce dokonywano pomiarów twardości w trzech punktach.



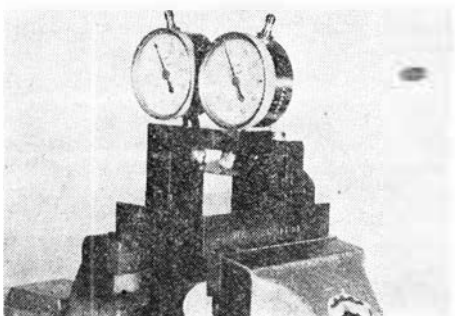
Rys. 2. Zmiana wygięcia pióra mierzona na jego końcu w funkcji głębokości umocnienia II, III, IV i V — grupy łopatek z różnym stanem umocnienia



Rys. 3. Zmiana twardości HV mierzona na powierzchni pióra łopatek W1 w funkcji głębokości umocnienia; pomiar piramidką przy obciążeniu 500 G; II, III, IV, V grupy łopatek z różnymi stanami umocnienia



Rys. 4. Zmiana twardości HV mierzona na powierzchni pióra łopatek W4 w funkcji głębokości umocnienia II, III, IV i V grupy łopatek z różnymi stanami umocnienia



Rys. 1. Przyrząd czujnikowy do pomiaru wygięcia pióra łopatkki

TABLICA 1. Wyniki pomiarów tłumienia na łopatkach W1 przy przeciążeniu 10g. Łopatki bez dodatkowych ciężarków. Średnia częstotliwość około 1350 Hz.

Grupy łopatek	Średnia częstotliwość w grupie [Hz]	Podwójna średnia amplituda [mm]	Głębokość umocnienia [μm]
I	1355	2,18	0 — produkcyjne
II	1362	1,63	0 — wysokoodpuszczone
III	1331	1,47	87
IV	1377	1,49	147
V	1324	1,50	186
VI	1356	1,51	232

TABLICA 2. Wyniki pomiarów tłumienia na łopatkach W1 z przyniowanymi ciężarkami na końcach piór. Średnia częstotliwość około 910 Hz. Przeciężenia 1,5 g, 3 g, 8 g

Grupy łopatek	Średnia częstotliwość w grupie [Hz]	Podwójna średnia amplituda [mm]			Głębokość umocnienia [μm]
		1,5 g	3,0 g	8,0 g	
I	926	1,32	2,31	4,36	0 — produkcyjne
II	900	1,04	1,60	2,73	0 — wysokoodpuszczone
III	912	1,04	1,50	2,42	87
IV	897	1,08	1,46	2,42	147
V	917	1,07	1,47	2,39	186

TABLICA 3. Wyniki pomiarów tłumienia na łopatkach W4. Przeciężenia 1g, 3g i 6g

Grupy łopatek	Średnia częstotliwość w grupie [Hz]	Podwójna średnia amplituda [mm]			Głębokość umocnienia [μm]
		1 g	3 g	6 g	
I	1039	0,46	1,32	2,11	0 — produkcyjne
II	1017	0,68	1,53	2,40	0 — odprężone
III	1134	0,44	1,11	1,70	125
IV	1106	0,43	1,07	1,79	176
V	1133	0,43	1,03	1,69	231

Następnym, niezmiernie istotnym skutkiem umocnienia powierzchniowego jest zmiana współczynnika tłumienia wewnętrznego. Należy rozumieć w tym przypadku współczynnik wypadkowy odniesiony do pióra łopatki jako układu złożonego, wielowarstwowego. Przez wprowadzenie zgniotu powierzchniowego wytwarzają się na miękkim materiale pióra dwie cienkie warstwy-okładziny o wyższej twardości i wytrzymałości, innej strukturze materiału i innych parametrach fizycznych, m.in. module Younga. Warstwy umocnione przechodzą łagodnie w materiał podłoża. Zmiana współczynnika tłumienia jest skutkiem zmiany tarcia wewnętrznego w tym złożonym układzie strukturalnym [3]. Zmiana wartości tłumienia występuje również przy zmianie struktury materiału w całym przekroju pióra łopatki, np. po obróbce cieplnej łopatek.

Skutki zmiany tłumienia wyrażają się na stoisku wibracyjnym zmianą amplitudy drgań. Ilościowe badania porównawcze prowadzone były na stoisku elektrodinamicznym WED-200 produkcji radzieckiej. Wibrator pokazano na rys. 5. Łopatki utwierdzone były w zacisku hydraulicznym za zamek usytuowany w pozycji prostopadłej do kierunku drgań. Łopatki bada się w zakresie ich częstotliwości rezonansowych, przy czym amplitudę w rezonansie mierzy się za pomocą przystawki optycznej. W skład stoiska WED-200 wchodzi szafa sterownicza wyposażona w automatyczne u-

trzymywanie stałych przeciążeń (wielokrotność przyspieszenia ziemskiego g) przy zmianach częstotliwości w ograniczonym zakresie. Zmieniając w sposób ciągły częstotliwość i mierząc w sposób ciągły amplitudę można określić jej maksymalną wielkość w rezonansie przy zadanym przeciążeniu.

W ten sposób dokonano pomiaru amplitud w rezonansie łopatek wszystkich grup, obu rodzajów, przy kilku przeciążeniach. Dla łopatek W1 dokonano również pomiarów przy dwu różnych częstotliwościach własnych: jednej wyższej — dla łopatek bez dodatkowych ciężarków i drugiej niższej częstości — dla łopatek z przyniowanymi dodatkowo na końcu pióra

ciężarkami (rys. 6). Tablice 1÷3 zawierają wyniki pomiarów amplitudy [2], przy czym podane wartości amplitud są średnimi z trzech łopatek, a dodatkowo skorygowane o współczynnik wynikający z rozrzutu częstotliwości drgań własnych łopatek i z metody badania

$$A_i \cdot f_i^2 = \text{const}$$

jest utrzymywane przez automatykę urządzenia sterującego, gdzie: A_i — amplituda łopatki i f_i — częstotliwość własna łopatki i.

$$A_{i:red} = \frac{f_i^2}{f_{sr}^2} \cdot A_i$$

$$A_{i:red} = B \cdot A_i$$

gdzie: B — współczynnik uwzględniający różnicę częstotliwości własnych, f_{sr} — średnia częstotliwość z wszystkich grup.

W łopatkach stalowych W1 (tabl. 1 i 2), badanych przy różnych częstotliwościach i przeciążeniach, dają się wyróżnić trzy poziomy tłumienia (im większa amplituda, tym mniejsze tłumienie):

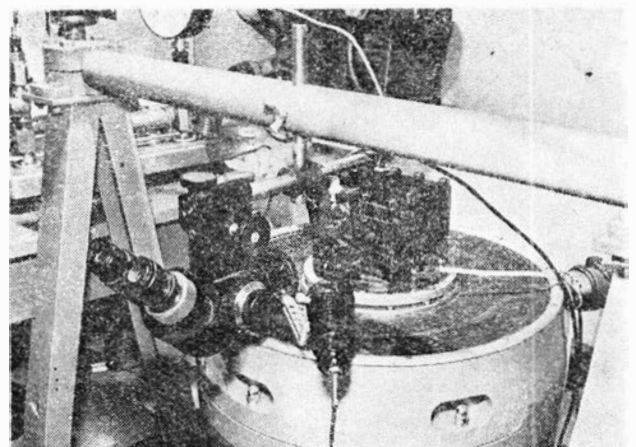
A — najmniejsze tłumienie łopatki grupy I — produkcyjne;

B — wyraźnie zwiększone tłumienie w łopatkach grupy II (wysokoodpuszczonych) przeciętnie od 25% do 37% — zależnie od częstotliwości i przecięcia;

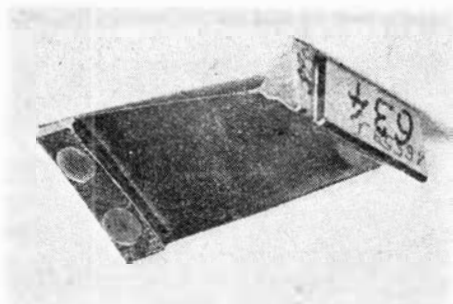
C — największe tłumienie — wszystkie pozostałe grupy od III do IV, między którymi nie można ustalić różnicy; są to łopatki z różną intensywnością umocnienia powierzchniowego; wzrost tłumienia w stosunku do łopatek wysokoodpuszczonych, a więc w wyniku umocnienia, o 8÷12%; w stosunku do łopatek produkcyjnych wzrost tłumienia w wyniku wysokiego odpuszczania i umocnienia wynosi od 32% do 45%.

Badania powyższe nie dały podstaw do oceny zmiany częstotliwości łopatek w wyniku zabiegów wysokiego odpuszczania i umocnienia.

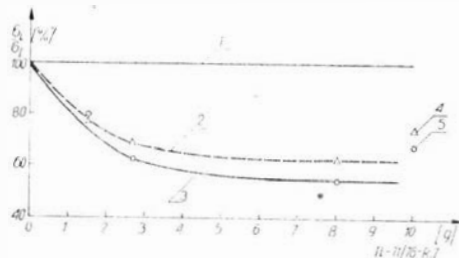
Brak różnic w poziomie tłumienia w zależności od głębokości umocnienia pozwala postawić wstępną tezę, że o zmianie tłumienia w wyniku umocnienia decyduje powstanie warstwy przejściowej między strukturą zgniecioną a strukturą nieuszkodzoną wnętrza łopatki wraz z towarzyszącą zmianą naprężenia, a nie decyduje sama grubość warstwy zgniecionej. Podobną tezę nasuwa analiza łopatek duralowych, na których skutki umocnień manifestują się znacznie silniej.



Rys. 5. Wibrator stoiska elektrodinamicznego WED-200



Rys. 6. Łopaska W1 z dodatkowym ciężarkiem na końcu pióra



Rys. 7. Spadek naprężeń na piórach łopatek W1 w wyniku wysokiego odpuszczenia (krzywa 2 i p. 4 grupa II) oraz następnego umocnienia powierzchniowego zgniotem (krzywa 3 i p. 5 — średnie z grup III, IV i V); 1 — naprężenia w łopatkach grupy I przyjęte za bazę porównawczą; 2 i 3 — krzywe dla łopatek z dodatkowym ciężarkiem, o częstotliwości własnej około 910 Hz; 4 i 5 — dla łopatek bez dodatkowych ciężarów, częstotliwość własna ok 1359 Hz

W łopatkach duralowych W4 (tabl. 3) można wyróżnić również trzy poziomy tłumienia:

A — poziom najniższy (grupa II) — łopaski odprężone po zakończeniu całego procesu technologicznego wykonania łopatek, a więc łopaski bez naprężeń (ściśle z minimalnymi naprężeniami);

B — nieco wyższe tłumienie (grupa I) w łopatkach produkcyjnych, w których istnieją pewne niewielkie naprężenia powierzchniowe i zgnioty w wyniku zabiegów normalnej obróbki mechanicznej i ręcznej; różnica w tłumieniu około 12%;

C — najwyższe tłumienie w łopatkach umocnionych (grupy III, IV i V); przy tym nie można zróżnicować tłumienia w zależności od głębokości umocnienia. Wzrost tłumienia w wyniku umocnienia wynosi około 30%. Zmiana tłumienia spowodowana zabiegami technologicznymi ma istotne znaczenie w silnikach turbinowych — a szczególnie w łopatkach. Decydują-

ce o zniszczeniu łopatek są naprężenia zmienne występujące w rezonansowych obszarach ich pracy. Jeśli uwzględnić, że naprężenia powstające w łopatkach są proporcjonalne do amplitudy drgań, to łatwo zauważyć, że zwiększając tłumienie wewnętrzne powoduje się zmniejszenie amplitudy, a więc obniżenie poziomu naprężeń przy zadanym poziomie wymuszeń.

Takie spadki naprężeń w łopatkach w wyniku wzrostu tłumienia na drodze zabiegów technologicznych obróbki cieplnej i umocnienia pokazano na rys. 7 i 8.

Przy badaniu łopatek duralowych W4 stwierdzone zostało zjawisko zmiany częstotliwości drgań własnych w wyniku zabiegów technologicznych. Należy pamiętać, że wszystkie grupy łopatek pochodziły z jednego zbioru produkcyjnego, którego średnia częstotliwość wynosiła 1039 Hz. Analiza statystyczna wyników daje pełne podstawy do takiego stwierdzenia [2].

Łopaski odprężone (grupa II w tabl. 3) mają najniższe częstotliwości. Nieco wyższe mają łopaski grupy I — produkcyjne z niewielkimi zgniotami powierzchniowymi i naprężeniami po zabiegach obróbki mechanicznej i ręcznej.

Wreszcie najwyższą częstotliwość mają łopaski grup III, IV i V, umocnione zgniotem powierzchniowym — kulkowaniem wibracyjnym.

Należy podkreślić, że przebieg zmian częstotliwości jest spójny z przebiegiem zmian wielkości tłumienia, gdyż oba te zjawiska wywołane są tymi samymi czynnikami — deformacją struktury i naprężeniami powierzchniowymi. Bezpośrednią przyczyną zmiany częstotliwości drgań własnych łopatek można przypisać zmianie sztywności łopaski wynikającej z przejścia od jednolitej struktury materiału pióra łopaski do struktury złożonej — jak gdyby konstrukcji przedłatkowej. Środek stanowi struktura miękka niezdeformowana, która obłożona została cienką warstwą zgniecioną — utwardzoną najprawdopodobniej o wyraźnie wyższym module sprężystości.

