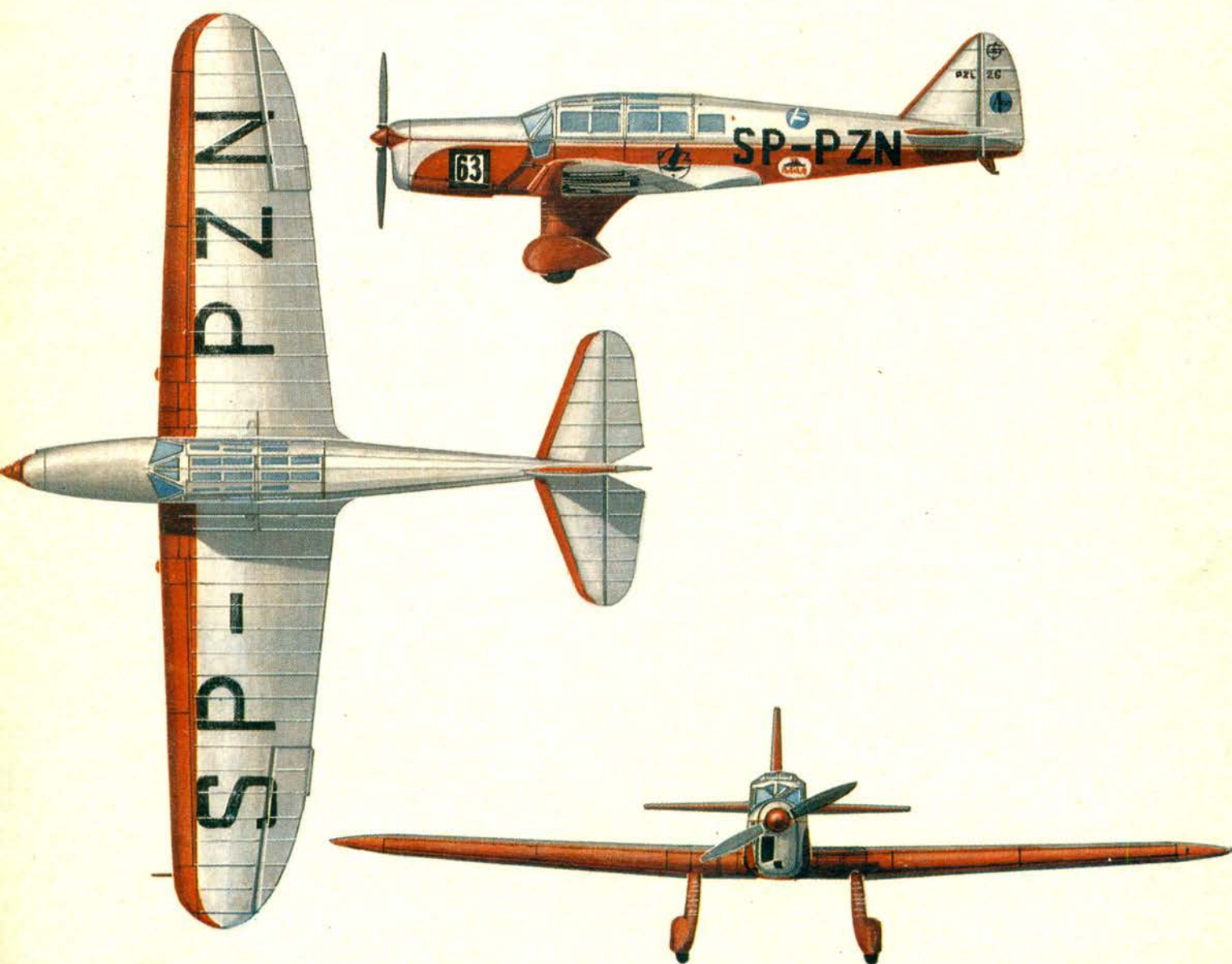


TECHNIKA

1975/4

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena 12 zł.-



● 1 ноября прошлого года Совет Государства ратифицировал конвенцию о борьбе с преступлениями против безопасности гражданской авиации.

● Проблеме содействия между авиапромышленностью Польши и СССР был посвящен имеющий место в ноябре визит советских министров: Министра Авиационной Промышленности П. Дементаева и Министра Гражданской Авиации Б. Бучасва. Советские гости были приняты премьер-министром П. Ярошевичем затем Министр Машиностроительной Промышленности Т. Вжашик подписал с Министрами СССР протокол, определяющий дальнейшее развитие польско-советского содействия в разработке авиационной техники.

● Как единственная из социалистических стран, Польша купила от НАСА (NASA), США, уникальный экземпляр спектрометра с компьютером. Спектрометр с двойным лазерным контролем, соединенный с миникомпьютером системы IBM-360 является бортовым оборудованием космического корабля "Аполлон" и применяется для навигационных измерений а также исследований поверхности Луны. Аппарат получил Институт Материаловой Инженерии в г. Кракове.

● Исследовательское Отделение ВСК-Свидник подало в Патентное Бюро в Варшаве изобретение под названием Лопасть Воздушного Винта или Несущего Винта.

Заявление зарегистрировано в подклассе 62a<sup>2</sup>, за № P.152752, опубликовано в № 2/1974 бюллетена Патентного Бюро ПНР.

● Исследовательско-Проектный Центр Планегизма в г. Бельско-Бяла подал в Патентное Бюро изобретение — колесо с тормозом, характерно тем, что тормозным диском является ступица колеса, снабженная фрикционными элементами.

Заявление получило номер P. 159425, и подклассе 62a<sup>3</sup> (Бюллетен Патентного Бюро № 3/1974 г.).

● Институт Авиации подал в Патентное Бюро изобретение под названием упругое крыло. Оно применяется для аппаратов летающих с назначительными поступательными скоростями — малых самолетов, транспортных планеров, и.т.п. Зарегистрировано в подклассе 62 b, № P. 162803 (Бюллетен П. Бюро № 6/1974 г.).

● Командование Войск Воздушной Обороны подало в Патентное бюро изобретение под названием Система Сигнализации Предупреждения.

Система предотвращает возникновение обстановки опасной с из-за возможности столкновения самолетов.

Зарегистрировано в подклассе 62a<sup>3</sup>, № P.161957 (Бюллетен П. Бюро № 8/1974).

● 11 и 12 декабря состоялась в Варшаве научно-техническая конференция по теме научных проблем конструкции и технической эксплуатации авиационной техники.

Это была уже вторая такая конференция, организована в честь XXX-летия ПНР — Институтом Авиационной Техники Военной Технической Академии им. Ярослава Домбровского. Научные работники ВТА представили свои научные достижения за последние три года.

● В г. Жешув в ближайшее годы будет организовано первое в странах СЭВ гражданское училище летчиков и технического персонала авиации. Предполагается, что комплекс объектов школы будет построен в течение 4 лет, стоимость составит ок. 300 млн. злотых.

● 50 тыс. фунтов стоил британский комплект аппаратуры для фотосъемки технической документации, который используется в ВСК-Свидник. Микрофотосъемка технической документации облегчает хранение чертежей что принесет прибыль 5 млн злотых в год.

● Польские парашюты типа SW-7 и SZ-73 из Легионова получают все большее признание. В течение прошлого года Чемпионата Мира в г. Шольнок их демонстрировала заводская команда, причем показ привлек значительное внимание наблюдателей из многих капиталистических стран.

● The People's State Council ratified on November 1, 1974, a convention on fighting illegal acts directed against the civil aviation safety.

● The last year's visit of the Soviet Minister of Aircraft Industry, P. Dementyev, and the Minister of Civil Aviation, B. Bugayev, was devoted to problems of co-operation between the aircraft industries of Poland and the Soviet Union. Our Soviet guests were received by Prime Minister P. Jaroszewicz. On November 16, Minister T. Wrzaszczyk signed a protocol containing the determinations of further development of the Polish — Soviet co-operation in the field of aeronautical engineering.

● Poland as the only country of the People's Republics purchased a unique copy of a spectrograph with a computer from the NASA. This spectrograph of double laser control, coupled with IBM-360 mini-computer, was part of the Apollo equipment and was used for both navigation measurements and exploration of the moon surface. The equipment was delivered for the Institute of Material Engineering of the Academy of Mining and Metallurgy in Kraków.

● The Pilot Plant of the WSK-Świdnik applied for a patent for a propeller or main rotor blade. The blade is made from glass-reinforced plastic. The patent application was registered under No. 152752, Cl. 62a<sup>2</sup> (Patent Office Bulletin No. 2/1974).

● The Experimental — Development Gliding Establishment at Bielsko-Biala applied for a patent for a wheel with a brake. The characteristic of the wheel assembly is that the wheel hub is at the same time the brake back plate provided with brake linings. The patent application was registered under No. 159425, Cl. 62a<sup>3</sup> (Patent Office Bulletin No. 3/1974).

● The Aviation Institute in Warsaw applied for a patent for a flex wing. The wing can be used for objects flying at low speeds like small airplanes, transport and hang gliders, convertiplanes, sailing boats and man-powered aircraft. The patent application was registered under No. 162803, Cl. 62 b (Patent Office Bulletin No. 6/1974).

● The Poland's Air Defense Command applied for a patent for a collision avoidance system which protects airplanes from midair collisions, particularly at night and in poor weather conditions. The patent application was registered under No. 161957, Cl. 62a<sup>3</sup> (Patent Office Bulletin No. 8/1974).

● Two interesting doctoral dissertations were defended at the Warsaw Technical University, Faculty of Electronics:

— J. Szymański, MSc(Eng) on "An Analysis of the Properties of Doppler Radar with a Tracking Filter";

— W. Czarnecki, MSc(Eng) on "An Analysis of the Accuracy of Speed Measurement with the Aid of Radar Speed Meter with Digital Memory".

● The scientific — technical conference on problems of the design and operation of aviation equipment was held between 11 and 12, 1974, in Warszawa. It was the second conference devoted to the above problems, organized by the Aeronautical Engineering Institute of the "Jarosław Dąbrowski Military Technical Academy.

● Rzeszów is expected to have the first civil flying school for training pilots and ground technical personnel in the CMEA countries.

● The WSK-Świdnik was provided with a set of equipment for microfilming the technical documentation, purchased in Great Britain for £. 50.000.

● Polish parachutes, type SW-5 and SZ-73, from the factory at Legionowo, are meeting with success. At the last year's world championships at Szolnok they were demonstrated by the factory team and the demonstration met with much interest.

Adres Redakcji:

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

Wydawca:

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

SPIS TREŚCI

	Str.
Setna rocznica urodzin Czesława Witoszyńskiego (Rozmowa z prof. dr inż. J. Bukowskim, przewodniczącym ZG NOT)	1
STATYSTYKA LOTNICZA: Produkcja śmigłowców i ich ceny	3
Z KRAJU — ZE ŚWIATA	6
J. Staszek: Co przyniosło Francji i Anglii opracowanie Concorde (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	8
W NASTĘPNYM NUMERZE	12
Z. Brodzki: Współczesne piasty wirników śmigłowcowych (CIEKAWE KONSTRUKCJE)	13
J. Kowalski: Uszkodzenia korpusów lotniczych pomp zębatych przez erozję kawitacyjną	16
KARTOTEKA TLiA	
PZL-106 Kruk	19
Saab AJ37 Viggen	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 35: Charakterystyki profili NACA 23015 i NACA 0012	23
W. Stafiej: Wyznaczanie współczynnika momentu pochylającego dla szybowca bez usterzenia na podstawie pomiarów w locie	25
J. Smoleński: Kierunki działania portów lotniczych. Część I (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	28
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Spadochron	31
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	32
A. Słodownik: Lotniskowe źródła zasilania (PROBLEMY LOT)	33
R. Świtkiewicz: Ulepszanie własności zmęczeniowych konstrukcji samolotu dzięki zastosowaniu struktur warstwowych klejonych. Część II	35
A. Glass: Samolot challenge'owy PZL-26	38
KSIĄŻKI LOTNICZE	40
Na okładce: samolot myśliwski Jak-1M — rys. A. Mickiewicz i A. Twarowski	



WYDAWNICTWA  
 CZASOPISM  
 TECHNICZNYCH NOT  
 Warszawa  
 Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**

mgr inż. Andrzej Glass

**Sekretarz Redakcji:**

Zofia Rubini

**Redaktorzy działowi:**

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

**Rada Programowa:**

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2, W-wa. Zam. 107/75. Nakład 3450+30 egz.  
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.  
**Konto PKO Warszawa nr 1-0-12107**

Papier druk. sat. kl. V. 70 g 61 X 85. B-84.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006/37909

STASZEK J.