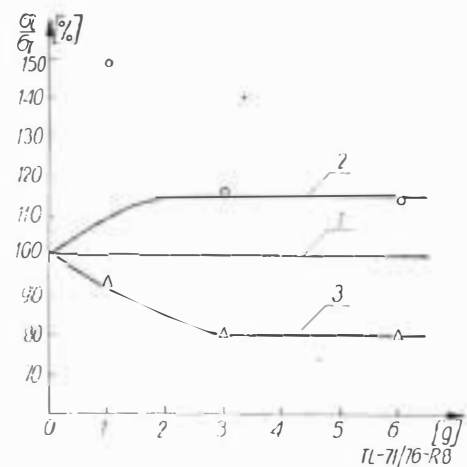
Na łopatkach stalowych W1 nie zostały stwierdzone zmiany częstotliwości, co można by wiązać z brakiem zmiany lub niewielką zmianą modułu sprężystości w warstwie utwardzonej.

Z przeprowadzonych badań wynikają istotne wnioski szczegółowe z zakresu wpływu procesów technologicznych na własności fizyczne użyt-

kowe łopatek sprężarkowych, a mianowicie:

• W wyniku umocnienia powierzchniowego następuje deformacja geometrii pióra łopaski zależna od głębokości umocnienia. Ustalony został charakter tej zależności oraz wielkości tej deformacji.

• Umocnienie powierzchniowe powoduje zmianę twardości mierzalną



Rys. 8. Zmiana naprężeń na piórach łopaski W4 w wyniku odprężenia po procesie technologicznym (krzywa 2, grupa łopatek II) oraz następnego umocnienia powierzchniowego (krzywa 3 — średnia z grup III, IV i V); 1 — naprężenia w łopatkach grupy I — produkcyjnej, przyjętej jako baza porównawcza

metodą Vickersa, a ponadto zmiana twardości oceniana tą metodą jest funkcją głębokości umocnienia.

• Umacnianie zgniotem wywołuje wzrost tłumienia wewnętrznego w piórach łopatek, co w znaczący sposób obniża naprężenia od wymuszeń zewnętrznych.

• W łopatkach duralowych zgniot powierzchniowy z jego skutkami pochodnymi podwyższa częstotliwość własną łopatek, co trzeba brać pod uwagę przy badaniu rezonansowych obszarów pracy łopatek.

LITERATURA

1. B. NOWICKI, A. STEFKO i S. SZULC: Obróbka powierzchniowa. Warszawa 1970 PWN.
2. A. GOŁĘDZINOWSKI: Wpływ obróbki luźnymi środkami w pojemnikach na żywotność łopatek sprężarkowych silników turbinowych. Praca doktorska. Warszawa 1975 r.
3. M. ENTWISTLE: The internal friction of metals. *Metallurgical Review* nr 26/1967. tom 7.

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

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

Nowa kratownica urządzeń rolniczych (1973/74)

Hasło „nowa kratownica” obejmowało szeroki program modyfikacji aparatury argo śmigłowca Mi-2, podjęty w Zakładzie Agrolotnictwa Instytutu Lotnictwa z myślą o powstającym w WSK w Świdniku śmigłowcu Mi-2M. W programie tym jednym z nowych elementów aparatury była

istotnie nowa kratownica, różniąca się dość znacznie od starej, seryjnej.

W starej stalowej kratownicy urządzeń opryskujących, w której jednym z nośnych elementów był przewód prowadzący chemikalia (zaopatrzone w rozpryskiwacze), bardzo przykre dla użytkownika było zjawisko koro-

zji niszczącej kratownicę od środka. Aby to zjawisko wyeliminować, nowa kratownica została zaprojektowana z rur duralowych, dzięki czemu stała się lżejsza. Kratownicy tej konstruktor przeznaczył wyłącznie zadanie podtrzymywania głównych rur opryskujących, przez co odseparował ją

całkowicie od chemikaliów. Na strukturze nowej kratownicy można było również wieszać inne urządzenia, np. atomizery. Wspomniane główne rury opryskujące wykonane zostały z laminatów epoksydowych.

Przeprowadzone w Zakładzie Badań w Locie próby nowej kratownicy miały przebieg typowy dla poważnej modyfikacji sprzętu lotniczego. Pod nadzorem IKCSP dokonano najpierw serii lotów na zdjęcie obrazu obciążen występujących w locie i porównano je z obliczeniami oraz z wynikami rezonansowych prób naziemnych. Następnie sprawdzono osiągi śmigłowca

z nową kratownicą i rurami opryskującymi i wreszcie dokonano badań funkcjonowania aparatury.

Próby osiągowi wykazały nieznaczny przyrost oporów czołowych nowej kratownicy w porównaniu z kratownicą starą, poza tym ocena wykonawców prób była pozytywna. Nowa kratownica została przekazana do Ośrodka Badawczo-Rozwojowego Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku w celu dopasowania do zmodyfikowanego kadłuba śmigłowca Mi-2M.

Rys. 15. Duralowa kratownica urządzeń rolniczych Mi-2 Fot. J. Piontek



Próby atomizerów (1973/74)

W ramach szerokiej modyfikacji aparatury agro śmigłowca Mi-2 podjęto w IL m.in. temat atomizerów, tj. urządzeń do wytwarzania bardzo drobnych kropli cieczy przez rozbijanie jej na szybko wirujących bębnach siatkowych.

Atomizery, które w liczbie czterech zostały zabudowane na nowej kratownicy śmigłowca Mi-2, były to te same urządzenia, które nieco wcześniej badano na samolocie An-2. Zaprojektowane zostały wg klasycznej zasady napędu wiatrakowego. Każdy atomizer miał 5 łopatek wykonanych z żywicy epoksydowej zbrojonej włókniem szklanym. Kąt łopatek mógł być ustawiany na ziemi w celu najlepszego dostosowania do istniejących w locie warunków opływu.

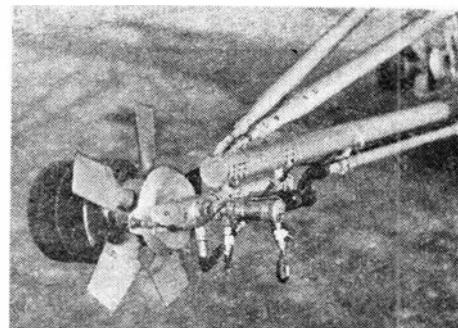
W pierwszym wariantcie zabudowy atomizery zostały zawieszane na kratownicy w równych odstępach od siebie. Już pierwsze próby w locie u-

jawniły, że atomizery wewnętrzne znajdują się „w cieniu” aerodynamicznym zbiorników chemicznych, występują trudności z ich rozruchem, a maksymalne obroty są znacznie niższe niż u atomizerów zewnętrznych. W związku z tym, że średnica kropli wytwarzanych na atomizerach zależy od obrotów bębna siatkowego, wewnętrzne atomizery wytwarzały krople grube, niepożądane.

Wadę nierówności obrotów atomizerów usunięto przez przesunięcie atomizerów wewnętrznych na zewnątrz, każdego o ok. 0,5 m. Powtórne badania dynamiczne nie ujawniły zmian w obrazie obciążen kratownicy ani rezonansów.

Ogólnie jednak ocena atomizerów była sceptyczna, pomimo ich dużej sprawności w próbach. Ze względu na aerodynamiczny rodzaj napędu obroty ich zmieniały się z prędkością lotu śmigłowca i osiągały pożądany

poziom na „samolotowych” prędkościach powyżej 120 km/h. Stawiało to całą koncepcję wiatrakowego napędu atomizerów śmigłowcowych pod znakiem zapytania i wysuwało problem napędu elektrycznego, niezależnego od prędkości lotu.



Rys. 16. Atomizer badany w locie na śmigłowcu Mi-2 Fot. J. Piontek

Badanie skażeń powietrza w kabine Mi-2 wersji rolniczej (1974)

Badanie skażeń powietrza w kabine rolniczej Mi-2 zostało podjęte w związku z kompletowaniem materiałów do rozszerzenia świadectwa typu Mi-2 na wersję rolniczą. Wykonawcą pracy był Zakład Badań w Locie IL wraz z wyspecjalizowanymi ośrodkami toksykologicznymi, które zadeklarowały gotowość do współdziałania w eksperymencie. Ośrodkami tymi były: Zakład Toksykologii Instytutu Biofarmacji Akademii Medycznej w Warszawie, Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej i Instytut Przemysłu Organicznego. Pierwsze dwie instytucje zajęły się skażeniami powietrza powodowanymi stasowaniem chemikaliów stałych, a IPO opracowało zagadnienie skażeń chemikaliami ciekłymi.

Pomiary skażeń były dokonywane na pokładzie śmigłowca w lotach roboczych i na ziemi w czasie załadunku środków chemicznych. Dodatkowo dokonano pomiarów parametrów mikroklimatu kabinowego, głównie w celu oznaczenia zawartości CO, par paliw i smarów oraz temperatury i wilgotności.

Badania objęły loty, w których używane były chemikalia uznane za

reprezentacyjne dla określonej grupy środków. Reprezentantami stałymi były: pylisty Owadofos 5 i granulowany mocznik, zaś reprezentantami ciekłymi były: Owadofos 50 i Gamakarbatox — wszystkie środki o III klasie toksyczności (środki szkodliwe).

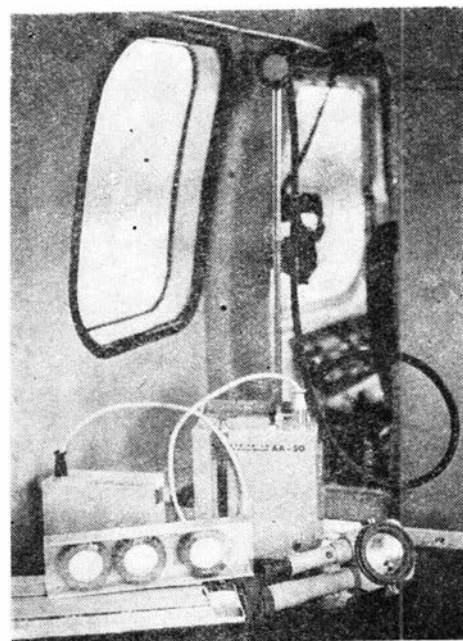
W wyniku prób stwierdzono:

— powietrze w kabine nie ma żadnych zanieczyszczeń od granulatów;

— przy stosowaniu pyłów przedostają się one do wnętrza kabiny w niedopuszczalnych ilościach tylko przy ponownym wlececiu w obrobione pole i to przez otwarte okno; natomiast następuje bardzo silne zapylenie zewnętrznej konstrukcji śmigłowca podczas lądowania;

— przy stosowaniu cieczy stwierdzono, że w rozpylonej postaci przedostaje się ona do kabiny, lecz na szczęście w ilościach znacznie niższych od dopuszczalnych zawartości; skażenie nieco wzrasta przy błędnych nalotach i przy otwartym oknie, nie grozi jednak w żadnym razie zatruciem pilota.

Próby prowadzone były na terenie PGR Stebłów w województwie opolskim.



Rys. 17. Aparatura do pomiaru skażeń powietrza na pokładzie Mi-2 Fot. W. Garbarczyk

Eksperymentalne zabiegi ochrony roślin w PGR (1974)

Na początku 1974 r. grupa specjalistów rolniczych z Państwowych Gospodarstw Rolnych województwa opolskiego wystąpiła z inicjatywą przeprowadzenia próby zastosowania śmigłowca Mi-2 wersji rolniczej do zabiegów ochrony roślin. Inicjatywa ta spotkała się z potrzebą utworzenia frontu naturalnych zabiegów chemizacyjnych w związku z planowanymi na 1974 r. badaniami skażeń powietrza w kabinie Mi-2 przy wykonywaniu operacji agrolotniczych. Doszło do zawarcia porozumienia między IL a PGR i w maju 1974 r. śmigłowiec doświadczalny SP-PSC przyleciał do PGR Steblów k.Koźła, gdzie zorganizowano stałą bazę i skąd śmigłowiec miał latać na lądowiska operacyjne.

Śmigłowiec pracował w PGR-ach, z krótkimi przerwami, od maja do lipca i kilka dni we wrześniu. W tym czasie wykonywał zabiegi ochronne, polegające głównie na zwalczaniu chwastów, chorób grzybowych i insektów na obszarze 3129 ha. 60% obrabianego arealu było obsiane pszenicą i jęczmieniem, 20% — burakami cukrowymi, reszta — były to sady i plantacje roślin strączkowych i okopowych.

Najbardziej typowe wielkości pól były to: 5÷10 ha (11%

całości), 20÷25 ha (12,5%), 50÷55 ha (11,5%). Najmniejsze obrabiane pole miało tylko 3 ha, największe — 145 ha. Teren był sfałdowany i gęsto poprzecinany przeszkodami (drzewa, druty).

W próbach uzyskano wydajność pracy śmigłowca ok. 1 ha/min. Wypróbowano schematy organizacyjne prac przygotowawczych, operacji polowych, sprawdzono wszystkie możliwe techniki pilotowania, zweryfikowano dane osiągowce, skontrolowano długotrwałe funkcjonowanie aparatury.

Efekty pracy śmigłowca przekroczyły oczekiwania. Skuteczność zabiegów była niezwykle wysoka: blisko 100-procentową śmiertelność notowano przy zwalczaniu niebezpiecznego szkodnika operującego na burakach — śmietki ćwiklanki, a podobną wartość uzyskano też przy zwalczaniu mączniaka zbóż. Bardzo skuteczne były opryski sadów. Próby wykazały jednak, że nie można lekceważyć wpływu pogody; przy lotach z herbicydami przy wietrze powyżej 3 m/s spalono przyległe plantacje.