**Consequence of Concorde Program to France and Great Britain**

This paper discusses technical and economic consequences of the Concorde program as an example of the leading role of the aerospace industry in technical advance. It gives achievements in the scope of technology, metrology, mechanical engineering production methodology and their utilization in other spheres of the national economy of France and Great Britain.

BRODZKI Z.

**Modern Helicopter Rotor Hubs**

A survey of modern helicopter rotors with regard to the kind of hub used is given. The most frequently introduced improvements in the construction of rotor hubs are described.

KOWALSKI J.

**A General Analysis of Defects of the Bodies of Aircraft Gear Pumps Due to Pitting Erosion**

A mechanical, chemical and mechanical — chemical theory of defects due to erosion is presented. A preliminary analysis of erosion destruction caused by pitting for gear pumps of aircraft hydraulic systems is discussed.

STAFIEJ W.

**Determination of the Pitching Moment Coefficient for a Glider without tail on the Basis of Measurements in Flight**

A method of successive approximations to determine the pitching moment coefficient, on the basis of the measurements of the elevator angle of a glider in flight, in states of longitudinal equilibrium, is presented. This method takes into account the effect of structure strains.

SMOLEŃSKI J.

**Directions of Activity of Airports (Part One)**

In this article, fifth from the series „Airports in Modern World” and based on J. V. Block’s book, the author analyses the scope of activity of an airport and characterizes its managing machinery.

ŚWITKIEWICZ R.

**Improvement in Fatigue Properties of Aircraft Structure Due to the Application of Bonded Sandwich Panels (Part Two)**

The author describes properties of bonded sandwich constructions, depending on the type of adhesive used. He makes a comparison between the fatigue limit of spar flanges bonded with WK-3 adhesive and integral spar flanges.

GLASS A.

**PZL-26 Airplane for 1934 Challenge**

The PZL-26, a development version of the PZL-19, was specifically built for the 1934 Challenge. Its construction is described and basic technical specifications given.





MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIX KWIECIEŃ 1975

T E C H N I K A

4

lotnicza

i A S T R O N A U T Y C Z N A

## Setna rocznica urodzin Czesława Witoszyńskiego (24.II.1875 r.)

**ROZMOWA Z PROF. DR INŻ. JERZYM BUKOWSKIM,  
PRZEWODNICZĄCYM ZG NOT**

— W dniu 24 lutego minęło sto lat od narodzin prof. Czesława Witoszyńskiego, jednego z najwybitniejszych uczonych techników polskich pierwszej połowy XX wieku. Z tej okazji warto przypomnieć zasługi czolowego naszego aerodynamika położone przy rozwoju polskiej nauki i techniki lotniczej. Pan Profesor jako współpracownik C. Witoszyńskiego mógłby nam pomóc w przypomnieniu tych zasług.

— Mówi Kolega o zasługach. Niewątpliwie, one się w rezultacie liczą. Chciałbym jednak w naszej rozmowie zarysować również niepospolitą osobowość Czesława Witoszyńskiego — inżyniera i uczonego.

— Czesław Witoszyński, z wykształcenia matematyk i inżynier, początkowo pracował jako konstruktor. Wkrótce jednak rozpoczął działalność dydaktyczną. Jaki był Jego dorobek na tym polu i jakie idee Mu przyswiecały?

— Studia matematyczne ukończył Witoszyński w 1897 r. na Uniwersytecie Petersburskim. W Sekcji Mechanicznej Fakultetu Technicznego Uniwersytetu w Leodium (Liège) otrzymał dyplom inżyniera w roku 1899. Do roku 1907 pracuje jako konstruktor w fabryce maszyn i konstrukcji stalowych p.f. *Borman i Szwede* w Warszawie. W 1907 r. zakłada wspólnie z kolegą z pracy fabrykę pomp p.f. *Brandel i Witoszyński*. Ten niewielki zakład pozwala Czesławowi Witoszyńskiemu na nieskrępowane wyżyć się w oryginalnych konstrukcjach pomp wirnikowych. Interesowały Witoszyńskiego również turbiny parowe. Znane jest interesujące rozwiązanie turbiny Jego konstrukcji. Wybuch I Wojny Świato-

wej praktycznie przerwał inżyniersko-przemysłową działalność Witoszyńskiego. Fabryka pomp, którą prowadził później inż. *Twardowski* (od 1915 r. wspólnik *Brandla* i Witoszyńskiego) pod swoją firmą (1920), stanowiła początek dzisiejszej *Warszawskiej Fabryki Pomp* — największego chyba w kraju zakładu w tej dziedzinie.

Zainteresowania teoretyczne ujawnione w pierwszych publikacjach na łamach *Przeglądu Technicznego* (1909) pociągały Witoszyńskiego do pracy dydaktycznej. Rozpoczął ją na terenie *Szkoły im. Wawelberga i Rotwanda* (1909), później w *Towarzystwie Kursów Technicznych* (kształcenie pracujących). Należy do grona organizatorów *Politechniki Warszawskiej* z polskim językiem wykładowym. Jest pierwszym dziekanem *Wydziału Budowy Maszyn* (1915/1916 do 1919/1920 tj. do czasu rozdzielenia się tego wydziału na dwa: *Mechaniczny* i *Elektryczny*). Prowadzi w miarę rozwoju *Wydziału* rysunek techniczny (Jego asystentami z tego czasu są przyszli profesoro- wie *Wydziału* — *H. Mierzejewski*, *K. Taylor*, *St. Łukasiewicz*), części maszyn, hydraulikę, turbiny wodne i pompy.

Po roku 1921 skoncentruje się na zagadnieniach mechaniki cieczy, a ściślej — aerodynamiki. Jego kolejne prace z tej dziedziny ukazały się w latach 1915, 1916, 1919, 1921. Daje się poznać jako pełen inicjatywy organizator, znakomity wykładowca, obdarzony twórczą dociekliwością i śmiałością w formułowaniu hipotez. W latach 1921÷1922 ukazują się wznawiane później skrypty Profesora z części maszyn, hydrauliki i maszyn wodnych (ten ostatni — przetłumaczony na język rosyjski i wydany drukiem w Moskwie — długo był popularnym podręcznikiem

w wyższych uczelniach technicznych w Związku Radzieckim).

Trzeba też wspomnieć o poczynaniach Witoszyńskiego w dziedzinie organizacji nauki. Należy do pierwszych 12 członków *Akademii Nauk Technicznych*, a przedtem do założycieli *Koła Inżynierów* przy *Politechnice Warszawskiej* (1919) przekształconego w 1921 r. w *Warszawskie Towarzystwo Politechniczne*.

— **Od kiedy Profesor Witoszyński związał się z lotnictwem i dlaczego kładł nacisk na rozwój krajowego przemysłu lotniczego? Jak wiemy, był m.in. współzałożycielem Podlaskiej Wytwórni Samolotów.**

— Udokumentowane daty zainteresowań Witoszyńskiego lotnictwem stanowią Jego prace: „*Teoria skrzydeł latawca*” (*Przegląd Techniczny* 1915), „*Wybór profilów lotniczych*” (*Lot* 1921), „*La mécanique des profils d'aviation*” (Paryż, Chiron 1924). Już wcześniej na Kongresie Mechaniki Stosowanej w Innsbrucku występuje Witoszyński po raz pierwszy na terenie międzynarodowym. Od roku 1920/21 organizuje na *Wydziale Mechanicznym* sekcję lotniczą (później oddział). Podejmuje budowę laboratorium aerodynamicznego w gmachu *Mechaniki*. Jego udział w założeniu *Podlaskiej Wytwórni Samolotów* to fragment, choć będzie się tym zakładem interesował i doprowadzi do zbudowania tam podręcznego tunelu aerodynamicznego, z którego mieli korzystać miejscowi konstruktorzy.

— **Prof. Witoszyński znany jest jako twórca Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie. Jaki był poziom wyposażenia laboratoryjnego Instytutu i jakie znaczenie odgrywał Instytut dla przemysłu lotniczego?**

— Budowa *Instytutu Aerodynamicznego* przy *Politechnice* w Warszawie rozpoczęła się latem 1925 r. W roku 1927 nastąpiło uroczyste otwarcie. Witoszyński pisze w 1945 r. w memoriale do *Ministerstwa Oświaty* apelując o odbudowę *Instytutu*: *Instytut Aerodynamiczny powstał w Warszawie w roku 1926. Jego powstanie poprzedziły długie spory i dysputy, podczas których panowała atmosfera dla Instytutu nieprzychylna. Było wtedy wielu ludzi, nawet pośród lotników, którzy nie rozumieli jego potrzeby. Pomimo to IA powstał w tempie bardzo szybkim, korzystając w dużej mierze z zasiłków społecznych, mianowicie od lata 1925 do jesieni 1926.*

W roku 1935 nastąpiła rozbudowa *Instytutu*, który przed wybuchem wojny rozporządzał kilkoma tunelami aerodynamicznymi, zatrudniał personel w liczbie około 100 osób i był wyposażony na poziomie przodujących w tym czasie placówek europejskich. Mogę z całym przekonaniem stwierdzić, że formy współpracy *Instytutu* z biurami konstrukcyjnymi, skuteczność tej współpracy, mogłyby dziś służyć jako model wzorowego powiązania placówki badawczej z przemysłem. Osiągnięte wówczas wyniki potwierdzają słuszność tego stwierdzenia.

— **Czy Pan Profesor jako uczestnik wielu prac Instytutu Aerodynamicznego mógłby przypomnieć wkład prof. Witoszyńskiego i Instytutu w rozwój samolotów challenge'owych, np. RWD-6 i RWD-9?**

— Nie tylko RWD-6 i RWD-9, ale również PZL-19 tej samej klasy challenge'owej przyniosły nam w połowie lat trzydziestych dominację w tej kategorii samolotów. To znów tylko fragment współpracy *Instytutu* pod kierownictwem Profesora Witoszyńskiego z przemysłem lotniczym. Trzeba pamiętać, że opracowanie aerodynamiczne wszystkich samolotów polskiej konstrukcji odbywało się przy czynnym współudziale i doradztwie pracowników *IA*. Studium aerodynamiczne nowych konstrukcji obejmowało szeroką problematykę — od optymalizacji kształtów do badań stateczności i mechanizacji skrzydła.

— **Jaki był udział prof. Witoszyńskiego w stworzeniu całej serii profili lotniczych IAW (tzn. Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie) oraz hamulców (interceptorów) aerodynamicznych IAW, zastosowanych na szybowcu Orlik?**

— Proponuję pominąć pytanie i odpowiedź. To są szczegóły. Profilami lotniczymi zajmował się Witoszyński raczej w swoich pracach teoretycznych.

— **Do znanego dorobku Instytutu Aerodynamicznego należą badania śmigieł lotniczych. Jaki był związek między tymi badaniami a pracami teoretycznymi prof. Witoszyńskiego na ten temat?**

— Śmigłom poświęcał Profesor Witoszyński zawsze dużo uwagi. We wczesnych latach trzydziestych polecił mi skonstruowanie urządzenia pomiarowego do badania modeli śmigieł w dużym tunelu *IA*. Interesował się potem programem badań. Godny uwagi będzie fakt, że ostatnia praca Witoszyńskiego, którą wydałem już po śmierci Profesora (1948) jako zeszyt VIII prac *Instytutu* (1949), nosi tytuł „*Śmigło*” i była najpełniejszą, ze znanych mi, syntezą teorii strumieniowej i teorii elementarnej (*Drzewieckiego*), przydatną nie tylko do projektowania, lecz także sporządzenia charakterystyk aerodynamicznych śmigieł. Praktycznym rozwinięciem teorii śmigła podanej przez Profesora Witoszyńskiego we wspomnianej pracy zajmowali się prof. St. Kuczewski i prof. W. Prosnak.

— **Szczególnym zainteresowaniem prof. Witoszyński darzył teorię skrzydła. Co należy do najbardziej trwałego Jego dorobku w tej dziedzinie?**

— Niewątpliwie rozwinięcie, a raczej modyfikacja teorii *Zukowskiego*, objaśniającej powstawanie siły nośnej i pozwalającej określić tę siłę. Na gruncie swojej teorii, która wywołała zresztą w końcu lat dwudziestych żywą polemikę, Witoszyński otrzymał wyniki daleko bliższe wynikom doświadczeń, niż na to pozwalała teoria *Zukowskiego*. Przy rozwiniętej obecnie technice numerycznej renesans teorii Witoszyńskiego ma moim zdaniem duże szanse.