Loty agro na łopatach laminatowych (1974)

Normalne łopaty nośne śmigłowca Mi-2 są konstrukcji całkowicie metalowej z dźwigarem noskowym wykonanym ze specjalnej wysokowytrzymałej wylóczki duralowej i doklejonymi do dźwigara pakietami ulownicowymi kształtującymi profil w części spływowej. Dopuszczalny czas eksploatacji takich łopat wynosi 1000 h lotu.

Od szeregu lat biuro konstrukcyjne przy WSK w Świdniku pracuje nad łopatami wykonanymi z tworzyw sztucz-

nych, które byłyby i tańsze w produkcji, i bardziej żywotne w eksploatacji. Wynikiem tych prac są łopaty wykonane z żywicy epoksydowej zbrojonej włóknem szklanym, poddane w końcu 1974 r. próbnej eksploatacji w Zakładzie Badań w Locie w warunkach zabiegów agrolotniczych. Rok wcześniej podobny komplet łopat przechodził analogiczne badania na śmigłowcu WSK, który pracował przy zabiegach agro na terenie Iranu. Prowadzone w temperaturach wysokich, przekraczających 30°C, dały one wyniki trudno przenośne na warunki krajowe. Próby IL miały być pierwszym krokiem w kierunku udowodnienia próbami i doświadczalną eksploatacją wyznaczonego w wyniku prób laboratoryjnych dopuszczalnego okresu eksploatacji na poziomie 2500 h lotu.

Wyposażony w łopaty laminatowe śmigłowiec SP-PSC rozpoczął loty agro w PGR Steblów na Śląsku Opolskim we wrześniu 1974 r. Później śmigłowiec uczestniczył w badaniach charakterystyk agrotechnicznych na poligonie Agrolot w Kętrzynie i wykonywał symulowane akcje agro w okolicach Warszawy. W większości lotów realizowano typowy śmigłowcowy model lotu operacyjnego, zawierający strome szybkie nawroty na skraj obrabianych pól. Nawrotów takich piloci doświadczalni wykonali na łopatach laminatowych ok. 3 tysięcy.

Dokonana przez pilotów ocena łopat laminatowych w zastosowaniach agro przy umiarkowanych temperaturach była pozytywna. Pod pewnymi względami uznano nawet łopaty laminatowe za przewyższające stare, metalowe. Zapewniały one m.in. niższy poziom drgań przy wysokich prędkościach lotu.



Rys. 18. Śmigłowiec Mi-2 SP-PSC w czasie prób eksploatacyjnych łopat laminatowych w zabiegach agro

Fot. R. Witkowski

Dobór geometrycznego kształtu kanału przepływowego odpylacza promieniowego

STEFAN SZCZECIŃSKI
RYSZARD WIATREK

Przybliżony sposób wyznaczania wielkości ziaren granicznych wytrącanych siłami bezwładności ze strumienia powietrza wlotowego. Wyniki obliczeń dla modelowego kształtu kanału odpylacza. Możliwość stosowania różnych kształtów ściany ograniczającej kanał — równoważnych pod względem zdolności wytrącania ziaren o zadanym wymiarze.

Problem odpylania powietrza wlotowego śmigłowcowych silników turbiniowych wystąpił z całą ostrością od

czasu szerokiego stosowania śmigłowców w lotnictwie wojskowym. Duże liczby godzin eksploatacji śmigłowców w stosunkowo krótkim okresie czasu, w warunkach lotów na bardzo małych wysokościach, częstych startów i lądowań na przygodnych lądowiskach wykazały istotne (kilkakrotne) skrócenie okresów międzynaprawczych silników, wywołanych szkodliwym oddziaływaniem pyłu.

Obecnie stosuje się na śmigłowcach odpylacze o różnych zasadach pracy: powierzchniowe oraz bezwładnościowe.

Te ostatnie zarówno typu osiowego (w układzie multicyklonowym), promieniowego oraz promieniowo-osiowego [2, 3].

Na szczególną uwagę zasługują odpylacze bezwładnościowe typu promieniowego ze względu na ich wyjątkowo prostą konstrukcję, lekkość, niezawodność działania i stosunkowo małe straty przepływu. Schemat najczęściej stosowanego odpylacza promieniowego, w układzie osiowo-symetrycznym względem silnika, pokazano na rys. 1. Pyły wytrącane ze strumie-

nia wyprowadzane są wraz z częścią strumienia powietrza wlotowego. Ruch tego strumienia wymuszany jest zazwyczaj na drodze eejkcji.

Sądząc z dostępnych informacji, brak jest opracowanych metod obliczeniowych odpylaczy bezwładnościowych pozwalających na wyznaczenie

skuteczności odpylania i wymiarów granicznych ziaren pyłu — tj. najmniejszych, jakie mogą być wytrącone ze strumienia powietrza wlotowego. Opracowane w WAT metody obliczeń numerycznych torów ziaren w kanałach odpylaczy są pracochłonne i wymagają wstępnego założenia kształtu geometrycznego kanału odpylacza. Natomiast proponowany poniżej sposób obliczeń przybliżonych pozwala na wyznaczenie kształtu różnych kanałów dla ustalonego wymiaru ziaren granicznych.

Model obliczeniowy

Ruch ziaren pyłu w kierunku poprzecznym kanału odpylacza promieniowego powodowany jest oddziaływaniem na ziarna pyłu sił masowych i aerodynamicznych. Do oceny przemieszczeń ziaren w kierunku poprzecznym przyjęto, że ruch ziaren wzdłuż linii prądu strumienia odbywa się z prędkością równą prędkości strumienia powietrza.

Na rysunku 2 pokazano kształt kanału odpylacza promieniowego, przyjęty rozkład prędkości wzdłużnej $C_a(R)$ strumienia powietrza oraz siły działające na ziarno. Przyjęto model kanału ograniczającego z jednej strony ścianą o stałym promieniu R_0 krzywizny i rozkładzie prędkości wzdłużnej jak w wirze potencjalnym [1], w którym rozkład prędkości przebiega według zależności:

$$C_a(R) \cdot R = \text{const} \quad (1)$$

Przyjęto w obliczeniach, że składowa prędkości ziarna $C_{az}(R)$, styczna do linii prądu strumienia powietrza, jest w każdym punkcie kanału równa prędkości powietrza: $C_{az}(R) = C_a(R)$.

Wyznaczenie wymiarów granicznych ziaren pyłu wtrąconych ze strumienia oparte jest na uśrednionych parametrach obliczeniowych, umożliwiających wyznaczenie prędkości ziaren w kierunku poprzecznym do strumienia, współczynników oporu oraz sił

działających na ziarno. Za ziarno o wymiarze granicznym d_{zor} uważa się takie ziarno, które rozpoczyna swój ruch poprzeczny w punkcie O , linii prądu o promieniu krzywizny R_0 w przekroju wlotowym kanału i osiągnięciu punktu O_2 krawędzi wychwytywacza pyłu, w czasie przemieszczania się wraz ze strumieniem powietrza z prędkością unoszenia $C_a(R)$.

Dla uśrednionych warunków równanie równowagi sił masowych i aerodynamicznych działających na ziarno ma postać:

$$m_z \cdot p_{sr} = \Psi(C_{hsr}) \cdot \frac{\rho}{2} A_z \cdot C_{hsr}^2 \quad (2)$$

gdzie: $m_z = \pi/6 \cdot d_z^3 \cdot \rho_z$ — masa ziarna (d_z — średnica, ρ_z — gęstość), p_{sr} — średnie przyspieszenie, $\Psi(C_{hsr})$ — uśredniony współczynnik oporu, $A_z = \pi/4 \cdot d_z^2$ — pole przekroju poprzecznego ziarna, ρ — gęstość, C_{hsr} — średnia prędkość ziarna w kierunku poprzecznym do ruchu strumienia powietrza.

Równanie (2) po rozwinięciu i redukcji wspólnych czynników przyjmuje postać:

$$d_z \cdot p_{sr} = \frac{3}{4} \frac{\rho}{\rho_z} \Psi(C_{hsr}) \cdot C_{hsr}^2 \quad (2a)$$

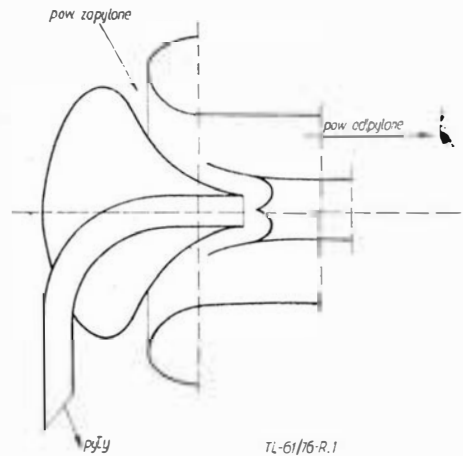
Decydujący udział w wartości siły masowej działającej na ziarno ma przyspieszenie dośrodkowe, którego średnia wartość wynosi:

$$p_{sr} = \frac{C_{asr}^2}{R_{sr}}$$

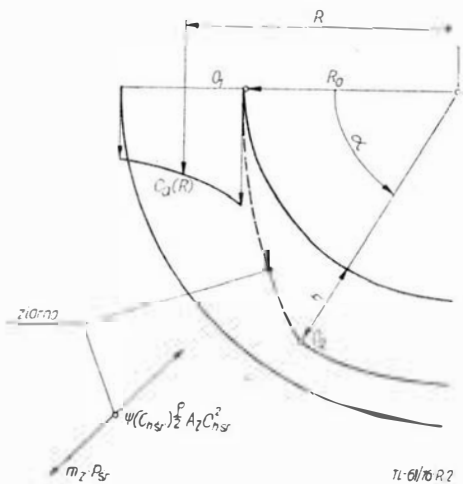
Przyjmując średni promień toru ziarna:

$$R_{sr} = \frac{2 \cdot R_0 + h}{2}$$

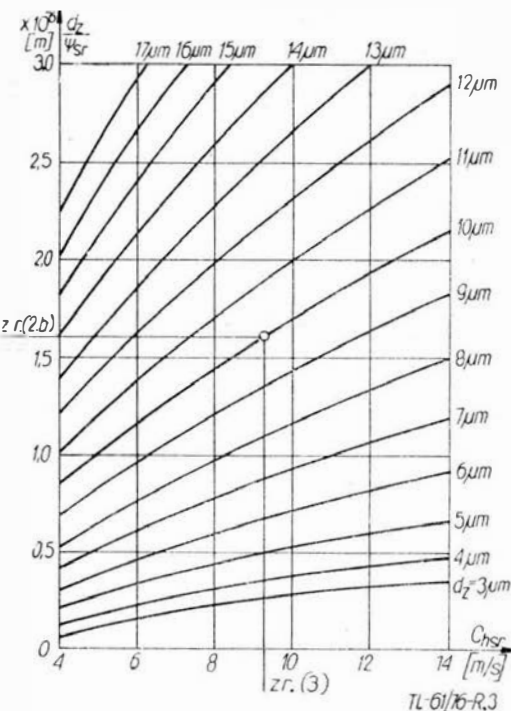
oraz średnią wartość prędkości wzdłużnej strumienia:



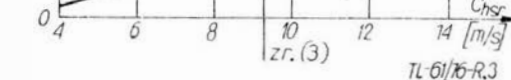
Rys. 1. Schemat odpylacza promieniowego



Rys. 2. Rozkład prędkości wzdłużnej strumienia i siły działające na ziarno pyłu w kanale odpylacza promieniowego



Rys. 3. Zależność wskaźnika d_z / Ψ_{sr} ziaren pyłu o różnych wymiarach d_z od prędkości względnej przemieszczania



Rys. 4. Zależność wskaźnika d_z / Ψ_{sr} od prędkości względnej dla różnych kanałów — określonych parametrami R_0 i α

$$C_{asr} = \frac{C_a(R_0) + C_a(R_0 + h)}{2} = \frac{C_a(R_0)}{2} \cdot \frac{2 \cdot R_0 + h}{R_0 + h}$$

można doprowadzić zależność (2a) do postaci umożliwiającej wyznaczenie następującego wskaźnika, pozwalającego wyznaczyć wymiar ziarna granicznego:

$$\frac{d_z}{\Psi(C_{hsr})} = \frac{3 \rho h^2}{2 \rho_z a^2} \cdot \frac{1}{2R_0 + h} \quad (2b)$$

wyznaczając uprzednio średnią wartość prędkości poprzecznej ziarna ze wzoru:

$$C_{hsr} = \frac{h}{t} = \frac{h C_a(R_0)}{a R_0 + h} \quad (3)$$

gdzie: h — odległość O_2 od strugi początkowej o promieniu R_0 (rys. 2), $t = \frac{R_{sr} \cdot a}{C_{asr}} = \frac{a}{C_a(R_0)} (R_0 + h)$ — czas przemieszczenia ziarna od O_1 do O_2 z jednoczesnym przemieszczeniem po łuku $R_{sr} \cdot \alpha$ (rys. 2).

Przedstawione wzory (2b) oraz (3) stanowią układ pozwalający na wyznaczenie wykresów wymiaru d_{zar} ziarna granicznego, osiągającego O_2 podczas przepływu wraz ze strumieniem powietrza przez kanał krzywoliniowy o kształcie zadanym wymiarami R_0 , h oraz α .

Do realizacji tego należy uprzednio przygotować wykresy jak na rys. 3, zależności $\frac{d_z}{\Psi(C_{hsr})} = f(C_{hsr})$ dla ziaren o różnych wymiarach d_z . Wartości liczbowe do zbudowania wykresów wyznaczono korzystając z EMC, w oparciu o wzór eksperymentalny [4]:

$$\Psi_{sr} = 0,3240 + \frac{7,4184 \cdot 10^{-3}}{(d_z \cdot C_{hsr}) 0,718}$$

Sposób odczytywania wymiaru granicznego ziarna po wyznaczeniu prędkości poprzecznej C_{hsr} — ze wzoru (3) oraz stosunku $\frac{d_z}{\Psi(C_{hsr})}$ — ze wzoru (2b) zaznaczono na rys. 3. Kształt geometryczny

trójny kanału przepływowego odpylacza, określony parametrami R_0 , α i h , powinien być tak dobrany, aby wymiar d_{zar} ziarna był nie większy od dopuszczalnej wartości, ze względu na erozyjne działanie pyłu na części konstrukcyjne kanału przepływowego silnika.

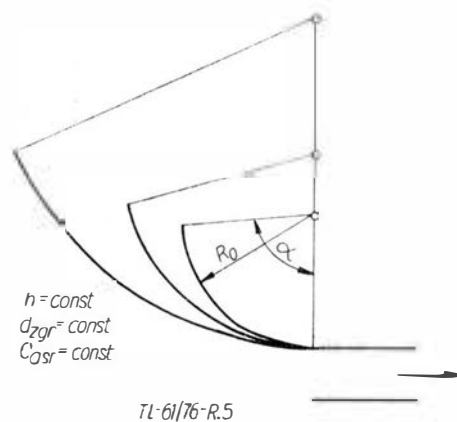
Możliwości doboru geometrycznego kształtu kanału odpylacza

Wyprowadzone wzory (2b) oraz (3) pozwalają na dokonanie analizy optymalizacyjnej wyboru kształtu geometrycznego kanału przepływowego odpylacza. Okazuje się, że możliwe jest stosowanie kanałów o różnych parametrach R_0 i α , równoważnych pod względem wytrącania ziaren o tym samym wymiarze d_{zar} .

Wymagana prędkość średnia C_{asr} strumienia powietrza zasysanego przez sprężarkę silnika narzuca wartość wymiaru h dla każdego kształtu odpylacza. Przy takim ustaleniu analiza optymalizacyjna sprowadza się do poszukiwania wartości R_0 i α , przy których wytrącane byłyby ziarna o takich samych wymiarach d_{zar} . W tym celu na siatkę linii $\frac{d_z}{\Psi(C_{hsr})}$ w zależności od C_{hsr} , dla różnych ziaren d_z , naniesiono linie uzyskanych ze wzorów (2b) i (3) wartości $\frac{d_z}{\Psi(C_{hsr})} = f(C_{hsr})$ przy ustalonych wartościach $R_0 = \text{const}$ i różnych α oraz przy ustalonych $\alpha = \text{const}$ i różnych R_0 .

Korzystając z wykresów przedstawionych na rys. 4, można dokonać wyboru parametrów geometrycznych kanału, określonych wartościami promienia R_0 i kąta α opięcia łuku o promieniu R_0 (przy ustalonej wartości h i średniej prędkości C_{asr}), przy których nastąpi wytrącanie ze strumienia ziaren $d_z \geq d_{zar}$. Można więc zbudować szereg kanałów — równoważnych pod tym względem — których wybór zależy od możliwości konstrukcyjnych ich zabudowy na wlocie do silnika w śmigłowcu. Na rys. 5 przedstawiono zarys kształtu ścian kanałów równoważnych, odseparowujących ziarna większe od $10 \mu\text{m}$. Przedsta-

wione zarysy wyznaczono dla kanału modelowego o wymiarze $h = 0,028 \text{ m}$ oraz $C_{asr} = 40 \text{ m/s}$. Dobór zarysów ścian wewnętrznych kanału odpylacza stanowi oddzielny problem. Przedstawiony powyżej sposób postępowania należy traktować jako wstępny — ujmuje on jedynie ocenę wy-



Rys. 5. Zarysy kształtu ścian kanałów równoważnych ze względu na wartość d_{zar}

miarów ziaren przemieszczonych poprzecznie w strumieniu powietrza unoszącego pył, nie ujmując natomiast ceny ruchu ziaren odbitych od ściany wewnętrznej. Tak więc, po wstępnym dokonaniu wyboru zasadniczych parametrów geometrycznych kanału przepływowego odpylacza, niezbędne jest przeprowadzenie obliczeń uszczelniających — polegających na wyznaczeniu torów ziaren (o różnych wymiarach d_z) w wybranym kanale, z uwzględnieniem również i odbić od ściany wewnętrznej.

LITERATURA

1. J. BUKOWSKI: Mechanika płynów. Warszawa 1968 PWN.
2. J. JUDA: Pomiarzy zapylenia i technika odpylenia. Warszawa 1958 WNT.
3. D. A. ROBERTS: Dust or sand separator. *Awiacyjnyje i raketnyje dwigateli* nr 8/1970.
4. H. SCHLICHTING: Boundary layer theory. Mc Graw — Hill, New York 1968.

PRENUMERATA CZASOPISM WCT NOT na rok 1977

Prenumerata indywidualna

Zamówienia na prenumeratę indywidualną przyjmowane będą na okresy roczne, półroczne i kwartalne w terminie 30 dni przed okresem zamówionej prenumeraty. Decyduje data stempla pocztowego. Należność za prenumeratę prosimy wpłacić w każdym z Urzędów Pocztowych z podaniem tytułu zamawianych czasopism, liczby egzemplarzy i okresu prenumeraty. Konto PKO I O/M Warszawa Nr 1531-5021 Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Członkom SNT NOT, studentom oraz nauczycielom i uczniom szkół techniczno-zawodowych przysługuje rabat 35% od cen normalnych (Uchwała Zarządu Głównego NOT). Warunkiem przyjęcia prenumeraty ulgowej jest podanie na zamówieniu numeru legitymacji członkowskiej SNT NOT lub szkolnej.

Prenumerata dla instytucji

System kolportażu naszych czasopism oparty jest na elektronicznej technice obliczeniowej, co związane jest z koniecznością składania zamówień na drukach do tego przystosowanych, które

w sierpniu br. zostaną rozesłane do wszystkich naszych dotychczasowych prenumeratorów. Instytucje, które nie prenumerowały czasopism technicznych, proszone są o zwracanie się pisemnie lub telefonicznie do Działu Sprzedaży i Prenumeraty z zapotrzebowaniem na te druki w terminie do dnia 30.VIII br.

Zamówienia instytucji na roczną prenumeratę czasopism składają należy na drukach, o których mowa wyżej, do Działu Sprzedaży i Prenumeraty WCT NOT, ul. Mazowiecka 12, 00-048 Warszawa (telefon 26-80-16 lub 26-85-88). Konto PKO I O/M Warszawa Nr 1531-5021 Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT.

Zamówienia na rok 1977 będą realizowane w kolejności zgłoszeń i tylko po otrzymaniu wpłaty. Termin złożenia zamówienia oraz wpłaty upływa z dniem 30.X 1976 r. Decyduje data stempla banku.

Prenumerata na zagranicę

Zamówienia ze zleceniem wysyłki czasopism za granicę przyjmuje RSW Prasa-Książka-Ruch ARS Polona, ul. Krakowskie Przedmieście 7, 00-068 Warszawa.

Myśliwce Puławskiego PZL P-6 i P-7

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Pierwszymi dużymi sukcesami myśliwca Puławskiego był udział PZL-6 w Salonie Paryskim w 1930 r. i zwycięstwo w zawodach w Cleveland w 1931 r. Pierwszym seryjnie produkowanym samolotem Puławskiego był PZL P-7. W artykule opisano dzieje rozwoju obu samolotów oraz podano opis konstrukcji i dane techniczne.

Podjęcie w 1929 r. przez Departament Aeronautyki MSWojsk decyzji produkcji w Polsce jedynie gwiazdowych silników dużej mocy — zmusiło inż. Z. Puławskiego do przekonstruowania swego samolotu myśliwskiego PZL P-1 w celu zabudowania na nim silnika gwiazdowego. Nowy samolot został zaprojektowany w odmianie PZL P-6 z silnikiem Jupiter VI dostosowanym do małych wysokości oraz w odmianie PZL P-7 z silnikiem wysokościovym Jupiter VII. Otrzymał on płat nieznacznie różniący się od płata samolotu PZL P-1. Bliższe ustawienia na kadłubie oku mocowania płata i modyfikacja końcówek płata spowodowały zmianę rozpiętości. Lotki zostały skrócone, a dźwignie ich napędu przesunięte bliżej końców płata. Kadłub natomiast został gruntownie przekonstruowany. Otrzymał przekrój eliptyczny bliski kołowego i konstrukcję półskorupową w części tylnej, a kratową w części przedniej. Warto zauważyć, że w owym czasie półskorupowy kadłub kryty gładką blachą należał do pionierskich osiągnięć na świecie. Usterzenie poziome otrzymało mniejszą rozpiętość niż u P-1, zaś usterzenie pionowe inny obrys, a jego dolna część była pogrubiona w celu uniknięcia zawirowań za dość grubym tyłem kadłuba. Podwozie główne wykonano jako dwugoleniowe, zaś płoż ogonowa została zamocowana do steru kierunku. Zbiornik paliwa umieszczono w kadłubie, był on awaryjnie wyrzucalny. W wyniku zmian konstrukcyjnych ciężar samolotu był o 200 kg mniejszy niż P-1. Płatowiec PZL P-6 miał w kratownicy przedniej części kadłuba elementy duralowe, zaś PZL P-7 stalowe.

Prototyp PZL P-6/I został oblatany w sierpniu 1930 r. przez kpt. Bolesława Orlińskiego na lotnisku mokotowskim w Warszawie. W trakcie prób sporo czasu zużyto na uzyskanie właściwego chłodzenia silnika. Zmieniano wielkość i położenie chłodnicy oleju umieszczonej na prawym boku kadłuba. Samolot wykazywał doskonale własności pilotażowe i miał wysokie osiągi. W końcu 1930 r. został pokazany na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu, gdzie zwrócił powszechną uwagę swym płatem, który zagraniczna prasa lotnicza nazwała *platem polskim*. Gdy B. Orliński zademonstrował własności P-6 w locie podczas pokazu 22.XII 1930 r. na paryskim lotnisku Le Bourget — prasa światowa uznała tę maszynę za najlepszy ówczesny samolot myśliwski, pisząc m.in., że *samolot ten na milę wyprzedza wszystkie inne zbudowane na kontynencie europejskim*. W 1930 r. samolotem P-6 interesowały się Estonia, Grecja, Jugosławia i Szwajcaria, a w 1931 r. Portugalia i Rumunia.

W zawodach lotniczych National Air Races (29.VIII ÷ 7.IX 1931 r.) w Cleveland w USA kpt. B. Orliński odniósł na PZL P-6 zwycięstwo nad najbardziej znanymi pilotami zagranicznymi, jak Udet, Bernardi, Atcherly, Williams, Kubita i innymi. Brawurowa akrobacja Orlińskiego wywołała entuzjazm dla samolotu P-6, wstawiając samolot i wytwórnę w USA i na całym świecie. Sukcesy samolotu P-6 były podstawą późniejszego powodzenia eksportu samolotu PZL P-24. Przed zawodami w Cleveland P-6 miał z modyfikowaną płoż ogonową, którą zamocowano nie do steru kierunku, lecz do tyłu kadłuba.

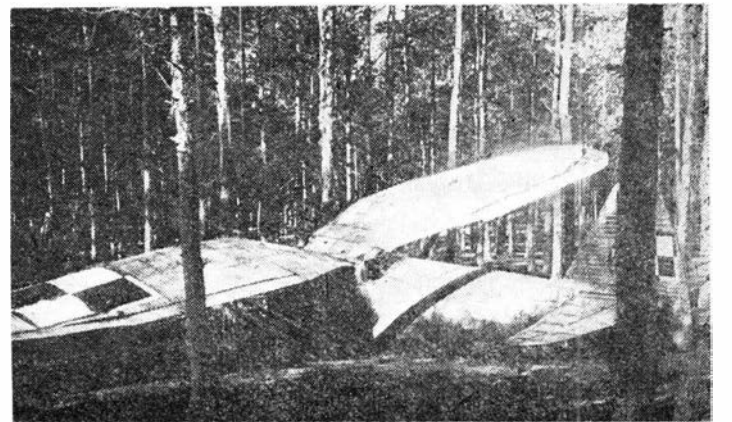
Prototyp PZL P-6 wyposażony był w silnik Gnome-Rhône (Bristol) Jupiter VIFH, podczas gdy Polskie Zakłady Skody przygotowywały się do produkcji silnika Bristol Jupiter VIF; m.in. dlatego P-6 nie został wybrany do produkcji. Prototyp P-6 został rozbity jesienią 1931 r. przez B. Orlińskiego w lesie na Muchowcu k. Katowic wskutek urwania się silnika w locie. Samolot wylądował wśród drzew, uszkadzając konstrukcję w kilku miejscach.



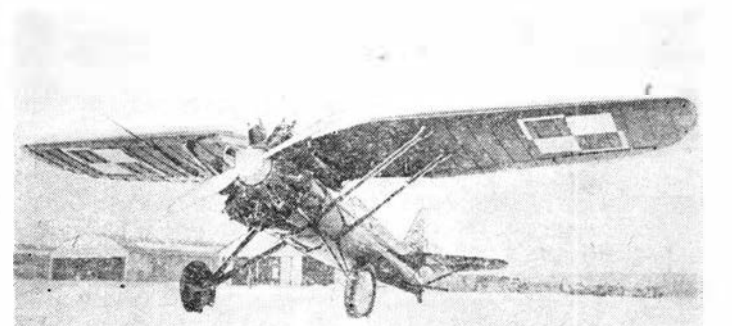
Rys. 1. Prototyp samolotu PZL P-6 w 1930 r.