— **Z jakimi ludźmi nauki z Polski i z zagranicy utrzymywał bliższy kontakt?**

— Z Polaków przebywających za granicą wymienić należy w pierwszym rzędzie inż. *Stefana Drzewieckiego* (Francja) i profesora *F. Pawłowskiego* ze Stanów Zjednoczonych, którego uczeń *M. J. Thompson* doktoryzował się u prof. Witoszyńskiego we wczesnych latach trzydziestych. Spośród głośniejszych aerodynamicznych należy na pierwszym miejscu wy-

mienieć *L. Prandtla* (w roku bieżącym obchodzi się uroczyste 100-lecie jego urodzin), ale również *T. V. Kármána* i *Ackereta*.

Z Francuzów — utrzymywał Witoszyński kontakt z *prof. Toussaint* i *prof. Roy*. Bliski kontakt miał profesor z uczniem Toussainta, *profesorem E. Carafoli* z Rumunii. Żywa przyjaźń łączyła Witoszyńskiego z czołowym aerodynamikiem włoskim starszego pokolenia, *gen. Crocco*. Szerokie uznanie (m. in. przez Pawłowskiego i Thompsona, ale również przez kontakty osobiste w czasie kongresów międzynarodowych, w których uczestniczył) zdobył sobie Witoszyński wśród uczonych za oceanem. Od chwili utworzenia w Stanach Zjednoczonych *Institute of the Aeronautical Sciences* jest jego członkiem, zyskując w rządzie czołowych aerodynamików najwyższy stopień członkostwa tej instytucji. Prace Witoszyńskiego były znane i cenione w Związku Radzieckim, mimo braku w tym czasie osobistych kontaktów naukowych z uczonymi tego kraju.

Z uczonych polskich szczególnie bliskie więzy łączyły Witoszyńskiego z *prof. M. T. Huberem* (mawiał: *Huber to jest prawdziwy profesor*), *prof. B. Stefanowskim*, *prof. K. Żórawskim*. Ogólnie lubiany i ceniony cieszył się szeroką sympatią kolegów i uczniów.

— **Jaki był prof. Witoszyński jako człowiek, m. in. w kontaktach ze współpracownikami i studentami?**

— Rozpocząłem już właściwie odpowiedź na to pytanie. Pragnę mocno podkreślić ważną cechę charakteru Witoszyńskiego: sprawiedliwość w ocenianiu ludzi, brak jakichkolwiek uprzedzeń wynikających z postronnych inspiracji. Dotyczyło to tak samo studentów jak i współpracowników. Prosty w obęjściu — jednakowo uprzejmy dla naszych pracowników warsztatu jak i odwiedzających go dygnitarzy. Profesor nie lubił opuszczać terenu *Instytutu*. Wyjątkowo tylko brał udział w odświeżających ceremoniach. Nie lubił reprezentacji. Plotka głosiła, że odmówił w latach trzydziestych wyboru na *Rektora PW*, gdyż już wtedy wprowadzone były tugi, które uważał za śmieszny przeżytek. Zapytany kiedyś w ostatnich latach życia przeze mnie, jak to było naprawdę, powiedział: *Nie to zdecydowało — po prostu ten wybór przyszedł za późno*. Motywacja oficjalnej odmowy — wyjazd roczny na zaproszenie ze Stanów Zjednoczonych, który zresztą nie doszedł do skutku.

— **Jak została upamiętniona działalność prof. Witoszyńskiego, np. w postaci wydawnictw, tablic pamiątkowych itp.?**

— Prace wybrane Czesława Witoszyńskiego zostały wydane staraniem *Polskiej Akademii Nauk* w roku 1957 przez *Komisję* pod moim przewodnictwem. Trzech sławnych uczonych techników zostało w ten sposób uczczonych w tym czasie: *M. T. Huber*, *W. Krukowski* i *Cz. Witoszyński*. Tablica pamiątkowa poświęcona Czesławowi Witoszyńskiemu wbudowana została w latach sześćdziesiątych przy wejściu do pierwszego gmachu *Aerodynamiki*. Trwałym i godnym ojca polskiego lotnictwa uczczeniem Jego pamięci będzie restytucja *Instytutu Aerodynamicznego* w *Politechnice Warszawskiej*, którego brak po zniesieniu samodzielnej katedry jest oczywistym błędem. Instytut ten powinien nosić imię Czesława Witoszyńskiego.

Rozmowę prowadził: *A. Glass*

## Statystyka lotnicza

### Produkcja śmigłowców i ich ceny

Wytwórnia i typ	1961	1962	1963	1964	1965	1966	1967	1968	1969	1970	1971	1972	1973	Wyprodukowano [szt.] (do roku)	Cena [tys. \$dł.] (rok)
<b>FRANCJA</b>															
SA318C - Alouette 2	120	100	100	100	60	80	110	110	110	105	43	65	156	1285 (1974)	150 (1971)
SA315B Lama					70	75	80	95	95	100	110	93	237	108 (1974)	205 (1974)
SA316c/SA319B Alouette 3	38	60	60	60	4	4	3	10	18	25	71	67	62	1152 (1974)	950 (1971)
SA330C/F Puma					4	4	6	6	6	6	6	6	8	261 (1974)	1375 (1966)
SA321A/G/J Super Frelon					5	5	6	6	6	6	6	6	8	54 (1974)	205,3 (1974)
SA341 Gazelle												17	50	477 (1974)	600 (1974)
SA - 360 Dauphin												1	1		
Ogółem produkcja	158	160	160	160	139	144	198	229	229	238	228	249	514		
<b>JAPONIA</b>															
Bell: 47G - 4 (Mitsui i Kawasaki)	16	10	11	5	9	7								58 (1966)	41,1 (1959)
204 (UH - 1 B) Fuji		4	4	8	10	10	10	10	10	15	15	15	15	126 (1974)	
KH - 4			6	20	20	20	20	20	20	20	20	20	8	194 (1974)	
Boeing - Vertol KV - 107 Kawasaki	2				6	10	10	10	10	10	10	10	10	88 (1974)	2250 (1971)
Hughes 369												15	15	54 (1974)	
Sikorski: S - 61 (SH - 3) Kawasaki		11	2	4	4	4	4	4	4	4	4	4	6	51 (1974)	
S - 62 Kawasaki		2	4	2	3	1								12 (1966)	
Ogółem produkcja	18	27	27	39	52	52	44	44	44	49	49	64	54		
<b>RFN</b>															
Boikow Bo - 105												40	70	110 (1974)	308,5 (1974)
Dornier - Bell 205 (UH - 1)					25	20	30	40	40	50	50	50	50	352 (1974)	
Dornier CH - 53G Sikorski											10	20	40	70 (1974)	
Ogółem produkcja					25	20	30	40	40	50	60	110	100		

## Statystyka lotnicza

c. d.

Wytwórnia i typ	1961	1962	1963	1964	1965	1966	1967	1968	1969	1970	1971	1972	1973	Wyprodukowano [szt.] (od roku)	Cena [tys. dol.] (rok)
<b>WIELKA Brytania</b>															
Bristol 171 Sycamore	45	45	45	45	45	10	—	—	—	—	—	—	—	235 (1967)	621,6(1960)
Westland: Belvedere	10	10	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	3	150 (1974)	700 (1974)
Lynx Mk. 1,2	—	—	—	—	—	—	—	—	1	16	20	20	20	132 (1966)	1680 (1971)
Sea King (SH-3D)	—	—	30	30	30	30	65	15	—	—	—	—	—	100 (1968)	213,6(1964)
Scout	—	12	—	—	20	20	10	5	—	—	—	—	—	100 (1974)	43,2(1964)
Sioux (Bell-47G)	—	—	6	30	30	30	30	15	5	5	5	5	4	100 (1974)	213,6(1964)
Wasp	20	30	30	30	30	30	30	15	15	—	—	—	—	215 (1970)	600 (1965)
Wessex (S-58)	35	35	35	35	35	35	—	—	—	—	—	—	—	210 (1967)	187,6(1964)
Whirlwind (S-55)	110	122	136	150	180	180	35	20	21	21	25	26	27		
Ogółem produkcja															
<b>WŁOCHY</b>															
Agusta: A. 109	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	1	1	300 (1974)	400 (1974)
AB 205	—	—	—	—	—	—	—	50	50	50	50	50	50	700 (1974)	360 (1969)
AB 206B	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	100	300	300	25 (1974)	
AB 212	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	5	10	10	55 (1974)	
AS-SH-3D (HH-3F)	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	5	25	25	1100 (1972)	
Bell-47	90	90	50	50	40	50	120	150	150	150	150	15	15	290 (1974)	263 (1964)
Bell-204B	—	—	40	40	40	30	30	20	20	29	20	15	15	10 (1973)	37,9(1967)
Bell-Marchetti SH-4	—	—	—	—	—	—	—	—	—	5	5	—	—		
Ogółem produkcja	90	90	90	90	80	80	150	220	220	225	335	401	401		
<b>USA</b>															
Bell (cywilne):															
47G, J-2/3/4/5	104	120	140	88	107	164	225	177	99	95	91	...	...	10000 (1972)	67,9(1966)
204B	—	1	13	8	16	20	32	—	—	—	1	—	—	91 (1972)	
205A	—	—	—	—	—	—	12	27	49	23	13	...	...	124 (1972)	440,0(1974)
206A Jet Ranger	—	—	—	—	—	—	113	180	136	138	129	170	170	1060 (1973)	185,0(1974)
212	—	—	—	—	—	—	—	—	3	3	21	27	25	100 (1974)	615,0(1974)
Razem cywilne	104	121	153	96	123	184	382	384	307	259	255	197	195		
Wojskowe:															
OH-13H/S/T	421	—	25	164	184	146	48	151	110	36	10	...	...	898 (1972)	106,6(1972)
OH-58 Kiowa	—	—	—	—	—	—	—	—	200	500	500	500	500	2200 (1974)	259,0(1972)
UH/TH-1A/B/C/H/L/N	262	158	306	310	268	390	447	1225	1102	996	453	100	20	4900 (1974)	422,9(1972)
AH-1G/J	—	—	—	—	—	—	109	420	191	150	104	...	20	980 (1972)	279,3(1962)
UH-1D/E/F/H	—	—	36	241	506	1031	1007	18	6	—	—	—	—	2845 (1970)	
Razem wojskowe	683	158	367	715	958	1567	1611	1814	1609	1682	1067	600	540		
Ogółem produkcja firmy Bell	787	279	520	811	1081	1751	1993	2198	1916	1941	1322	797	735		
Boeing - Vertol:															
Cywilne:															
BV-44/43	29	1	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—		1100 (1971)
BV-107	—	4	3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—		
Razem cywilne	29	5	3	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—		
Wojskowe:															
CH/CH-46A/D/F	—	4	6	19	59	113	107	94	70	94	58	...	...	624 (1972)	811,0(1969)
CH-47 A+C	—	6	34	39	67	141	129	126	60	40	34	37	...	713 (1973)	
CH-119/A	—	—	2	8	8	—	—	—	—	—	—	—	—	18 (1966)	
HKP-4	—	—	—	5	8	—	—	—	—	—	—	—	—	13 (1965)	
Razem wojskowe	—	10	47	74	134	254	236	220	130	134	92	37	—		
Ogółem produkcja firmy Boeing-Vertol	29	15	50	74	134	254	236	220	130	134	92	37	—		