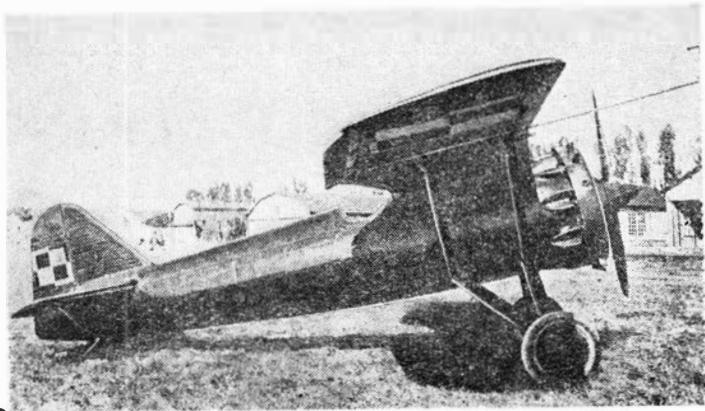
Rys. 2. Prototyp P-6, w głębi ogon P-7



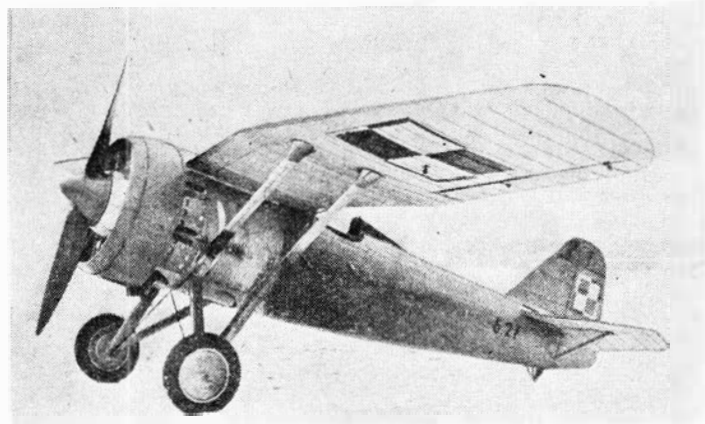
Rys. 3. PZL P-6 rozbity przez B. Orlińskiego koło Muchowca. Widoczny biało-czerwony pas



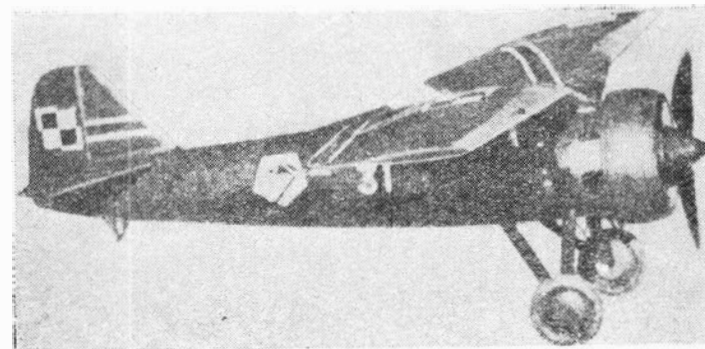
Rys. 4. Pierwszy prototyp PZL P-7 z oddzielnymi osłonami cylindrowymi



Rys. 5. Prototyp P-7 w próbach IBTL



Rys. 6. Seryjny PZL P-7a (nr 6. 27)



Rys. 7. P-7a dowódcy dywizjonu myśliwskiego w 4. pułku lotniczym w Toruniu



Rys. 8. P-7a ze 121 i 123 eskadry z 2 pułku lotniczego w Krakowie (nr 6.17 i 6.110)

Prototyp PZL P-7/I budowany był na tym samym oprządkowaniu produkcyjnym, co PZL P-6 i poza silnikiem — tylko nieznacznie różnił się od PZL P-6. Płozę ogonową miał mocowaną do steru kierunku. Silnik Jupiter VII F prócz większej mocy miał sprężarkę, co pozwalało na uzyskanie najlepszych osiągnięć na wysokości 4000 m. Wzrost ciężaru silnika i wyposażenia przyczynił się do wzrostu własnego samolotu o ponad 120 kg, a ciężaru w locie o 70 kg. Prototyp PZL P-7/I został oblatany przez B. Orlińskiego w październiku 1930 r., a drugi prototyp P-7/II w marcu 1931 r. Na prototypie P-7/I zastosowano oddzielne osłony na każdy cylinder — podobnie jak w samolo-

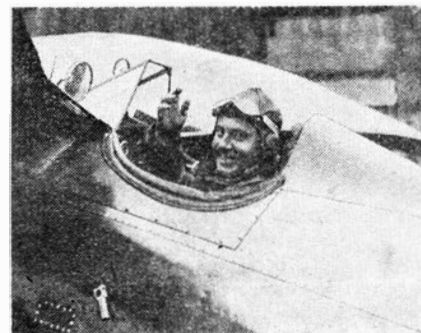
cie Wibault 72 budowanym w PZL. Rozwiązanie to mimo dobrych wyników chłodzenia silnika oraz poprawnej aerodynamiki było kłopotliwe w produkcji i nie zostało wybrane jako najkorzystniejsze. P-7/II miał na silniku pierścień Townenda jak P-6. W dniach 20–23 sierpnia prototyp P-7/II był zademonstrowany w Warszawie delegacji wojska rumuńskiego. Następnie P-7/II z płozą ogonową zamocowaną do tyłu kadłuba przeszedł próby w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa w Warszawie — uzyskując znacznie lepsze osiągnięcia niż P-6.

W oparciu o wnioski z prób prototypowych — samolot P-7 dość gruntownie przekonstruowano w drugiej połowie 1931 r. Płat otrzymał większą rozpiętość i krótszą lotkę, zaczynając się dopiero w pobliżu mocowania zastrzałów do płata, a ponadto zmieniono system nitowania płata, likwidując na górnej powierzchni płata grzebienie utworzone ze znitowanych brzegów żeber i pokrycia, a stosując gładkie krycie góry płata. Zmianie uległa osłona przodu kadłuba, silnika i kołpak piasty śmigła. Pierścieni Townenda został poważnie poszerzony. Przekrój tyłu kadłuba otrzymał kształt jajowaty, zwężony u góry. Za głową pilota dodano owiewkę. Zmieniono obrys steru kierunku. Płozę ogonową, uprzednio mocowaną do steru kierunku, umocowano do tyłu kadłuba. Uzbrojenie umieszczono po bokach kadłuba. Tak zmieniony samolot otrzymał oznaczenie PZL P-7a. Departament Aeronautyki zamówił w 1931 r. początkowo 110 P-7a, zwiększając następnie w 1931/33 r. zamówienie do 150 sztuk. Prototyp P-7/II zmodyfikowany do postaci wzorca dla P-7a, z jednym k.m. zamocowanym przy zastrzałach prawego płata, był później używany w CWL-1 w Dęblinie.

W połowie 1931 r. wytwórnia PZL na Mokotowie przystąpiła do produkcji P-7a. Podczas budowy pierwszych 10 sztuk P-7a wystąpiły poważne trudności; kadłuby były skrzywione o 30 mm od osi symetrii. Musiano je skasować i wykonać nowe. Pierwsze seryjne P-7a były gotowe w połowie 1932 r., a ostatnie egzemplarze były gotowe w drugiej połowie 1933 r. Samolotów zbudowano 149 sztuk i otrzymały one numery fabryczne od 6.1 do 6.149, gdzie 6 było wojskowym oznaczeniem typu samolotu. Ponieważ nie było innych wersji tego samolotu, używano oznaczenia P-7 zamiast P-7a. W 1932 r. samolot przeszedł próby w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa. Przy próbie wyrwania na P-7a 1.IX 1932 r. oderwały się lotki; B. Orliński wyskoczył na spadochronie, a samolot uległ rozbiciu. Właściwości pilotażowe samolotu były bardzo dobre, a odporność podwozia na lądowanie w przygodnym terenie — bardzo duża.

Po wprowadzeniu P-7a do użytku w 1933 r. polskie lotnictwo stało się pierwszym w świecie lotnictwem wojskowym całkowicie wyposażonym w metalowe samoloty myśliwskie. Zastąpiły w punktach samoloty Avia BH-33 i PWS-10. Samoloty PZL-P-7a były używane najpierw w 111 eskadrze kościuszkowskiej, potem w całym 1 pułku lotniczym w Warszawie, a następnie w 2 pl. w Krakowie, w 3 pl. w Poznaniu, w 4 pl. w Toruniu, a w końcu w 5 pl. w Lidzie i w 6 pl. we Lwowie. W dniach 12–22.X. 1933 r. 29 P-7a (po 7 z 1,2,3 i 4 pl. oraz samolot płk. L. Rayskiego) pod dowództwem mjr. S. Pawlikowskiego wykonało lot z Warszawy do Bukaresztu i z powrotem w ramach rewizyty składanej lotnictwu rumuńskiemu. W Bukareszcie dano pokaz zespołowej akrobacji na P-7a. W 1934 r. płk. L. Rayski złożył wizytę na P-7a w Belgradzie. Po wprowadzeniu do użytku samolotów PZL P-11 samoloty P-7a od 1935 r. stopniowo wycofywano do szkolenia lotniczego.

W 1939 r. w użyciu było 106 samolotów P-7a, z czego 40 w szkolnictwie (w Szkole Podchorążych Lotnictwa w Dęblinie na lotnisku w Uleżu i w eskadrach szkolno-treningowych w pułkach), 25 w remontach, 10 w rezerwie,

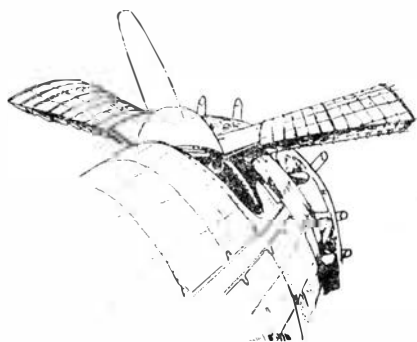


Rys. 9. Kabina P-7a z celownikiem kołowym

a 30 lub 31 w jednostkach bojowych: 10 w 123 esk. w Brygadzie Pościgowej, 10 w eks. 151 w Samodzielnej Grupie Operacyjnej Narew, a 10 lub 11 w 1962 eks. armii Łódź. W 1939 r. samoloty P-7a prawie nie nadawały się do walki z niemieckimi samolotami. Miały ograniczoną widoczność do przodu z powodu zbyt wysoko umieszczonego silnika, uzbrojone były w dwa k.m. o małej szybkostrzelności i łatwo zacinające się. Zbyt niskie umieszczenie k.m. nie pozwalało pilotowi widzieć toru lotu pocisków — co utrudniało walkę. Ponadto miały już mocno zużyte silniki, których moc była niższa od nominalnej, a w wyniku tego osiągi gorsze niż gdy P-7a wchodziły do służby. Z powodu małej prędkości lotu pościg na P-7a za nieprzyjacielem był niemożliwy. Piloci mimo małych szans zwycięstwa walczyli na P-7a z niemieckimi samolotami odnosząc porażki. W 151 esk. samoloty P-7a były używane do lotów rozpoznawczych. 162 esk. została 7.IX 1939 r. wcielona do Brygady Pościgowej, a 12.IX 1939 r. — uczyniono to z 151 esk. W 16.IX 1939 r. wydzielono pozostałe w Brygadzie 8 P-7a jako eskadrę rozpoznawczą. Niezależnie od ww. jednostek w Wyższej Szkole Pilotażu w Dęblinie powstała samorzutnie tzw. Grupa Dęblińska wyposażona w kilka P-7a. W dniu 17.IX 1939 r. kilkadziesiąt P-7a z Brygady Pościgowej zostało ewakuowane do Rumunii, gdzie zostały internowane i przejęte przez lotnictwo rumuńskie. Również kilkadziesiąt P-7a wpadło w ręce niemieckie. Po remoncie i przebrojeniu służyły one do treningu, a podobno latem 1941 r. stacjonowały w Dęblinie pomalowane od spodu na czarno i przygotowane do nocnych działań bojowych przeciw wojskom radzieckim. Następcą PZL P-7a w jednostkach myśliwskich był PZL P-11, będący równocześnie dalszym rozwinięciem samolotu P-6.

Konstrukcja

PZL P-7a to jednomiejscowy samolot myśliwski metalowej konstrukcji o układzie zastrzałowego górnołata ze stałym podwoziem.



Rys. 10. Kabina P-6

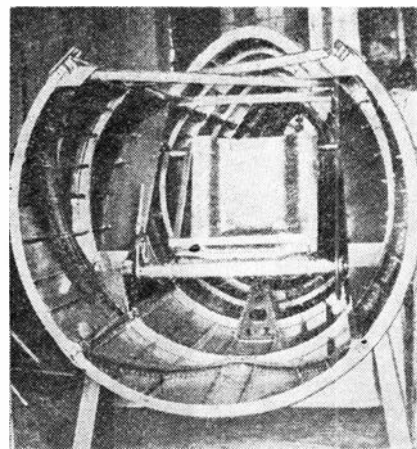
Kadłub o przekroju owalnym przechodzącym w jajowaty w tylnej części, konstrukcji duralowej, kratownicowej z pokryciem duralowym w przedniej części, a półskorupowej w części kabinowej i ogonowej. Kabina otwarta, osłonięta z przodu wiatrochronem, krawędź kabiny obszyta skórą. Z boku wiatrochronu lustro wsteczne. Wsiadanie do kabiny ułatwiały stopnie z lewej strony kadłuba. Podwozie główne dwukółowe, dwugoleniowe, wykrzywiane cięgnami. Amortyzatory olejowo-powietrzne w kadłubie. Płozą ogonową z amortyzatorem olejowo-powietrznym.

Płat o obrysie trapezowym, zwężony przy kadłubie, duralowej konstrukcji, dwudźwigarowy, kryty drobnożłobkową blachą grubości 0,32 mm, wg patentu Wibault, podparty dwoma parami zastrzałów. Żebra kratowe z kątowników, w części tylnej z ażurowej blachy. Profil płata Bartel 37/IIa o grubości od 8 do 16%. Lotki szczelinowe, kryte blachą. Usterzenie duralowe, kryte żłobkową blachą duralową. Stateczniki dwudźwigarowe. Statecznik poziomy przestawialny, podparty zastrzałami. Na sterze kierunku i lewej lotce — wyginane blaszki wyważające.

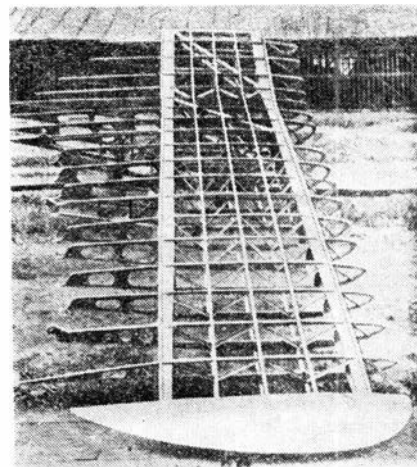
Uzbrojenie. Dwa k.m. 7,7 mm Vickers E pilota — po bokach kadłuba, strzelające przez śmigło. Przed wiatrochronem celownik kołowy i muszka lub celownik lunetowy.

Silnik w P-7 i P-7a chłodzony powietrzem, 9-cylindrowy Skoda-Bristol Jupiter VII F, o mocy nominalnej 480 KM przy 1775 obr./min na wysokości 2750 m, mocy

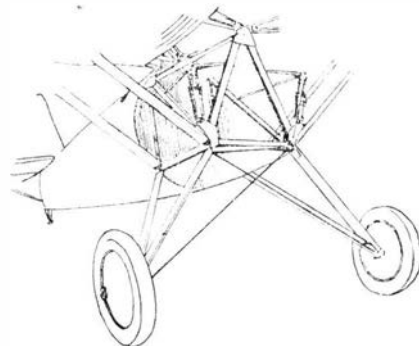
Rys. 11. Półskorupowa konstrukcja kadłuba P-6



Rys. 12. Konstrukcja skrzydła P-6



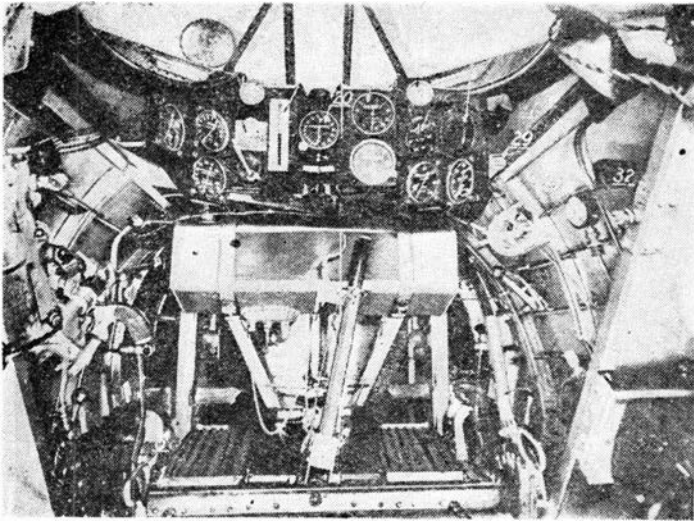
Rys. 13. Podwozie P-6 z amortyzatorami w kadłubie



maksymalnej 520 KM na wysokości 3050 m, mocy startowej 450 KM i o ciężarze 425 kG, z reduktorem i sprężarką. Osłona silnika pierścieniowa z blachy duralowej. Śmigło dwułopatowe drewniane, Szomański, w prototypach metalowe, Hedderheimer Kupferwerke RS. W przodzie kadłuba za silnikiem awaryjnie wyrzucany zbiornik paliwa. W prototypach normalny zapas paliwa — 315 l. Przelotowe zużycie paliwa 160 l/h.

W P-6 silnik chłodzony powietrzem, 9-cylindrowy Gnome-Rhône (Bristol) Jupiter VI FH (9Ac) o mocy nominalnej 420 KM przy 1700 obr./min i mocy maksymalnej 450-480 KM, o ciężarze 480 kG z reduktorem. Śmigło dwułopatowe metalowe Gnome-Rhône. Zbiornik paliwa o pojemności 370 l. Przelotowe zużycie paliwa 155 l/h.

Malowanie. Prototyp P-6 był niemalowany, miał kolor blachy duralowej. Na usterzeniu pionowym miał znak PZL, napis P.6 oraz szachownię, a ponadto miał szachownice na skrzydłach. Podczas zawodów w Cleveland i później samolot nosił namalowany na kadłubie skośny biało-czerwony pas. Prototypy P-7 były malowane na zielono-oliwkowo i nosiły szachownice. Seryjne P-7a były zielono-oliwkowe od góry, jasnoniebieskie od dołu. Na usterzeniu pionowym miały czerwone litery P.7, a na kadłubie biały numer fabryczny. Prócz szachownicy na skrzydłach i usterzeniu pionowym — na kadłubie nosiły znaki eskadrowe i numery eskadrowe, a pod skrzydłami numery wywoławcze. Samoloty dowódców miały biały (lub czerwony z białą obwódką) pas na górze płata —



Rys. 14. Wnętrze kabiny P-7a

ułożony w kłm oraz ewentualnie podobny pas na stateczniku pionowym. Samolot Szefa Departamentu Aeronautyki płk. L. Rayskiego miał na tyle kadłuba pas czerwony z białym obrzeżem, biegnący od kabiny do płozy ogonowej i taki sam pas biegnący skośnie na górze skrzydeł.

DANE TECHNICZNE

		P-6	P-7	P-7a
Silnik		Jupiter VI FH	Jupiter VII F	Jupiter VII F
Moc	[KM]	450	500	500
Rozpiętość	[m]	10,3	10,3	10,57
Długość	[m]	7,16	7,16	6,98
Wysokość	[m]	2,75	2,75	2,63
Powierzchnia nośna	[m ²]	17,3	17,22	17,9
Ciężar własny	[kG]	865÷883*	1010	1090**
Ciężar użyteczny	[kG]	452÷475	400	386
Ciężar całkowity	[kG]	1340÷1355	1410	1476
Obciążenie powierch.	[kG/m ²]	77,5	61,8	62,5
Obciążenie mocy	[kG/KM]	2,98	2,92	2,95
Prędkość maks. na wys. 0 m	[km/h]	292	276	276
Prędkość maksymalna na wysokości	[km h-m]	284/5000	317/4000	327/4000
Prędkość przelotowa	[km/h]			285
Prędkość minimalna	[km/h]	101	102	104
Wznoszenie	[m/s]	10,3	10,4	10,4
Pałap	[m]	8000	8275	8500
Zasięg	[km]	600	560	600
Rozbieg	[m]			150
Dobieg	[m]			215

* — po przeróbkach

** — wraz z uzbrojeniem

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Osiągnięcia służby lotniskowej

W dniu 16 stycznia br. staraniem Koła Zakładowego SITK przy Zarządzie Lotniskowym Wojsk Lotniczych, Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej oraz Zarządu Głównego Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji odbyła się w Domu Technika w Warszawie narada poświęcona osiągnięciom technicznym Służby Lotniskowej lotnictwa sił zbrojnych PRL w XXV-lecie istnienia Zarządu Lotniskowego Wojsk Lotniczych.

Na naradę przybyło około 80 osób z instytucji i zakładów wojskowych i cywilnych, zainteresowanych projektowaniem oraz budownictwem dróg, lotnisk i urządzeń lotniskowych. Naradę otworzył przewodniczący Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK kol. E. Kołodziński, zaś jej przewodnictwo objął sekretarz Generalny Stowarzyszenia kol. Hyla. Na naradzie wygłoszono następujące referaty:

— mgr inż. L. Drzewiecki: Rys historyczny Służby Lotniskowej lotnictwa Sił Zbrojnych PRL,

— mgr inż. E. Kołodziński: Budowa i kapitalne remonty nawierzchni lotniskowych,

— inż. E. Czerwiński: Zagadnienie gotowości eksploatacyjnej lotnisk,

— inż. J. Konieczny i mgr inż. A. Niwiński: Zaopatrzenie w energię elektryczną i oświetlenie nawigacyjne lotnisk,

— mgr inż. T. Kupiszak: Osiągnięcia Wojskowego Biura Studiów i Projektów Lotniskowych w zakresie projektowania lotnisk i obiektów lotniskowych,

— mgr inż. B. Żarski: Osiągnięcia Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych w zakresie wprowadzania postępu technicznego w budownictwie lotniskowym.

Ogrom prac studyjnych, projektowych i budowlanych wykonanych w latach 1950÷1975 przez WBSiPL oraz służby Zarządu Lotniskowego Wojsk Lotniczych obrazowo

przedstawia porównanie: wykonano roboty na miarę drogi pierwszej klasy z Moskwy do Paryża — przez Warszawę!

Osiągnięty poziom mechaniki robót lotniskowych najlepiej obrazuje wskaźnik mocy silników zainstalowanych w sprzęcie, przypadający na jednego pracownika oddziału budowy lotnisk. W okresie ćwierćwiecza wzrósł on z 10 do 75 KM. Najserdeczniej gratulujemy tych wielkich osiągnięć przedstawionych na naradzie.

W dyskusji (która odbyła się po referatach) podkreślono, że Wojskowe Biuro Studiów i Projektów Lotniskowych (WBS i PL) oraz wojskowe służby lotniskowe są nośnikami nowości w gospodarce narodowej zarówno w zakresie materiałów stosowanych do budowy nawierzchni, jak również roboczych technologii, konserwacji i napraw, jak wreszcie — maszyn służących do budowy, konserwacji i utrzymania właściwego stanu nawierzchni lotnisk. Że tak jest istotnie świadczy głosy w dyskusji: z doświadczeń wojskowych służb lotniskowych korzystano w Warszawie przy budowie Trasy Łazienkowskiej i Wisłostrady; Instytut Dróg i Mostów wykorzysta technologię stosowania betonu cementowego do projektowanej budowy sieci dróg szybkiego i ciężkiego ruchu; przedstawiciele przedsiębiorstw robót drogowych postulowali potrzebę przekazywania przez Zarząd Lotniskowy W.L. fachowych informacji o nowościach w ich branży.

Interesująca dyskusja doprowadziła do zgłoszenia ważnych dezyderatów:

— należy pogłębiać współpracę lotniskowych służb wojskowych i cywilnych; dotyczy to w pierwszym rzędzie informacji technicznej;

— należy rozważyć możliwość ujednolicenia sygnałów świetlnych i radiowych;

— należy doprowadzić do kontaktów i współpracy na wszystkich szczeblach mię-

dzy Sekcją Komunikacji Lotniczej i Sekcją Drogowców;

— należy zorganizować wspólną konferencję SITK Sekcji Lotniczej i Drogowców na temat nawierzchni z betonów cementowych.

Nowy statut NOT

Naczelna Organizacja Techniczna ma nowy statut. Obecnie jest ona dobrowolną federacją stowarzyszeń naukowo-technicznych o prawach zrzeszenia wyższej użyteczności publicznej. NOT ma za zadanie wytyczać i koordynować działalność społeczną stowarzyszeń w zakresie wychowania, przygotowania i organizowania inżynierów i techników. Władzą NOT jest Rada Główna o 5-letniej kadencji, która tworzą przedstawiciele stowarzyszeń po jednym na 10 000 ich członków oraz przewodniczący i sekretarze generalni stowarzyszeń zrzeszonych w NOT. Członkiem nadzwyczajnym NOT może być organizacja społeczna, której działalność wiąże się z umacnianiem wpływu techniki na rozwój społeczno-gospodarczy kraju. W zakładach, w których działają co najmniej dwa koła stowarzyszeń naukowo-technicznych zrzeszonych w NOT, tworzy się Komitety Zakładowe NOT.

Powiększają się nasze szeregi

Do Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP zgłosili się ostatnio mgr inż. E. Burczak z Ośrodka Szkolenia w Oleśnicy oraz mgr inż. W. Rozniatowski z Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie. Obaj inżynierowie — jako przedstawiciele Zakładowych Kół SIMP — wyrazili życzenie włączenia działalności kół do Sekcji Lotniczej. W związku z nowym podziałem administracyjnym kraju Koło SIMP w Dęblinie nawiąże współpracę z Oddziałem Sekcji Lotniczej w Lublinie.