## Statystyka lotnicza

Wytwórnia i typ	1961	1962	1963	1964	1965	1966	1967	1968	1969	1970	1971	1972	1973	Wyprodukowano [szt.] (do roku)	Cena [tys. dol.] (rok)
Fairchild															
Cywilne:															
12/EL-4	196	54	34	34	73	23	9	2	—	—	—	—	—	229 (1972)	120,0(1974)
FH-1100	—	—	—	—	—	3	44	62	85	40	18	...	—	252 (1972)	—
Razem cywilne	196	54	34	34	73	26	53	64	85	40	18	—	—	—	—
Wojskowe:															
OH-23D/F/G	320	157	80	140	202	...	...	...	...	...	...	...	...	579 (1966)	—
OH-5A	—	—	5	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Razem wojskowe	320	157	85	140	202	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Ogółem produkcja firmy Fairchild	516	211	119	174	275	26	53	64	85	40	18	—	—	—	—
Hughes															
Cywilne: 200	17	89	163	46	23	—	—	—	—	—	—	—	—	69 (1966)	31,5(1966)
269-A	—	—	—	11	11	11	11	11	11	11	11	11	...	368 (1973)	24,8(1966)
300	—	—	—	—	—	—	—	—	65	75	83	26	—	249 (1973)	129,0(1974)
Razem cywilne	17	89	163	178	115	73	59	68	119	160	148	57	—	—	—
Wojskowe:															
300 M	—	—	—	—	—	—	3	15	21	33	24	—	...	96 (1972)	31,5(1966)
500 M	—	—	—	—	—	—	—	12	53	15	17	...	...	97 (1972)	99,0(1969)
OH-6A	—	—	—	—	5	7	188	743	352	193	...	...	...	1488 (1972)	72,8(1967)
TH-55A	—	—	—	10	82	249	280	122	49	...	...	...	...	792 (1972)	33,3(1968)
Razem wojskowe	—	—	—	10	87	256	471	892	475	241	41	—	—	—	—
Ogółem produkcja firmy Hughes	17	89	163	188	202	329	530	960	594	401	189	57	—	—	—
Kaman															
HH-43 B/F	109	43	40	24	11	5	...	6	—	—	—	—	—	238 (1969)	210,0(1971)
UH-2A + C	40	39	55	46	—	—	12	15	15	15	...	—	...	237 (1971)	340,0(1970)
Ogółem produkcja firmy Kaman	149	82	95	70	11	5	12	21	15	15	—	—	—	—	—
Lockheed															
AH-56A	—	—	—	—	—	—	4	6	—	—	—	—	—	10 (1967/68)	3876 (1967)
XH-51/N	—	1	—	2	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Ogółem produkcja firmy Lockheed	—	1	—	2	—	—	4	6	—	—	—	—	—	—	—
Sikorsky															
Cywilne:															
S-61L	—	4	8	—	1	—	1	—	—	1	—	15	15	45 (1974)	644,0(1960)
S-61N	—	1	3	7	4	6	1	2	4	5	3	—	—	36 (1972)	1225,0(1971)
S-62A	17	5	7	5	4	4	1	3	3	2	3	—	—	54 (1972)	378,0(1970)
S-64	—	2	1	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	545,0(1970)
Razem cywilne	17	12	19	12	9	10	3	5	7	8	6	15	15	—	—
CH/HH-53A/B/C/D/G	—	—	—	3	7	36	46	48	58	61	60	...	...	319 (1972)	1710,0(1967)
CH-54C	—	—	—	6	—	2	20	15	5	14	9	...	...	71 (1972)	—
HH-52A/F	—	—	—	8	14	10	12	18	22	11	...	...	...	99 (1972)	—
UH/HH-34D/F	371	94	76	—	—	—	—	—	—	2	—	—	—	541 (1964)	248,0(1964)
S-65-C-30	—	—	—	—	—	—	—	—	—	2	2	14	...	18 (1972)	—
S-65	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
SH/CH-3A + F	79	65	50	48	57	48	50	63	40	35	10	10	...	55 (1973)	1700,0(1964)
Razem wojskowe	450	159	130	65	78	106	128	144	127	125	93	10	—	—	—
Ogółem produkcja firmy Sikorsky	467	171	149	77	87	116	131	149	134	133	99	25	15	—	—
Ogółem produkcja firm USA	1965	768	1096	1396	1790	2481	2959	3618	2874	2664	1720	916	750	—	—
Ogółem produkcja	2341	1167	1509	1835	2266	2957	3412	4148	3428	3245	2417	1766	1916	—	—

## z kraju

## POLSKA

● Z dniem 14 grudnia 1974 r. Ministrem Nauki, Szkolnictwa Wyższego i Techniki został *gen. dyw. Sylwester Kaliski*, były komendant Wojskowej Akademii Technicznej. Prof. dr hab. S. Kaliski wiele lat kierował pracownią teorii drgań i fal oraz prowadził czasopismo *Proceedings of vibration problems*. Jako poseł na Sejm jest przewodniczącym Komisji Nauki i Postępu Technicznego.

● *Profesor dr Jan Kaczmarek*, pełniący ostatnio czynności ministra i sekretarza Polskiej Akademii Nauk, z dniem 1 stycznia br. w nowej kadencji władz PAN objął wyłącznie funkcję sekretarza naukowego tej instytucji.

Na miejsce wiceministrów prof. dr L. Kasprzyka i mgr dr. T. Podgórskego, jako podsekretarze stanu w Ministerstwie Nauki, Szkolnictwa Wyższego i Techniki zostali powołani: rektor AGH — prof. dr hab. R. Ney i zastępca komendanta WAT — dr inż. W. Kujawski.

● 14 listopada ub. r. Rada Państwa ratyfikowała konwencję o zwalczaniu niebezpiecznych czynów skierowanych przeciwko bezpieczeństwu lotnictwa cywilnego.

● Zagadnieniem współpracy między przemysłami lotniczymi Polski i ZSRR poświęcona była wizyta radzieckich ministrów Przemysłu Lotniczego P. Dementiewa i Lotnictwa Cywilnego B. Bugajewa, która odbyła się w listopadzie ub. r.

Goście radzieccy zostali przyjęci przez premiera P. Jaroszewicza, po czym 16.XI minister Przemysłu Maszynowego T. Wrzaszczyk podpisał z ministrami ZSRR protokół zawierający ustalenia dotyczące dalszego rozwoju współpracy polsko-radzieckiej w zakresie techniki lotniczej.

● Na zakończenie pobytu w ośrodku NASA w Houston astronauta *gen. T. Stafford* wręczył E. Gierkowi kopie polskiej flagi, która została zawieszona na Księżycu przez załogę statku Apollo 17.

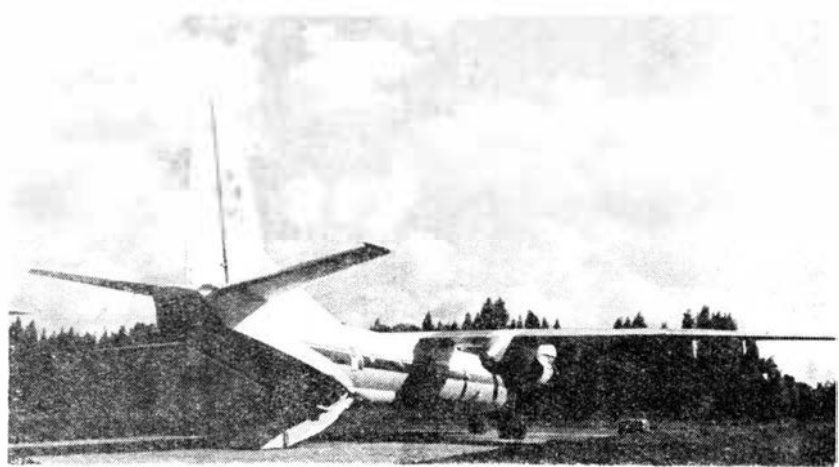
I sekretarz KC PZPR oświadczył, że przyjmuje dar jako symboliczne uznanie wkładu Polaków do utworzenia drogi w Kosmos. Dar ten został przekazany do Muzeum Techniki w Warszawie.

● Jako jedyny kraj wśród KDL, Polska nabyła od NASA unikalny egzemplarz spektrometru z komputerem. Spektrometr o podwójnej kontroli laserowej, połączony z minikomputerem systemu ABM-350, stanowił wyposażenie pokładowe Apolla i był używany zarówno do pomiarów nawigacyjnych, jak i badania powierzchni Księżyca. Aparaturę tę otrzymał Instytut Inżynierii Materiałowej Akademii Górniczo-Hutniczej w Krakowie.

● Zakład Doświadczalny przy Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku zgłosił do Urzędu Patentowego w Warszawie wynalazek p.n. łopata śmigła lub wirnika nośnego. Łopata jest wykonana ze sztucznej żywiccy, wzmocnionej włóknem szklanym. Zgłoszenie zarejestrowane w podklasy 62a<sup>3</sup>, pod nr P.152752, zostało opublikowane w nr 2/1974 Biuletynu Urzędu Patentowego PRL.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Szybownictwa w Bielsku-Białej zgłosił do opatentowania jako wynalazek — koło z hamulcem. Zespół jest znamienny tym, że tarczą hamulcową jest sama piasta koła, zaopatrzona w elementy cienne. Zgłoszenie otrzymało nr P. 159425, w podklasy 62a<sup>3</sup> (Biuletyn Urz. Pat. nr 3/1974).

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do Urzędu Patentowego wynalazek p.n. skrzydło sprężyste. Skrzydło takie ma zastosowanie do obiektów latających z małymi prędkościami, a więc do małych samolotów, do szybowców transportowych i podwieszanych, zmiennopłatów, żaglółóżgów i mięsni-



Samolot transportowy An-26

Fot. Mieczysław Łoza

lotów. Zgłoszenie zarejestrowano w podklasy 62b pod nr P.162803 (Biuletyn Urz. Pat. nr 6/1974).

● Dowództwo Wojsk Obrony Powietrznej Kraju zgłosiło do opatentowania wynalazek p.n. układ sygnalizacji ostrzegawczej. Układ ten zabezpiecza statki powietrzne przed powstawaniem sytuacji kolizyjnych podczas lotów, zwłaszcza nocą i w złych warunkach atmosferycznych. Zgłoszenie zarejestrowano w podklasy 62a<sup>3</sup> pod nr P.161957 (Biuletyn Urz. Pat. nr 8/1974).

● Na Wydziale Elektroniki Politechniki Warszawskiej zostały obronione dwie interesujące rozprawy doktorskie: *mgr inż. J. Szymańskiego* pt. Analiza własności radaru dopplerowskiego z filtrem śledzącym i praca *mgr inż. W. Czarneckiego* pt. Analiza dokładności pomiaru prędkości przy pomocy radarowego miernika prędkości z cyfrowym układem pamięciowym. Promotorem obydwu prac był prof. dr inż. St. Stawiński.

● W dniach 11 i 12 grudnia ub. r. odbyła się w Warszawie, na Bemowie, konferencja naukowo-techniczna na temat naukowych problemów konstrukcji i technicznej eksploatacji sprzętu lotniczego. Była to już druga konferencja poświęcona tym zagadnieniom, a zorganizowana przez Instytut Techniki Lotniczej Wojskowej Akademii Technicznej im. Jarosława Dąbrowskiego dla uczczenia XXX-lecia PRL.

Naukowcy WAT zaprezentowali swój ogromny dorobek naukowy, zgromadzony w ciągu trzech lat, które minęły od daty I Konferencji. Dorobek ten, ujęty w referatach w specjalnym wydawnictwie, został omówiony przez autorów na konferencji i zilustrowany za pomocą rzutnika podstawowymi wzorami, wykresami, tabelami i rysunkami. Prace naukowe obejmowały następujące dziedziny:

- dynamikę i stateczność konstrukcji lotniczych (12 referatów),
- filtrację powietrza wlotowego silników turbinowych (5 referatów),
- obciążenia cieplne silników spalinywych (8 tematów),
- eksploatację i technologię sprzętu lotniczego (14 tematów),
- wyposażenie pokładowe i układy sterowania samolotu (8 tematów),
- zagadnienia organizacyjne (2 tematy).

Ten piękny dorobek jest dziełem kilku katedr wojskowych i około 40 inżynierów, będących głównymi autorami prac Instytutu Techniki Lotniczej WAT. Trzeba dodać, że w wielu przypadkach ci sami naukowcy są twórcami lub inspiratorami wielu opracowań technicznych.

W Konferencji wzięło udział ok. 100 osób, przy czym po wyczerpaniu każdej grupy tematycznej odbywała się dyskusja, niejednokrotnie wnosząca nowe przyczynki do zreferowanych opracowań.

● Wyższa Szkoła Inżynierska w Rzeszowie przemianowana została w nowym roku akademickim na Politechnikę Rzeszowską im. Ignacego Łukasiewicza. Uczelnia ta posiada, jak wiadomo, Instytut Lotnictwa, kształcący kadrę inżynierską dla potrzeb przemysłu lotniczego.

● W Rzeszowie ma powstać w najbliższych latach pierwsza w krajach RWPG cywilna szkoła pilotów i technicznego personelu naziemnego lotnictwa. Planuje się wzniesienie kompleksu obiektów szkoły w ciągu czterech lat kosztem ok. 300 mln zł.

● Zespół Badawczy Technologii Agrolotniczej Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie prowadzi studia użytkowe w zakresie aparatury agrolotniczej. Badania takie zamówił Instytut Lotnictwa i WSK-Okęcie.