ENGLISH AVIATION SLANG III

ANGIELSKA GWARA LOTNICZA III

- 1 — gaggle
- 2 — garage doors
- 3 — George
- 4 — gibson girl
- 5 — giro
- 6 — go aloft
- 7 — go around again
- 8 — go at full gun
- 9 — go in the drink
- 10 — go juice
- 11 — go-up
- 12 — go upstairs
- 13 — goat's hair
- 14 — good show
- 15 — goop bomb
- 16 — gras cutting
- 17 — grease monkey
- 18 — greenhouse
- 19 — ground grippers
- 20 — ground log
- 21 — hack
- 22 — hands-off landing
- 23 — happy walley
- 24 — hard hat
- 25 — hash
- 26 — hedgehop
- 27 — hedgehopper
- 28 — hellbomb
- 29 — high-altitude book-keeper
- 30 — hit the ceiling
- 31 — hit the deck
- 32 — hit the field
- 33 — hitting the silk
- 34 — hoick
- 35 — holiday
- 36 — homesick angel
- 37 — hop
- 38 — hop off
- 39 — horse down
- 40 — hot airplane
- 41 — hot box
- 42 — hot papa
- 43 — hot pilot
- 44 — hot seat
- 45 — hot target
- 46 — howgozit
- 47 — howler
- 48 — sit over an airfield
- 49 — sky rider
- 50 — sky wagon
- 51 — skyhook
- 52 — skyliner
- 53 — slipping service
- 54 — smoker
- 55 — snout
- 56 — solo hop
- 57 — soup
- 58 — soup weather
- 59 — spaceship
- 60 — spike it
- 61 — spill
- 62 — spin-in
- 63 — squawk
- 64 — squawk box
- 65 — squawk sheet
- 66 — squirt job
- 67 — stovepipe
- 68 — street
- 69 — stuff
- 70 — tablecloth
- 71 — tail-high landing
- 72 — tail-down landing
- 73 — test hop
- 74 — throttle jockey
- 75 — thrust cylinder
- 76 — torture chamber
- 77 — treetop flying
- 78 — umbrella man
- 79 — unlimited-unlimited
- 80 — upstairs
- 81 — washing machine
- 82 — washtub
- 83 — weaver
- 84 — wet and dry hookup
- 85 — whale
- 86 — whirlbird
- 87 — windmill
- 88 — yellow peril
- 89 — zero-zero

(K.D.)

- 1 — grupa samolotów w szyku rozczłonkowanym („stado” np. gęsi)
- 2 — hamulce aerodynamiczne („drzwi garażu”)
- 3 — pilot automatyczny
- 4 — awaryjny przenośny nadajnik
- 5 — pilot automatyczny
- 6 — wystartować („unieść się w górę”)
- 7 — odejść na drugi krąg („iść znowu dookoła”)
- 8 — lecieć z prędkością maksymalną (iść na pełnym gazie)
- 9 — wodować przymusowo („wpakować się w napój”)
- 10 — paliwo (turbinowe) („sok pędny”)
- 11 — start („iść w górę”)
- 12 — startować, wznosić się („wchodzić po schodach”)
- 13 — chmura pierzasta („kozia sierść”)
- 14 — doskonałe wykonanie lotu („dobry pokaz”)
- 15 — specjalna bomba zapalająca („bomba z sosem”)
- 16 — lot koszący („koszenie trawy”)
- 17 — mechanik, członek personelu naziemnego („smarująca mała”)
- 18 — osłona kabiny załogi („cieplarnia”)
- 19 — personel naziemny jednostki lotniczej („naziemne chwytaki”)
- 20 — samolot niesprawny, personel naziemny („świnia naziemna”)
- 21 — samolot („taksówka”; „pojazd wynajęty”)
- 22 — automatyczne lądowanie („lądowanie bez trzymania”)
- 23 — rejon chroniony silnym ogniem plot („szczęśliwa dolina”)
- 24 — helm ochronny („twardy kapelusz”)
- 25 — zakłócenia w odbiorze radarowym („bigos”, „mieszanina”)
- 26 — lot koszący („skakanie przez ogrodzenia”)
- 27 — lot koszący, lekki samolot („skaczący przez ogrodzenia”)
- 28 — bomba wodorowa („piekielna bomba”)
- 29 — nawigator („buchalter na dużych wysokościach”)
- 30 — wznosić się na pułap („trafić w sufit”)
- 31 — lądowanie na pokładzie lotnikowca („trafić w pokład”)
- 32 — wylądować („trafić w pole”)
- 33 — skok ze spadochronem („uderzenie w jedwab”)
- 34 — wznosić się stromo („podrywać”, „huzia”)
- 35 — fragment terenu opuszczony przy fotografowaniu („waka-cje”)
- 36 — samolot o dużej prędkości wznoszenia („nostalgiczny anioł”)
- 37 — przelot, atakować w powietrzu („skok”)
- 38 — wystartować („poderwać się”)
- 39 — nurkować („pognać w dół”)
- 40 — samolot szybki („samolot gorący”)
- 41 — komora spalania („gorące pudełko”)
- 42 — strażak na lotniskowcu („gorący tata”)
- 43 — pilot doświadczalny („gorący pilot”)
- 44 — fotel wyrzucany („gorący fotel”)
- 45 — ważny cel („gorący cel”)
- 46 — plan lotu

- 47 — wyjąca bomba, sygnalizator dźwiękowy („wyjec”, „byk”)
- 48 — wykonywać lot po kręgu lub w strefie oczekiwania („siedzieć nad lotniskiem”)
- 49 — pilot („jeżdżący po niebie”)
- 50 — samolot pasażerski, s. transportowy („powietrzny wóz”)
- 51 — sonda meteorologiczna, balon („hak powietrzny”)
- 52 — rejsowy samolot transportowy („powietrzny liniowiec”)
- 53 — zmiana załóg na linii lotniczej („służba z poślizgiem”)
- 54 — samolot kładący zasłonę dymną („palacz”)
- 55 — nos samolotu („ryj”, „pysk”, „morda”)
- 56 — lot samodzielny („skok solowy”)
- 57 — gęsta mgła, chmury, paliwo lotnicze („zupa”)
- 58 — pogoda mglista; p. chmurna („pogoda zupowa”)
- 59 — komora ciśnieniowa („statek kosmiczny”)
- 60 — lądować z dużą prędkością („przybić gwoździem”)
- 61 — upadek („rozlewać się”, „rozsywać się”)
- 62 — wchodzić w korkociąg, zderzyć się z ziemią w korkociągu („wkręcić się”)
- 63 — pokładowe urządzenie odzewowe („pisk”, „gęganie”)
- 64 — mikrofon i głośnik telefonu pokładowego zblokowane („piszcząca skrzynka”)
- 65 — raport techniczny załogi o stanie samolotu („arkusz narzekań”)
- 66 — samolot odrzutowy („strzykawka”)
- 67 — samolot odrzutowy („rura od pieca”)
- 68 — ciągły szereg „kominów” („ulica”)
- 69 — (całkowite) zachmurzenie („glinna”)
- 70 — warstwa chmur nad płaskimi wierzchołkami gór („obrus”)
- 71 — lądowanie na dwa punkty („lądowanie z ogonem wysoko”)
- 72 — lądowanie na trzy punkty („lądowanie z ogonem nisko”)
- 73 — lot próbny („próbny skok”)
- 74 — pilot („dżokej od przepustnicy”)
- 75 — silnik odrzutowy („cylinder dający ciąg”)
- 76 — symulator lotu („cela tortur”)
- 77 — lot koszący („łatanie po wierzchołkach drzew”)
- 78 — spadochroniarz („parasolarz”)
- 79 — doskonała widoczność („nieograniczona-nieograniczona”)
- 80 — niebo, powietrze, w powietrzu („po schodach w górę”, „na piętrze”)
- 81 — samolot do kontroli techniki pilotażu, s. dowódcy klucza („pralka”)
- 82 — samolot do kontroli techniki pilotażu („balia”)
- 83 — myśliwiec eskortujący („tkacz”)
- 84 — psychrometr („wilgotny i suchy połączone”)
- 85 — torpeda lotnicza („wieloryb”)
- 86 — śmigłowiec („wirujący ptak”)
- 87 — śmigło („wiatrak”)
- 88 — samolot szkolny („zółte niebezpieczeństwo”)
- 89 — zerowa widoczność — b. niskie chmury („zero-zero”)

(K.D.)

WCT/56/K/76

Wspomnienie o prof. F. Janiku

Franciszek Janik urodził się 7 lipca 1900 r. w Mszance koło Gorlic. Jego lotnicza droga życiowa zaczęła się w 1921 r., gdy jako 21-letni student drugiego roku studiów na Wydziale Mechanicznym Politechniki Lwowskiej — po bezskutecznych poszukiwaniach byłych członków Związku Awiatycznego Studentów Politechniki Lwowskiej — wyszperał w piwnicach uczelni archiwum tej organizacji i Związek Awiatyczny we Lwowie przywrócił do życia. Trzeba dodać, że student Janik był już wówczas znanym działaczem młodzieżowym, pełniącym funkcję członka zarządu w Towarzystwie Bratniej Pomocy i Kole Mechaników Politechniki Lwowskiej. Był również współzałożycielem Związku Młodzieży Wiejskiej Posiew we Lwowie i tamże — członkiem Towarzystwa Szkoły Ludowej. W Zarządzie Związku Awiatycznego Janik początkowo objął stanowisko sekretarza, zaś po dwóch latach został prezesem stowarzyszenia.

Po uzyskaniu dyplomu (w 1927 r.) inżynier Janik objął funkcję starszego asystenta przy Katedrach Mechaniki (prof. M. Hubera) i Aerodynamiki (prof. Z. Fuchsa), poświęcając się już odtąd pracom dydaktycznym i naukowo-badawczym. W 1928 r. zostaje zaangażowany do prac konstruktorskich w Instytucie Badań Inżynierii w Warszawie. Lotnicza działalność naukowa i doświadczalna znalazła uznanie profesorów Politechniki Warszawskiej — Czesława Witoszyńskiego i Gustawa A. Mokrzyckiego. Profesor Mokrzycki — jako dyrektor Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa — zaproponował inż. Janikowi objęcie pracy w Dziale Płatowców Instytutu. Pracował tam w latach 1930÷1937 początkowo na stanowisku samodzielnego pracownika naukowego, później zaś — kierownika tego działu.

W tym okresie — jako starszy asystent — inż. Janik współpracuje z lotniczymi Katedrami Politechniki Warszawskiej: Katedrą Statyki Lotniczej prof. M. T. Hubera (w latach 1931÷1932) i Katedrą Budowy Płatowców — prof. G. A. Mokrzyckiego (1932÷1935). Jest również wykładowcą statyki w Państwowej Szkole Lotniczo-Samochodowej (1935÷1937).

W latach 1937÷38 inż. Janik był kierownikiem działu odbioru w Lubelskiej Wytwórni Samolotów, a następnie — do wybuchu wojny — kierował Biurem Obliczeń w Państwowych Zakładach Lotniczych Wytwórni Płatowców nr 1 na Paluchu (na Okęciu) w Warszawie.

W okresie wojny — ewakuowany razem z pracownikami PZL do Rumunii — zgłosił się do polskiego lotnictwa wojskowego i został skierowany do fabryki lotniczej CAPRA w Paryżu (jako zastępca szefa Biura Studiów), zaś po upadku Francji, w okresie 1941÷1946, pracował jako szef Kontroli Technicznej w zorganizowanej przez Polaków fabryce samolotów THK pod Ankarą. Jednocześnie był konsultantem budowy samolotów na uniwersytecie w Stambule.

Po powrocie do kraju inż. F. Janik w latach 1947÷1959 był kierownikiem Zakładu Aerodynamiki w Instytucie Lotnictwa w Warszawie, będąc jednocześnie (przez kilka lat) wykładowcą aeronawigacji na Wydziale Lotniczym Politechniki Warszawskiej i Mechaniki w Szkole Inżynierskiej im. Wawelberga i Rotwanda. Po przyłączeniu tej szkoły do Politechniki Warszawskiej inż. F. Janik został samodzielnym pracownikiem naukowym, zaś w 1955 r. uzyskał tytuł docenta i prowadził zajęcia

na Wydziale Samochodów i Ciągników. W tymże czasie Minister Komunikacji mianuje go członkiem Państwowej Komisji Egzaminacyjnej początkowo dla pilotów cywilnych, zaś w okresie późniejszym — dla pilotów doświadczalnych. Jest również członkiem Komisji badania wypadków lotniczych. W 1957 r. inż. Janik otrzymał tytuł profesora nadzwyczajnego Politechniki Warszawskiej, a 1 stycznia 1961 r. profesor Janik został powołany na kierownika Katedry Mechaniki Ogólnej na Wydziale Maszyn Roboczych i Pojazdów.

Lecz student, inżynier i profesor Janik miał drugi nurt życia — było nim umiłowanie latania, działalności w lotnictwie i sportów powietrznych. Przez cały okres studiów pracował w Lwowskim Związku Awiatycznym, od 1930 r. był działaczem Aeroklubu Warszawskiego i kilkakrotnie — członkiem jego zarządu. Na krótko przed wojną był prezesem Aeroklubu Lubelskiego.

W 1931 r. rozpoczął w Warszawie szkolenie szybowcowe, w roku następnym uzyskał w Polichnie kategorię A i B, zaś w Bezmiechowej — C i w latach 1936/37 — kategorię D. Równocześnie inż. Janik w Aeroklubie Warszawskim w 1933 r. ukończył kurs pilotażu samolotowego i w 1935 r. — balonowego, zaś w Aeroklubie Lubelskim w 1937 r. uzyskał dyplom skoczka spadochronowego. Jak wynika z przytoczonych dat, inż. Franciszek Janik w 6 lat opanował wszystkie dyscypliny sportów powietrznych, stając się pierwszym w Polsce wszechstronnie wyszkolonym lotnikiem. Można dodać, że w tym czasie inż. Janik przeszedł w ITL kurs pilotów doświadczalnych, w 1 pułku lotniczym (1935÷1938) ukończył przeszkolenie pilota rezerwy, w sporcie — wprowadził w latach 1934÷1935 skoki balonowe (jumping), a wreszcie w 1949 r. ukończył kurs akrobacji dla instruktorów.

Jako pilot brał inż. Janik udział w wielu lotniczych zawodach samolotowych i balonowych: 5-krotnie w Krajowych Zawodach samolotowych i 2-krotnie w zawodach balonowych im. płk. Wańkowicza — zajmując w 1935 r. — I miejsce. Do historii światowego sportu lotniczego wpisał się dzięki trzykrotnemu uczestnictwu w Międzynarodowych Zawodach Balonowych im. Gordon-Bennetta. W zawodach tych, w 1938 r. (wspólnie z A. Januszem) odniósł zwycięstwo przelatując w koszu balonu z Brukseli do Troyan w Bułgarii.