● 50 tys. funtów kosztował zakupiony w Wielkiej Brytanii komplet urządzeń do mikrofilmowania dokumentacji technicznej, w który wyposażona została Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku. Mikrofilmowanie dokumentacji ułatwiają przechowywanie rysunków przyniesie oszczędności ok. 5 mln zł rocznie.

● Polskie spadochrony typu SW-5 i SZ-73 z Legionowa zdobywają coraz większe uznanie. Na ubiegłorocznych mistrzostwach świata w Szolnoku demonstrowała je ekipa fabryczna, przy czym pokaz wzbudził duże zainteresowanie obserwatorów z wielu krajów.

● Tradycyjne, wigilijne spotkanie członków Warszawskiego Klubu Seniorów Lotnictwa odbyło się w dniu 17 grudnia ub. r. w kasynie Dowództwa Wojsk Obrony Powietrznej Kraju. W spotkaniu wzięło udział 80 seniorów oraz wiele osobistości oficjalnych, związanych z lotnictwem: wiceminister Komunikacji J. Raczkowski, dowódca Wojsk Lotniczych *gen. dyw. pil. R. Paszkowski*, wiceprezes APRL St. Skalski, dyrektor PRL LOT W. Wilnotowski i inni.

Uczczono chwilą ciszy dziewięciu członków Klubu, zmarłych w 1974 r. Przypomniemy, że wśród tych, którzy odeszli, byli znakomici piloci: z PLL LOT — St. Płonczyński i z lotnictwa sanitarnego — K. Plenkiewicz.

Osiągnięcia polskiej komunikacji lotniczej w 1974 r. i zamierzenia na rok 1975 przedstawił *min. J. Raczkowski*. Do osiągnięć wiceminister komunikacji zaliczył: wzmocnienie pozycji PLL LOT, otwarcie lotniska w Rebiechowie, zainstalowanie systemu ILS na Okęciu oraz zorganizowanie Przedsiębiorstwa Usług Lotniczych. W planach resortu na rok 1975 przewiduje się m.in.: rozwiązanie problemu szkolenia specjalistów lotniczych, powzięcie decyzji w sprawie lokalizacji lotniska sportowo-usługowego dla Warszawy (wg wniosku MK — w rejonie Marek) i zainstalowanie systemu ILS w Rzeszowie.

## ze świata



## CZECHOSŁOWACJA

- Najpopularniejszym samolotem Zlin jest szkolny Z-326 Trener Master z silnikiem Walter Miner 6-III, 160 KM. W latach 1959—1964 wyprodukowano go w 421 egzemplarzach. Wyeksportowany był do dziewięciu krajów. Natomiast wcześniej wytwarzany (1956+1959) model Z-226T Trener 6 ukazał się w liczbie 283 sztuk i nabyło go osiem państw. Najnowsza wersja seryjna jest akrobacyjny Z-526 AFS z silnikiem Avia M 137 A, 180 KM; typ ten ukazał się w liczbie 30 egzemplarzy i posiadają go: PRL, NRD i RFN. Ogółem od 1946 r. w zakładach Moravan w Otrokovicach zbudowano 20 wersji Zlinów, w łącznej ilości ok. 1400 sztuk.
- Samolot sportowo-turystyczny Zlin 43 został wyprodukowany w odmianie sanitarnej, oznaczonej Z-43 S. Samolot ten zabiera lekarza i chorego na noszach.
- Nowa odmiana szkolnego Zlina Z-42 oznaczona Z-42 M otrzymała śmigło przestawialne i powiększona o letwe grzbietowa.



## FRANCJA

- Do połowy 1974 r. fabryka Dassault sprzedawała 1500 odrzutowców typu Mirage nabywcom z 16 krajów. Zawarto umowy na sumę 4,5 mld franków.
- Latem ub. r. w Angers-Avrille odbyły się XVII międzynarodowe zawody szybowcowe o Puchar Europy. Na starcie stanęło 75 szybowców: 55 w klasie standard i 20 w klasie otwartej. Współzawodniczyli piloci z 10 krajów. W klasie standard zwyciężył J. Rantet na szybowcu LS-1, w klasie otwartej J. P. Cartry na Nimbusie II. W klasie standard 13 miejsce zajął Jerzy Popiel, startując na szybowcu Jantar Standard.
- W celu utrudnienia porwania samolotów zbudowano we Francji urządzenie złożone z zespołu nadajników i odbiorników fal mikro-metrowych, które tworzy niewidoczna blokada dostępu do samolotu. Naruszenie tej blokady powoduje alarm na wartowni.



## HOLANDIA

- W Holandii wystrzelono satelitę astronomicznego Ans. Start nastąpił przy pomocy amerykańskiej rakiety z Vandenberg, w Kalifornii. W ten sposób Holandia stała się jedenastym „Krajem Kosmicznym”.



## INDIE

- W lipcu ub. r. w zakładach Hindustan Aeronautics Bangalore rozpoczął prace wydział śmigłowcowy. Uruchamiana jest produkcja śmigłowca Alouette III. Zostanie również rozpoczęta produkcja nowego lekkiego śmigłowca, ulepszanej wersji myśliwca Gnat, oraz rozwojowej odmiany samolotu bojowego Marut.
- Po ośmiu latach budowy, prób i badań indyjski samolot rolniczy Hindustan Aeronautics Ltd (HAL) Ha-31 Basant uzyskał certyfikat. Rozpoczęto produkcję pierwszej serii. Produkcja finansowana jest przez Indyjskie Ministerstwo Rolnictwa. Zakończono montaż

ośmiu samolotów, lecz do lata ub. r. samoloty te nie zostały sprzedane. Samolot Basant zabiera 540 kg chemikaliów. Cena samolotu wynosi ok. 100 tys. dolarów. Ze względu na cenę dwukrotnie wyższą niż dla samolotów zagranicznych rząd indyjski zezwolił na import pewnych kategorii rolniczych samolotów i śmigłowców.



## KANADA

● W Kanadzie działa krajowy satelitarny system radio-komunikacyjny TELSAT CANADA. W skład tego systemu wchodzi dwa sztuczne satelity Ziemi: ANIK-I wystrzelony na orbitę w końcu 1972 roku i ANIK-II wystrzelony na początku roku 1973. Satelity te wyrzucone zostały w przestrzeń kosmiczną przez amerykańskie rakiety nośne Thor-Delta, a operacje te przeprowadziła NASA. Źródłem zasilania urządzeń pokładowych są półprzewodnikowe ogniwa słoneczne. Niezależnie od tego na pokładzie satelity umieszczono dwie baterie akumulatorów kadmowo-niklowych, umożliwiające prace urządzeń w okresie, gdy satelita znajduje się w cieniu Ziemi lub Księżyca. Okres funkcjonowania satelitów obliczony jest na siedem lat.

Naziemna sieć kanadyjskiego systemu radiokomunikacji składa się z 38 stacji.



## RFN

● Na szpaltach miesięcznika Deutscher Aerokurier poddano ocenie eksponowany w Hanowerze motoszybowiec Ogar, którego założenia komunikacyjno-wytrzymałościowe odpowiadają obowiązującej w RFN przepisom budowy statków powietrznych. Czasopismo podkreśla, że niekonwencjonalna konstrukcja Ogara odznacza się logiką, przy czym umieszczenie silnika i uchającego śmigła poza kabiną pilota pozwoliło na optymalne ukształtowanie przedniej części kadłuba. Motoszybowiec przeszedł już pomyślnie wiele prób prototypowych. Aerokurier stwierdza, że w przypadku uzyskania pomyślnych wyników prób eksploatacyjnych Ogar będzie eksportowany zarówno do krajów RWPG, jak również do państw zachodnich.

● Przemysł lotniczy RFN zatrudnia ponad 52 tysiące pracowników, w tym 31 tys. przy produkcji płatowców, 6,5 tys. — silników i 10,3 tys. — wyposażenia lotniczego. 38% zatrudnionych stanowia inżynierowie i technicy, 26% robotnicy, 6% — to personel handlowy, reszta urzędnicy i praktykanci.

● Monachijski koncern zbrojeniowy Messerschmitt-Boelkow-Blohm (MBB) na zlecenie Bundeswehry opracował nowy typ rakiety dla lotnictwa wojskowego pod nazwą Jumbo. W rakiety powietrze-ziemia tego typu będą wyposażone m.in. wielozadaniowe samoloty bojowe MRCA produkowane przez ten koncern we współpracy z przemysłem lotniczym Wielkiej Brytanii.

● Nowy rekord międzynarodowy — 142,9 km/h w przelocie po trasie trójkąta 100 km — ustanowił na dwuosobowym szybowcu Janus pilot K. Hofighaus. Lot odbył się w Szwajcarii. Dotychczasowy rekord należał do Edwarda Makuli i wynosił 130,726 km/h. Ustanowiony był w 1972 r. w USA.

● Na starcie IV Montgolfiady rozegranej w Münsterze stanęło 17 balonów na ogrzewane powietrze z 12 krajów. Dwa pierwsze miejsca zajęły balony angielskie.

● Pomoc lekarska udzielona przy pomocy śmigłowca jest najszybszą, lecz i najbardziej kosztowną. W RFN

roczny koszt eksploatacji śmigłowca sanitarnego (łącznie z remontem) szacuje się na 450 000 marek.



## USA

● Około 2500 użytkowników samolotów rolniczych, konstruktorów i przedstawicieli wytwórni przybyło do Las Vegas na zjazd zorganizowany przez National Agricultural Aviation Association, który odbył się w okresie 3-7 grudnia ub. r. Z okazji zjazdu odbyła się w Las Vegas wystawa samolotów rolniczych, w której uczestniczyło ok. 120 firm.

● Do połowy ub. r. firma Piper wyprodukowała 4300 samolotów rolniczych Piper Pawnee. Są one użytkowane w 80 krajach. Obecnie produkowana odmiana samolotu Pawnee nosi oznaczenie D. Cena Pawnee D z silnikiem Lycoming o mocy 235 KM wynosi 24 550 dol.; tenże samolot z silnikiem mocniejszym o 25 KM kosztuje o 1000 dol. drożej. Pawnee D przewozi 540 kg sypkich chemikaliów lub 570 cieczy do oprysków.

● Samolot rolniczy do chemikaliów pylastych i cieczowych Emair MA-1 wszedł do produkcji w Harlingen. Jest to dwupłat z silnikiem ewiazdowym Pratt and Whitney, R 1340-AN-1, 600 KM. Zbiorniki zawierają 1700 l chemikaliów, jednak urządzenie rozpylające i konstrukcja kadłuba przewidują powiększenie zbiorników. Produkcja od połowy 1974 r. wynosi 2+3 sztuk miesięcznie. Cena samolotu wraz z urządzeniami rozpylającymi wynosi 43 950 dol.

● Koncern General Electric otworzył w Brukseli przedstawicielstwo z sekcją sprzedaży do wschodniej Europy. Firma w roku 1973 miała obroty z Polska i Czechosłowacją sięgające 22 mln dol. i spodziewa się zwiększenia obrotów. Departament Stanu ogłosił listę towarów dopuszczonych do obrotu, obejmującą silniki turbinowe.

● W okresie przeprowadzania eksperymentu Skylab astronauta Robert Parker zajmował się w Ośrodku Dowodzenia Lotem strona naukową programu badań przeprowadzanych w przestrzeni kosmicznej. R. Parker — z wykształcenia astronom — będzie członkiem załogi stacji orbitalnej. Ma on za zadanie zaprojektować teleskop kosmiczny o średnicy 3 m, który znajdzie się na orbicie w latach 1981+1982.

Wydatki Stanów Zjednoczonych na zaplanowania związane z Kosmosem — realizowane za pośrednictwem NASA — stabilizują się w wysokości 1+1,5% budżetu federalnego.



## W. BRYTANIA

● Brytyjskie zakłady lotnicze BAC zaproponowały Japonii wspólna budowę nowego samolotu pasażerskiego, bazując na gotowych już elementach pochodzących z angielskiego samolotu BAC-111 i japońskiego Kawasaki C-1. Współpracę z Japończykami w dziedzinie budowy samolotów pasażerskich chce również nawiązać Hiszpania.

● Wielka Brytania będzie pomagać Egipcjowi w uruchomieniu produkcji śmigłowców Lynx.

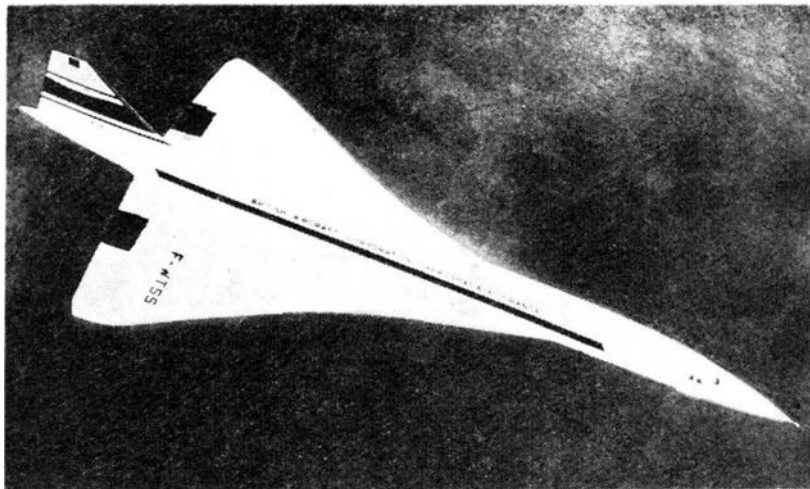
● Brytyjskie władze lotnictwa cywilnego podpisały kontrakt z wytwórnią Ferranti na wyposażenie w najnowsze urządzenia Oceanicznego Ośrodka Kontroli Lotów nad Północnym Atlantykiem. Znajduje się on w Prestwick, w północnej Szkocji, i swym zasięgiem obejmuje rejon Atlantyku aż do Gander na Nowej Fundlandii. Obecnie firma Ferranti wyposaża ośrodki w najnowocześniejsze urządzenia komputerowe.

## Problemy rozwoju lotnictwa

Mgr inż. JAN STASZEK

# Co przyniosło Francji i Anglii opracowanie Concorde

*Techniczne i ekonomiczne skutki programu Concorde jako przykład wiodącej roli przemysłu lotniczego w postępie technicznym. Osiągnięcia w zakresie technologii, metrologii, budowy maszyn, metodyki produkcji itd. oraz wykorzystanie ich w innych dziedzinach gospodarki narodowej Francji i Anglii.*



Rys. 1. Concorde

Obecna sytuacja Concorde nie jest tak różowa, jak przewidywano przy rozpoczynaniu prac rozwojowych. Rosnąca inflacja i pogłębiający się kryzys ekonomiczny spowodowały, że bardzo trudno jest mówić o sukcesie handlowym tego samolotu przynajmniej w najbliższych latach, a wzrost cen paliwa, którego Concorde zużywa więcej niż jakikolwiek inny samolot komunikacyjny, stawia ekonomię jego zastosowania na liniach komunikacyjnych pod znakiem zapytania, oczywiście przy zachowaniu obecnych stawek taryfy przewozowej.

Oczywiście można podwyższyć opłaty za przewóz, ale wtedy nasuwa się pytanie, czy zysk na skróceniu czasu przelotu jest dostatecznie duży, aby tę pod-

wyższą stawkę za niego zapłacić. Wprawdzie Concorde oferuje dwukrotnie krótszy czas samego przelotu, ale jeśli porównać czasy podróży uwzględniając wszelkie formalności i dojazdy, to różnica ta zmniejsza się wydatnie. Dodatkową trudnością, przynajmniej w pierwszym okresie użytkowania, jest konieczność zabezpieczenia bazy technicznej i przygotowania pozostałych warunków do wprowadzenia tego nietypowego samolotu do eksploatacji.

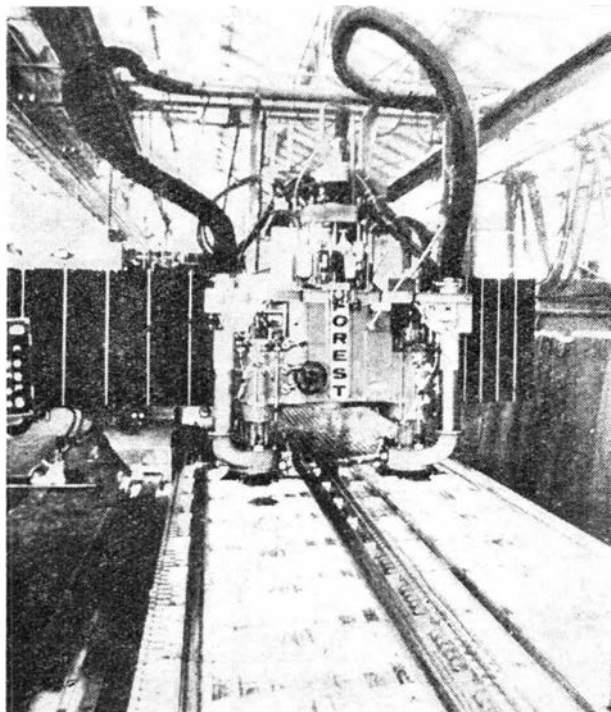
W chwili obecnej brak zamówień zewnętrznych spowodował ograniczenie serii produkcyjnej do 16 sztuk i dopiero wyniki ich eksploatacji mogą poprawić pozycję tego samolotu na rynku międzynarodowym. Wznowienie jednak prac nad amerykańskim projektem naddźwiękowego samolotu komunikacyjnego stanowi nowe, poważne zagrożenie dla przyszłości Concorde ze względu na to, że linie lotnicze świata kapitalistycznego używają w 80% sprzętu amerykańskiego.

Należy stwierdzić, że skutki techniczne i ekonomiczne są tym bardziej widoczne, im program, który je powoduje, jest bardziej rewolucyjny. Może to jednak być właściwie ocenione dopiero po dłuższym okresie dzielącym rozpoczęcie prac od wyników handlowych. Jest rzeczą powszechnie znaną, że dopiero w wiele lat po wystrzeleniu pierwszych satelitów Ziemi przez Stany Zjednoczone można było mówić o skutkach ekonomicznych, jakie przyniósł związany z programem kosmicznym postęp techniczny przemysłowi i użytkownikom.

Projekt Concorde, chociaż bardzo rewolucyjny w swoich docelowych rozwiązaniach, musiał zawsze walczyć o swoje istnienie, aby uzyskać środki na realizację; również wówczas, gdy już przeszedł przez pierwsze etapy, które wyraźnie wykazały wysoką wartość techniczną osiągnięć.

Rozwaga ekonomiczna francusko-angielskiego zespołu oraz słuszną tendencją do zachowania ciągłości technologicznej spowodowały ograniczenie ambicji w zakresie rozmiarów, osiągnięć, prędkości i promienia działania w przeciwieństwie do projektu amerykańskiego, który został w rezultacie zarzucony w 1971 r. Dlatego też, szczególnie w pierwszej fazie realizacji, program Concorde przyniósł znacznie więcej mniejszych ulepszeń niż dużych innowacji, które mogły być bardziej ryzykowne i drogie.

Liczba przedsiębiorstw francuskich i angielskich związanych z programem Concorde sięga 1000, zaś



Rys. 2. Frezarka ze sterowaniem numerycznym



liczbę zatrudnionych bezpośrednio przy pracach nad nim szacuje się na 30 000. W sumie wraz z instytucjami kooperującymi przy realizacji programu Concorde współpracuje około 80 000 ludzi, co jest na pewno liczbą, która wiele znaczy.

Klasyfikowanie efektów na techniczne i ekonomiczne jest dosyć sztuczne, ponieważ programy techniczne są uruchamiane tylko wtedy, gdy pociągają za sobą lub przewidujemy, że pociągną określone skutki ekonomiczne. Możemy jednak wyróżnić pewne skutki ekonomiczne, które nie mogą być powiązane z żadnym szczególnym postępem technicznym, ale które są konsekwencją wykonywania programu Concorde jako całości. Są to skutki pośrednie wykonywania tego programu.

Chodzi tu o wszystko, co ma lub może mieć charakter zysku nie tylko dla poszczególnych ludzi, ale przede wszystkim dla całego przemysłu dzięki postępowi technicznemu i jego wykorzystaniu handlowemu wynikającemu ze sprzedaży nie tylko w ramach programu, ale również i poza nim.

Jako niewątpliwie pozytywne skutki tego programu można wymienić:

- zwycięstwo koncepcji współpracy przy wspólnym projekcie nad narodowymi ambicjami własnymi Francji i Anglii;

- postęp techniczny w szerokim zakresie, uzyskanie doświadczenia i rozwinięcie potencjału produkcyjnego;

- możliwość wykorzystania nowych metod, urządzeń i materiałów w innych dziedzinach przemysłu i gospodarki narodowej.

Ponieważ wiodąca rola przemysłu lotniczego w postępie technicznym jest u nas niedoceniana, a czasem nawet kwestionowana, wydaje się celowe przytoczenie, przynajmniej przykładowo, osiągnięć przemysłu francuskiego i angielskiego. Osiągnięcia te postawiły przemysł tych krajów na poziomie konkurencyjnym z przemysłem amerykańskim, a w niektórych przypadkach wykazały swoją wyższość.

### Postęp technologiczny osiągnięty przy wykonywaniu programu Concorde

#### Materiały

Wyższe wymagania w zakresie temperatur użytkowania i lekkości struktury spowodowały opracowanie dla Concorde nowego stopu aluminiowego AU2GN oraz opracowanie produkcyjnych metod jego obróbki i wprowadzenie ich do praktyki. W związku z tym opracowano stoisko na 4000 ton do przeciągania, piece do obróbki termicznej o maksymalnej różnicy temperatur 1 °C, metodę ulepszania przez skrapianie, nowe sposoby obróbki powierzchniowej, technologię zmniejszania obróbki wiórowej. Przeprowadzono próby płynięcia tego materiału oraz opracowano nowe metody kontroli ultradźwiękami, zachowywania izotropowości i wymiarów, odporności na korozję i korozję naprężeniową. Oczywiście materiał ten jest stosowany obecnie i do innych wyrobów w różnych dziedzinach przemysłu.

Wymogi ciężarowe i wymiarowe podwozia Concorde spowodowały szersze studia ogólne nad rozszerzeniem się rys i pęknięć w stalach o wysokiej wytrzymałości oraz rozwój i wprowadzenie w życie metod obróbki w próżni i w kąpielach. Opracowano w tym celu stal 35NCD-16 o zwiększonej wytrzymałości i zmniejszonej kruchości, osiągając przy tym interesujące charakterystyki stanu powierzchni. Zbudowano przy tym piec próżniowy 10 ton.

Konieczność podwyższenia osiągniętych i rezerwów silników Olympus zmusiła do nowych badań materiałów odpornych na bardzo wysokie temperatury oraz do opracowania metod wprowadzania ich do produkcji. Uzyskano przy tym nowe stale nierdzewne, jak Fluginox 120, A-286, A1SI-347, AM-350, a niezależnie od tego stopy żaroodporne na bazie niklu INCO718, IN100, Wasp Alloy oraz na bazie kobaltu: HS25 i Alacrit 52M.

Wprowadzenie tych materiałów do produkcji wymagało opracowania specjalnych urządzeń, jak np.

piece indukcyjne próżniowe, czy walcarki do platerowania. Poza tym rozwiązano wiele związanych z tym problemów, jak np. obróbkę termiczną w próżni i wiele trudności odlewniczych, spawania, zabezpieczania itp.

W zakresie stopów tytanu rozszerzono ich zastosowanie do nitów, śrub i sworzni oraz rur hydraulicznych i odkuwek matrycowych, zastępując metal Monela i stal nierdzewną i uzyskując poważne zmniejszenie ciężaru.

W dziedzinie materiałów niemetalowych osiągnięto znaczny postęp, ponieważ występujące na samolocie Concorde temperatury do 130 °C wymagały udoskonalenia polimerów używanych w lotnictwie. Przeprowadzono próby długotrwałego starzenia w podwyższonej temperaturze elastomerów i podstawowych żywic do farb i lakierów oraz różnych klejów. Niezależnie zaś od tego opracowano nowe materiały niepalne odpowiadające nowym wymaganiom; przeprowadzono w tym celu badania szybkości palenia się i wydzielania dymu oraz jego toksyczności. Poznano przy tym lepiej występujące zjawiska, co umożliwiło opanowanie bardzo ważnego problemu ognia.