Jako społeczny działacz lotniczy współpracował inż. Janik przy rozbudowie lotnictwa sportowego oraz organizowaniu krajowych i międzynarodowych zawodów; w latach 1938/39 i 1957 był instruktorem balonowym. W 1957 r. jest członkiem założycielem Klubu Seniorów Lotnictwa Aeroklubu PRL, przy czym zostaje wybrany do pierwszego zarządu Klubu. W roku następnym Aeroklub Warszawski obdarza profesora Janika godnością członka honorowego.

Wymieniając działalność społeczną Franciszka Janika trudno pominąć jego przedwojenną współpracę ze Związkiem Polskich Inżynierów Lotniczych (dobrze znanym pod symbolem — ZPIŁ) i Ligą Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej (LOPP). Zaś po wojnie — jego funkcje w Polskim Towarzystwie Astronautycznym i w Polskim Towarzystwie Mechaniki Teoretycznej i Stosowanej, gdzie był członkiem założycielem.

Obszerne jest dossier Franciszka Janika jako naukowca i teoretyka. Jeszcze jako

student interesował się rozkładem ciśnienia wokół budynków i nadzorował montaż tunelu aerodynamicznego na Politechnice Lwowskiej. Po objęciu w IBTL stanowiska kierownika Działu Płatowców zorganizował Sekcję Kontroli Obliczeń i opracował polskie Przepisy Budowy Samolotów. Inż. Janik wprowadził w nich (jako pierwszy) — zamiast dotychczas stosowanych przypadków obciążeń — krzywą wyrwania. Część z tych przepisów pt. *Wymagana wytrzymałość samolotu* obowiązywała w Instytucie przy obliczeniach sprzętu latającego i — jeszcze przez szereg lat po wojnie — posługiwali się nimi konstruktorzy i studenci.

W okresie 1933÷1937 inż. Janik sprawdził obliczenia 73 prototypów: 25 samolotów turystycznych, 9 — komunikacyjnych i 21 wojskowych, ponadto zweryfikował obliczenia 18 szybowców i motoszybowców, balonu zaporowego, balonu obserwacyjnego z napędem silnikowym oraz kabiny stratostatu Gwiazda Polski. W tym czasie ww. Sekcja pod kierunkiem inż. Janika przeprowadzała próby statyczne sprzętu. W PZL-WP.1 w ciągu roku (1938÷1939) inż. Janik brał udział w obliczeniach sześciu prototypów. Warto przypomnieć ich nazwy i przeznaczenie. Były to: samolot wywiadowczy LWS Mewa, lekki bombowiec Sum, bombowiec szturmowy, dwusilnikowy Lampart, myśliwiec — Kozub i Jastrząb oraz lekki pościgowiec Sokół.

W czasie wojny inż. Janik we francuskiej zakadach CAPRA projektował 2-silnikowy samolot myśliwski, zaś w Turcji w THK — współpracował przy obliczeniach prototypów trzech samolotów. Z większych prac podjętych dla Instytutu Lotnictwa po wojnie trzeba wymienić: montaż i uruchomienie małego tunelu aerodynamicznego (z unikalną samostateczną wagą jego projektu), nadzór nad budową dużego tunelu z wyregulowaniem strumienia i wyeliminowaniem pulsacji oraz kierownictwo prac przygotowawczych budowy tunelu naddźwiękowego. Opracował również projekt rozbudowy Zakładu Aerodynamiki i współpracował przy redakcji *Przepisów budowy sprzętu lotniczego*. Za działalność w lotnictwie sportowym Konferencja FAI w Barcelonie w 1960 r. nadała Franciszkowi Janikowi — rzadkie w skali światowej — odznaczenie w postaci Medalu Montgolfier'a. W latach sześćdziesiątych profesor Janik organizuje laboratorium analogii reoelektrycznej do badania przepływów potencjalnych, opracowuje metodę obliczeń profili laminarnych i wykonuje obliczenia wzorcowe dla szybowców.

W zakresie autorstwa dorobek profesora Janika składa się z 54 opublikowanych prac (wśród których znajduje się 6 książek, 4 podręczniki i 7 skryptów), 11 recenzji prac doktorskich i habilitacyjnych oraz 8 recenzji monografii i książek. O naukowym autorytecie profesora świadczą nie tylko drukowane prace i przyczynki, nie tylko jego udział w licznych krajowych konferencjach i międzynarodowych kongresach, lecz również poprowadzenie siedmiu przewodów doktorskich w wąskich dziedzinach wiedzy.

Pracowite i cenne dla kraju i nauki życie Franciszka Janika przerwała niespodziewana śmierć 27 grudnia 1975 r. Pozostały po nim: dla lotnictwa — jego dorobek naukowy i publikacje, dla organizacji społecznych — pamięć niestrudzonego działacza, dla przyjaciół — wspomnienie prawdziwego Człowieka — Lotnika — Naukowca.

W.Z.

GRZEGORZEWSKI J.

Luftfahrtinstitut — Halb-Jahrhundert im Dienst für die polnischen Flügel

Es ist 50 Jahre seit dem Luftfahrtinstitut begründet worden war und 30 Jahre seiner Tätigkeit in VRP. Im Artikel wurden der Tätigkeitsbereich, die Richtungen der Forschungsarbeiten und Erfolge des Instituts besonders in letzten 30 Jahren besprochen.

WAŚKOWSKI W.

Amerikanische Herstellerwerke von den Hubschraubertriebwerken. Teil II

Es wurde die Tätigkeit der amerikanischen General Electric Firma und ihre Stellung auf dem Markt von den Luftfahrttriebwerken besprochen. Beschreibung der jetzt von der Firma hergestellten T700-GE-700, T-58 und T-64 Triebwerke.

MALIŃSKI E.

Heute und Morgen der Kommando-Steuerungssysteme von den zivilen Hubschraubern

Faktoren, die den Hubschrauberbetrieb in den Instrumentenflug-Bedingungen erschweren. Ein Kommando-Fluggerät, des bedeutende Vorteile in der Hubschraubersteuerung und Fluganzeige, besonders in den ICM-Bedingungen, versichert. Die Doppelkanallösungen — ihre funktionellen Charakteristiken und Nutzbarkeit für die Hubschrauber.

BRODZKI Z.

Die Verminderungsmöglichkeiten des Luftwiderstandes von den Hubschraubern

Die anwendbaren Verbesserungen des Hubschrauberrumpfes, der Hauptrotornabe, des Fahrgestells und der anderen herausragenden Teile — die für die Widerstandsverminderung und für die Kraftstoffersparnis leiten.

Die Konzeption eines Kunstflug-Flugzeuges

Die Entwicklungsgeschichte und die Konstruktion des Flugzeuges, das am Cranfield Technischen Institut speziell für das britische Kunstflug-Ensemble projektiert worden war.

SMOLICZ T.

Der kontrollierter Anflug, als Grundstufe des Flugzeugführer-Trainings für die Landungen der II Kategorie

Grundannahme und Ergonomie des kontrollierten Anflugverfahrens, das eine höchsteffektive Besatzungszusammenarbeit während der Landung bei den niedrigen meteorologischen minima sich dargestellt. Die Tätigkeitsverteilung über die Besatzungsmitglieder des Flugzeuges während der sukzessiven Phasen des kontrollierten Anfluges.

RUCIŃSKI A.

Einfluss des Lufttransportes auf die Entwicklung von Warschau (2)

Es wurde die Funktion von Warschau im Landessiedlungssystem (als die Stadtglomeration Hauptstadt und Weltstadt) analysiert. Die Teilnahme des Luftverkehrs an dem warschauer Transportbetrieb von Heute und Zukunft. Notwendigkeit der Lufttransportentwicklung, die ein Grundfaktor der Region- und Stadtgestaltung wie auch der Industriebelebtheit ist.

GOŁĘDZINOWSKI A.

Einige Wirkungen der Schaufelblattverstärkung mit der Oberflächenreckung

Es wurde die verwendbaren Methoden der Oberflächenverstärkung von den Schaufelblatt beschrieben. Versuche über die Wirkung der technologischen Prozesse auf die physischen Eigenschaften von den Verdichterschaukeln.

SZCZECIŃSKI S., WIATREK R.

Wahl der Gestalt von dem Überflusskanal des Radialentstaubers

Annäherte Ermittlungsmethode der Grenzkerngrößen, die mit den Fliehkraften aus der Luftströmung ausgefällt sind. Rechnungsergebnisse für die Modellgestalt des Entstauberkanals. Anwendungsmöglichkeit der verschiedenen Formen von der Kanalseitenwand, die vom Standpunkt der Ausfällungsfähigkeit der Körner von der ergebnen Größe äquivalent sind.

GLASS A.

Die PZL P-6 und P-7 Jäger von Puławski

Die ersten grössen Erfolge des Puławski-Jägers waren: die Teilnahme an Paris-Salon (1930) und der Sieg in National Air Races (Cleveland 1931). Das erste reihengebautes Flugzeug von Puławski. Im Artikel wurden die Entwicklungsgeschichte beider Flugzeuge, wie auch Konstruktion und technische Daten beschrieben.

GRZEGORZEWSKI J.

Институт Авиации — пол века работы для польской авиации

Прошло уже 50 лет со дня начала работы Института Авиации и 30 лет его работы в Народной Польше. В статье указывается деятельность, направления научно-исследовательских работ и достижения Института, особенно в течение последнего 30-летия.

WAŚKOWSKI W.

Американские заводы вертолетных двигателей и выпускаемые ими двигатели. Часть II

Описание деятельности американской фирмы Дженерал Электрик и ее места на рынке авиадвигателей. Описание выпускаемых двигателей T-700-GE-700, T-58 и T-64.

MALIŃSKI E.

Сегодня и завтра систем командного управления гражданскими вертолетами

Факторы затрудняющие эксплуатацию вертолетов в условиях полета по приборам. Прибор для управления полетом — достоинства системы, особенно в условиях полета по приборам. Двухканальное решение — функциональные характеристики и пригодность на вертолетах.

BRODZKI Z.

Возможность уменьшения сопротивления вертолетов

Возможные модификации фюзеляжа, втулки несущего винта, шасси и других выступающих частей — ведущие к снижению сопротивления т.е. на пример к экономии топлива.

Компоновка самолета для пилотажных состязаний

История постройки и конструкция самолета, спроектированного в Техническом Институте в Кранфильд для Бриганской команды по пилотажу.

SMOLICZ T.

Контролируемый заход как начальная стадия тренировки летчиков до II категории посадок

Исходные положения и эргономия процесса контролируемого захода, как наиболее эффективного метода работы экипажа при посадках в сложных метеорологических условиях. Распределение функций среди экипажа во время очередных стадий захода.

RUCIŃSKI A.

Влияние воздушного транспорта на развитие Варшавы

Анализ роли Варшавы в системе населенности страны, как крупного городского центра, столицы и города международного значения. Современная и предполагаемая роль воздушного транспорта в обслуживании города. Необходимость развития воздушного транспорта как основного фактора развития данной части страны.

GOŁĘDZINOWSKI A.

Некоторые результаты повышения прочности поверхности лопаток поверхностным наклепом

Описание применяющихся методов поверхностного упрочнения пера лопатки. Исследование влияния технологических процессов на физические свойства лопаток компрессоров.

SZCZECIŃSKI S., WIATREK R.

Подбор формы канала радиального пылеочистителя

Приближенный метод определения величины частиц отбрасываемых силами инерции из поступающего воздуха. Результаты расчетов для определенной формы канала. Возможности решения формы стени канала и влияние этой формы на величину частиц.

GLASS A.

Истребители Пулавского PZL P-6 и P-7

Первым значительным достижением истребителя Пулавского являлось участие PZL P-6 в Парижском Салоне в 1930 г. и победа в состязаниях в Кливленд в 1931 г. Первым серийно выпускаемым самолетом Пулавского был PZL P-7. В статье описывается история развития обоих самолетов и дается описание конструкции и технические данные.



AN-30

Wysoką jakość zdjęć fotogrametrycznych zapewniają aparaty fotograficzne zainstalowane w samolocie AN-30.

W ciągu godziny lotu można wykonać zdjęcia powierzchni 5.000 km² co umożliwia sporządzenie mapy typograficznej w skali 1 : 200 000.

Zapas paliwa pozwala na wykonywanie zdjęć w ciągu 5 godzin.

Szczegółowych informacji o samolocie AN-30 udziela:
V/O AVIAEXPORT, Smolenskaja-Sennaja 32/34, 121200 Moskwa, ZSRR
Telefon: 244 26 86. Teleks: 7257. Adres telegraficzny: Moskwa Avlaexport



• V/O AVIAEXPORT •
• USSR • MOSCOW •

WILGA 35

PZL-104
Everywhere



AUSTRIA, BULGARIA, EGYPT, FGR, GDR,
GREAT BRITAIN, HUNGARY, INDONESIA, POLAND,
ROMANIA, SPAIN, VENEZUELA, USSR

Manufacturer:
Wytwórnia Sprzętu
Komunikacyjnego PZL - Okęcie
Al. Krakowska 110/114,
02-256 Warszawa, POLAND
Phone: 46-00-31;
Telex: 814649

 **PEZETEL**
POLAND

Exporter: PEZETEL
Foreign Trade Enterprise
of Aviation Industry
ul. Przemysłowa 26,
00-950 Warszawa, POLAND
PO Box 371, Cable: Pezetel,
Phone: 28-50-71; Telex: 813430