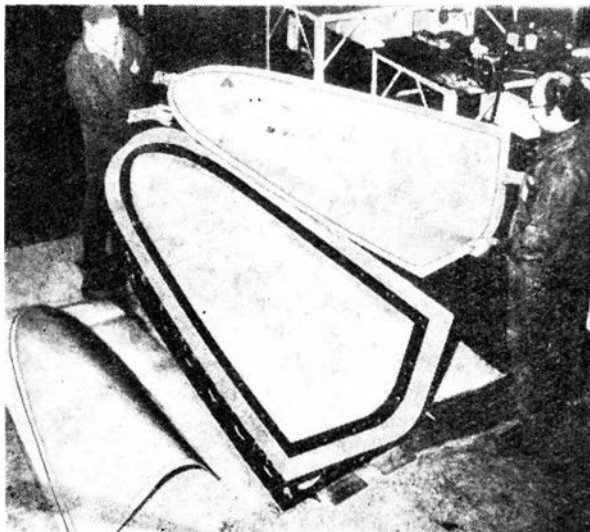
Opracowano szkło 1.202 wzmocnione chemicznie i przez obróbkę powierzchniową, otrzymując bardzo dużą wytrzymałość. Zastosowano hartowanie termiczne między płytami grafitowymi zapobiegającymi deformacjom. Zbudowano przy tym specjalne maszyny zwiększające dokładność wykonania faz i kształtów oraz opracowano silikon CAF-4 pozwalający na znaczne ulepszenia zamocowania szyb w ramach.

Dla wszelkich przypadków wymagających długotrwałej szczelności na gorąco doskonałe wyniki przyniosło opracowanie elastomeru Viton używanego w formie pasty. Rozszerzono znacznie użycie teflonu do osłon zabezpieczających i izolacji oraz do połączeń wymagających dobrej szczelności. Niezależnie od tego okazało się, że materiał ten może być z powodzeniem stosowany do przegubów ze szklanych laminatów o własnościach samosmarujących i o niewielkim ciężarze oraz dużej odporności na korozję. Uzyskano przy tym dziesięciokrotnie wyższą żywotność badanych elementów.

Lakiery 2022 opracowane specjalnie dla Concorde odznaczają się dużą odpornością na gorąco i na pleśń, a także na działanie czynników chemicznych.

W zakresie klejów przebadano zagadnienie starzenia się w podwyższonych temperaturach ulowych konstrukcji przekładkowych. Wyselekcjonowany przy tej okazji klej AF130 gwarantuje zachowanie własności na gorąco w ciągu 20 000 godzin.

Zastosowanie tych klejów oraz materiału AU4G1 spowodowało ulepszenie materiałów przekładkowych szczególnie pod względem pełzania w podwyższonych temperaturach oraz umożliwiło użycie stali nierdzewnych do tych konstrukcji. Próby nowych konstrukcji przekładkowych z ulowymi rdzeniami NIDA NOMEX



Rys. 3. Ulowy element przekładkowy

pozwołyły na zastosowanie ich do elementów struktury nośnej Concorde, co świadczy o ich bardzo wysokiej jakości.

W celu opanowania problemów smarowania silników Olympus opracowano olej RM193A Mobil Oil odznaczający się wysokimi własnościami smarnymi w szczególnie trudnych warunkach temperaturowych. Jest on bardzo odporny na utlenianie i umożliwia znaczne przeciążenie, tak że jego technologia jest obecnie wykorzystywana do nowych, o najlepszych własnościach olejów dla innych dziedzin techniki.

Wszystkie te materiały są już obecnie stosowane do nowych konstrukcji samolotów, pocisków rakietowych, w przemyśle kosmicznym, atomowym, motoryzacyjnym, marynarce, kolejnictwie itd.

#### Metodyka i sposoby uruchomienia produkcji oraz przeprowadzania prób i kontroli

Studium Concorde spowodowało rozwój metod analogowych w zakresie odwzorowania odkształceń struktury, występujących w różnych przypadkach lotu. Opracowano siatkę występujących problemów, co pozwoliło na podzielenie struktury i na określenie 6000 niewiadomych. Na podstawie przeprowadzonej analizy skrócono etapy ewolucyjne i przyspieszono wydatnie modyfikację projektu. Jednocześnie w zakresie aeroelastyczności opracowano metodę studium dynamiki drogą prób wibracyjnych wykonywanych na ziemi, na makiecie podobnej dynamicznie. Oryginalność tej metody polega na sposobie określenia makiety, co umożliwiło przeprowadzenie wszelkich modyfikacji koncepcji strukturalnych i rozkładu ciężarów w locie.

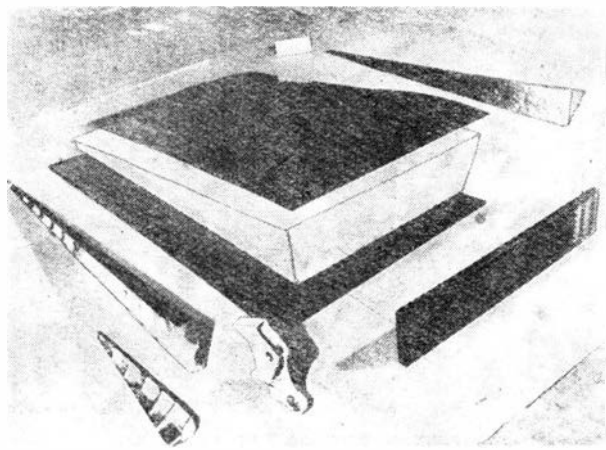
Zastosowanie maszyn matematycznych do opracowania dokumentacji Concorde było pierwszą próbą w Europie (jeśli nie na świecie) stworzenie warunków podstawowych do optymalizacji zarządzania. Prace prowadzone w ciągu kilku lat umożliwiły także zmechanizowanie wykonania dokumentacji studijnej, konstrukcyjnej oraz produkcyjnej samolotu, że automatyzacja gestii produkcyjnej przestała być problemem.

Ciągłość rozwojowa programu Concorde pozwoliła na stopniowe, konsekwentne podnoszenie poziomu technicznego zakładów kooperujących przy pomocy systemu selekcji i dokształcania. System ten polega na:

- analizie możliwości wykonawczych każdego poddostawcy;
- udzielaniu wyczerpującej informacji o celach i trudnościach związanych ze zlecanymi pracami, podtrzymywano tutaj bezpośredni kontakt pomiędzy konstruktorem i wykonawcami drogą narad i skierowywania doradców;
- podnoszeniu poziomu przez stopniowe zwiększanie trudności i ważności zlecanych robót w miarę osiąganego postępu.

Działalność taka przyczyniła się wyraźnie do wzrostu poziomu jakości wykonania i podniesienia wydajności pracy poszczególnych zakładów.

Rys. 4. Klapolotka z ulownicy z laminatu węglowego

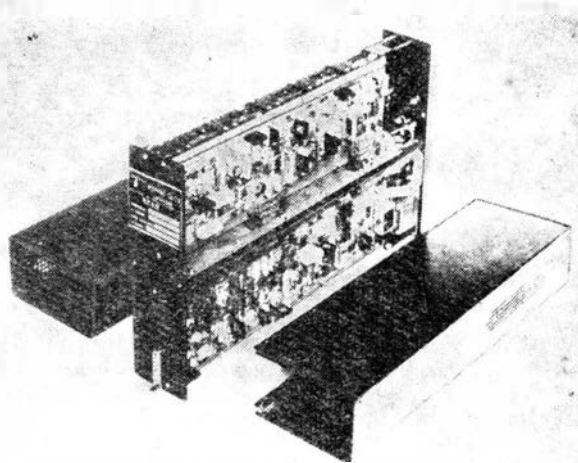


Wprowadzenie metody planowania za pomocą studium drogi krytycznej (system Pert) zmusiło wszystkich kooperantów Concorde do przeszkolenia i współudziału ich personelu w tych pracach i ogólnego podniesienia poziomu organizacji wykonywania zadań.

Użycie procesów chemicznych do wykonywania części do Concorde (m. in. silników) pociągnęło za sobą wielokierunkowy postęp techniczny. Metoda ta, stosowana początkowo do wykonywania modeli aerodynamicznych ze względu na uzyskiwanie dużej dokładności, została następnie znacznie rozszerzona dzięki specjalnym urządzeniom zbudowanym w zakładach *Aerospatiale*. Jest ona stosowana nie tylko do obróbki stopów lekkich, ale również i do stali nierdzewnych oraz stopów tytanu.

W zakresie optycznej niwelacji oprzyrządowania montażowego opracowano nowy sposób ustalania osi kadłuba o dużych wymiarach, zastępując oś optyczną lunety przez promień lasera. Umożliwiło to zacieśnienie tolerancji wykonawczych bez względu na znacznie większe rozczłonowanie produkcyjne.

Pomiary naprężeń i określanie ich zmian jak również wykrywanie pojawiających się rys i pęknięć oraz śledzenie ich rozchodzenia się wymagały opracowania i uruchomienia produkcji nie tylko nietypowych tensometrów przystosowanych do bardzo różnych przypadków, ale i opracowania całej technologii i urządzeń do ich zastosowania. Urządzenia te umożliwiają jednoczesny pomiar około 10 000 wielkości jednocześnie, co bardzo usprawnia i przyspiesza otrzymywanie wyników.



Rys. 5. Elektroniczna skrzynka sterowania hamowaniem

Postulaty Concorde w zakresie zmniejszenia gabarytów i ciężarów spowodowały osiągnięcie znacznego postępu w dziedzinie miniaturyzacji osprzętu, urządzeń i elementów elektromechanicznych. Jako przykład można przytoczyć skrzynkę sterującą informacją otrzymywanych z podwójnej platformy bezwładnościowej zawierającej maszyny cyfrowe oraz z trzeciej platformy bezwładnościowej dla korekty danych. Ten komparator liczbowy o dużej dokładności ma masę zaledwie 5 kg. Jako drugi przykład można przytoczyć aparaturę radiową wywoławczo-odzewową. Urządzenie wywoławcze DME ma masę zaledwie 9 kg zaś aparatura odzewowa ATC tylko 5 kg.

#### Obrobiarki i urządzenia pomocnicze

Program Concorde spowodował produkcję frezarek o dużych wymiarach i szybki rozwój produkcji obrabiarek sterowanych cyfrowo. Rozwój w tej dziedzinie dał tak dobre wyniki, że Francja jest obecnie poważnym eksporterem tych maszyn.

Niezależnie od tego znacznie rozszerzono zakres stosowania maszyn do trasowania i ustalania baz oraz do sprawdzania rzędnych, co spowodowało ich użycie i w innych dziedzinach przemysłu.

Do kompleksowej kontroli wyposażenia została opracowana automatyczna aparatura ATEC, która z

powodu swej uniwersalności i niewielkich wymiarów przedstawia tak poważny postęp techniczny, że jest powszechnie zamawiana przez największe linie lotnicze świata oraz przez użytkowników wojskowych. Aparatura ta została ostatnio jeszcze zmodernizowana. Podobnie i symulatory oraz urządzenia do treningu pilotów, jak np. symulator analogowy LMT, są najlepszymi i najpewniejszymi urządzeniami produkowanymi w Europie. Ich zastosowanie jest bardzo wszechstronne — zarówno w lotnictwie wojskowym jak i cywilnym.

W zakresie symulatorów i maszyn cyfrowych program Concorde był poważnym bodźcem do rozszerzenia ich zastosowania i udoskonalania produkcji. Symulator analogowy opracowany dla Concorde był najlepszym i najpewniejszym w Europie, a jego doświadczenia zostały wykorzystane do budowy całego szeregu *link-trainerów* dla samolotów wojskowych i cywilnych. O ich jakości świadczy wzrost eksportu o ponad 35%.

Urządzenia CDC 3600 i CDC 6600 były najwydajniejszymi maszynami cyfrowymi i początkowo spowodowały rozwój opracowania i zastosowanie obrabiarek ze sterowaniem cyfrowym, zaś urządzenie sterujące C119040 i jego wyspecjalizowane obwody, zastosowane do odczytywania na ziemi wyników prób w locie, były bardzo przydatne konstruktorom przy doświadczeniach praktycznych w eksploatacji i dopracowaniach.

Niezależnie od tego dokonano połączenia maszyn liczących IBM 360, czyli jednoczesnego użycia central połączonych z użyciem tych samych obwodów.

Konieczność zmniejszenia ciężarów i wymiarów zmusiła wytwórców nokładowych maszyn liczących — potrzebnych przy pilotażu, nawigacji, regulacji silników i kontroli instalacji — do dużego wysiłku w kierunku miniaturyzacji i zwiększenia pewności działania.

Aby sprostać zadaniom w zakresie prób płatowca, silników i wyposażenia lotniczego, laboratoria były zmuszone ulepszyć i rozszerzyć zakresy działania urządzeń, którymi dysponowano, w szczególności dla:

- wykonywania prób statycznych i zmechniowych obejmujących zakres temperatur od  $-50^{\circ}\text{C}$  do  $+150^{\circ}\text{C}$  na tak poważnych elementach struktury jak np. kompletne kadłuby samolotów;
- wykonywania dynamicznych prób podwozia z rejestracją 8000 pomiarów w ciągu 0,6 s;
- badania systemów klimatyzacyjnych;
- sterowania termicznego tyrystorowego zgodnie z zadanym programem;
- działania w warunkach przejściowych układem chłodzącym o wielkiej wydajności;
- komutatorów pomiarów o dużej zmienności (1000 danych w ciągu 1 s);
- rozszyfrowywania pomiarów magnetycznych przez bezpośrednie porównanie;
- opracowania techniki prób pozwalającej na termiczne przyspieszenie cykli zmęczenia.

### Mechanika i hydraulika

Zastosowanie instalacji hydraulicznych na ciśnienia  $280\text{ kg/cm}^2$  wymagało opracowania nowych cieczy wytrzymałych wysokie temperatury (np. Oro-

nite M2V), wykonania nowych złączy odpornych na te cieczy przy wysokich ciśnieniach i temperaturach oraz opracowania materiałów filtracyjnych na 3 mikrony.

Opracowano po raz pierwszy serwoelementy elektrohydrauliczne o sile rzędu 20 000 kG, opanowując serwowozy, suwaki i urządzenia stabilizacyjne. Wykonano aparaturę do sztucznego czucia do sterowania Concorde, ponieważ serwo-sterowanie działa jednokierunkowo.

Trudne warunki pracy instalacji hydraulicznych (zmienność temperatur) spowodowały zastosowanie azotowania jonowego w próżni oraz teflonowania. Opracowano przy tym zawory wymienne w ciągu kilku minut, bez wymiany lub opróżniania zbiorników, oraz nowego typu areometry do mierników wydatków przepływu o wydajności do 20 ton na godzinę.

W zakresie popychaczy i cięgien sterowania zastosowano użycie selekcjonowanych materiałów, co polepsza jakość tych elementów.

Do Concorde zastosowano hamulce z wkładkami węglowymi zachowując duży przepływ ciepła. Ulepszono system przeciwślizgowy SPAD zawierający kalkulator rzeczywistego współczynnika tarcia i pozwalający na uzyskanie maksymalnej skuteczności hamowania. Sygnalizator temperatury hamulców uwidocznia każde przekroczenie temperatury  $200^{\circ}\text{C}$  i zapewnia jej ciągłą kontrolę na podstawie informacji elektrycznych podawanych przez sondy wbudowane w koła podwozia głównego.

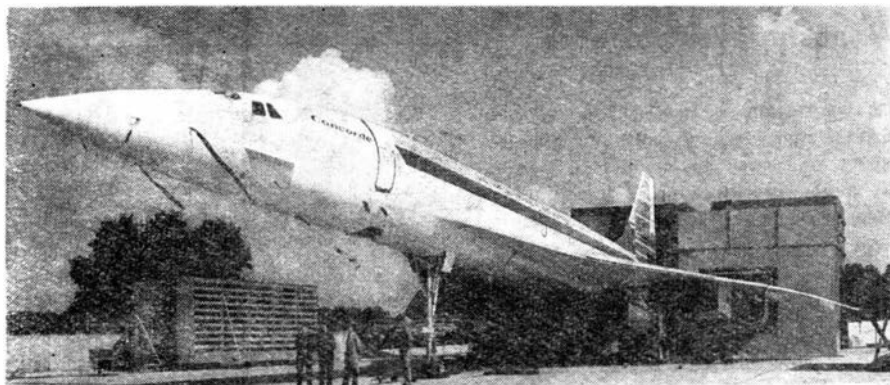
Opony Concorde dzięki opracowaniu nowej mieszanki gumowej wytrzymują obciążenia o 8% wyższe, o 11% większe prędkości startu i lądowania oraz o  $100^{\circ}\text{C}$  wyższą temperaturę otoczenia w locie. Posiadają one poza tym większą przyczepność bieżnika. Należy przy tym podkreślić, że cały ten postęp uzyskano bez zwiększenia ciężaru.

Dla ulepszenia klimatyzacji opracowano nowy generator aerozolu, pozwalający na szybko i niezawodnie uzyskanie potrzebnej wilgotności powietrza.

### Elektrotechnika i elektronika

Dla przewodów i złączy elektrycznych opracowano izolację lżejsza i odporna na temperatury od  $-70^{\circ}\text{C}$  do  $+260^{\circ}\text{C}$ . Zabezpieczenie powierzchni metalowych zwiększyło niezawodność kontaktów. Opracowano nowe stopy do termopar dające dokładniejsze wskazania. Przetwornica statyczna 1800 Hz, opracowana specjalnie do sterowania Concorde w locie, jest lżejsza i pewniejsza w działaniu (gwarancja na 10 000 godzin pracy). Laboratorium specjalistyczne *Aerospatiale* opracowało techniki syntezy sinusoidalnej i regulacji przy pomocy odchyżeń fazowych, która została z powodzeniem zastosowana do trzyczasowej przetwornicy 400 Hz.

W zakresie technologii zostały opracowane nowe metody łączenia i spawania oraz automatycznej kontroli, pozwalające na uproszczenia i poprawienie dokładności i niezawodności pracy przy jednoczesnym zmniejszeniu ciężaru złączy. Technologia ta została zastosowana w zakresie: pilota automatycznego, automatycznej stabilizacji, korektorów wyważenia, wskaźników VOR itp.



Rys. 6. Hamowanie silników

Dla zapewnienia bezpieczeństwa Concorde opracowano nową generację radiowysokościomierzy dla systemu ślepego lądowania nowoczesnych samolotów. Sprzęt ten, zgodny z najnowszymi normami, całkowicie na tranzystorach (włącznie ze źródłem hiperczęstotliwości), zmodułowany — a więc o łatwej obsłudze — charakteryzuje się dużą czułością synchronizacji dzięki specjalnemu urządzeniu kontrolnemu zawierającemu układ automatycznego samonastawiania się.

Opracowano również nowoczesne wyposażenie radiofonizacyjne odpowiadające międzynarodowym normom ARINC. Jest ono lżejsze i ma większą moc niż istniejący na rynku sprzęt konkurencyjny. Specjalna, nowa technologia pozwoliła na opracowanie anten i materiałów wytrzymałych na wysoką temperaturę. Mają one dużą stabilność i są bardzo lekkie.

Opanowano nieodporność obwodów elektrycznych na temperaturę przekraczającą 125 °C przy opracowaniu magnetycznego wskaźnika sterowania w locie. Wykonano serię specjalnych mieszanek i elektronikę do ich wytwarzania. Są one przystosowane do trudnych warunków drgań i temperatury i mają dużą niezawodność działania.

Opracowano specjalne synchronizatory 1800 Hz o dużej dokładności, odporne na drgania i wysokie temperatury (do 300 °C).

Wykonano silniki zanurzone w paliwie, posiadające wyjątkową odporność połączeń na ogień.

Opracowanie central anemometrycznej i bezwładnościowej pozwoliło na znaczny postęp w zakresie gabarytów, ciężaru, dokładności pomiarów i niezawodności oraz łatwości obsługi. Na marginesie należy tu odnotować zastosowanie berylu na wirniki żyroskopów.

W maszynie cyfrowej opracowanej do Concorde opanowano wykonanie oryginalnej pamięci bębnowej, obracającej się na łożyskach powietrznych. Technika uzyskania precyzji, pomiarów, gęstości, magnetyzmu i dynamiki łożysk powietrznych została już zastosowana również do pamięci tarczowej oraz głowic stałych.

Aparatura do zbierania danych i ich rejestracji magnetycznej w locie, oparta na nowych standardach klasyfikacji sygnałów dla obwodów pomiarowych, wyróżnia się swoją modułowością, łatwością przekształcania i dobrymi stosunkami osiągnięć do ciężaru, objętością oraz ceną. Jest ona obecnie szeroko stosowana.

### Prace w trakcie opracowania

Istnieje wiele prac, które jeszcze nie zostały zakończone, ale dotychczasowe osiągnięcia pozwalają spodziewać się dobrych wyników w najbliższej przyszłości oraz zastosowania ich w produkcji seryjnej.

W zakresie stopów lekkich dopracowuje się technologię zastosowania i obróbki stopu AU6MGT o wyższych własnościach niż obecnie stosowane. Niezależnie od tego rozszerza się zastosowanie stopów berylu m.in. na dźwignie oraz do hamulców. Duża lekkość tych stopów i ich wielka odporność na zmęczenie roszą duże nadzieje.

W trakcie dopracowania jest technologia otrzymania materiałów przekładkowych o wysokich

wskaźnikach, potrzebnych do obciążonych elementów struktury. Opracowuje się laminaty o wysokich modułach wytrzymałościowych (węgiel, bor) z klejonymi końcówkami z tytanu w zastosowaniu do kłapolotek, luków podwozia i pokryw łączących.

Zakończono opracowanie metody wzmacniania konstrukcji oraz napraw struktury przy pomocy klejenia na gorąco bezpośrednio na samolocie.

Zbadano metodę spawania elektronowego w zastosowaniu do stopów lekkich, stali specjalnych i materiałów żaroodpornych. Jest ona już zastosowana do wykonywania bębnow sprężarek najnowszych silników odrzutowych oraz prowadzi się badania użycia jej do stopów tytanu.

Do prób w locie Concorde opracowano sieć telekomunikacyjną między samolotem i Tuluzą, pozwalającą na równoległe przekazywanie fonii dla załogi i kodów cyfrowych dla 700 parametrów przez wiele kanałów w prostokącie 2000 × 1000 km. Zdobyte doświadczenia zostały wykorzystane do prób symulacji przyszłego ruchu lotniczego — po wprowadzeniu samolotów naddźwiękowych. Są one również podstawą dla centralnego systemu kontroli ruchu lotniczego i sterowania nim na określonym lotnisku.

### Inne badania

Zapoczątkowane przy okazji Concorde bliższe badania stratosfery będzie miało niewątpliwie poważny wpływ na ustalenie jej średnich wartości charakterystycznych, zaś poznanie zachodzących zmian i czynników, które na te zmiany wpływają, będzie niewątpliwym wkładem do powiększenia bezpieczeństwa lotów (promieniowania kosmiczne). Problemy te dotyczą nie tylko samolotów, ale i statków kosmicznych, szczególnie w fazie ich powrotu na Ziemię.

Marginesowe, ale bardzo ciekawe i pożyteczne z punktu widzenia nauki, było wykorzystanie samolotu Concorde do badań korony słonecznej podczas całkowitego zaćmienia w dniu 30 czerwca 1973 r. Cień księżycy przesunął się od Mauretanii do Madagaskaru z prędkością 2000 km/h i lecąc w stratosferze z tą samą prędkością Concorde umożliwiła badanie tego zjawiska w ciągu 80 min w wyjątkowo korzystnych warunkach, podczas gdy w obserwatorium nieruchomym czas całkowitego zaćmienia trwa mniej niż 7 min. Międzynarodowa grupa badaczy wykorzystwała w pełni tę możliwość.

\* \* \*

Już samo wyliczenie osiągnięć w zakresie postępu jest nużące, świadczy ono jednak o ogromie podjętych prac i pozwala wyrobić sobie pogląd na temat zmian, jakie wprowadziły one lub mogą wprowadzić do przemysłu i jak mogą wpłynąć na poziom życia. Lotnictwo jest jednak dziedziną wymagającą ciągłego postępu i nie pozwala na zasklepienie się w osiągniętych warunkach. Nie wszędzie i nie wszystkim się to podoba, a szczególnie tam, gdzie istnieje tendencja do zadowalania się stanem obecnym lub umiarkowanym wzrostem. Z którejkolwiek strony rozpatrywać ten problem, lotnictwo odgrywa rolę pozytywną w podnoszeniu postępu technicznego.

## W następnym numerze . . .

Majowy numer naszego czasopisma zostanie poświęcony polskiemu szybowcom i tradycjom szybownictwa. Będzie to numer przeznaczony na tegoroczne Targi Poznańskie, w związku z czym artykuły przedstawione zostaną Czytelnikom w dwóch wersjach językowych: polskiej i angielskiej.

Artykuł wstępny krótko przedstawi dzieje Państwowych Zakładów Lotniczych PZL.

STATYSTYKA LOTNICZA zawierać będzie wielkość produkcji szybowców na świecie i ich ceny.

Artykuły Andrzeja Glassa omówią produkcję szybowców w Polsce w latach 1946–1974 oraz eksport polskich szybowców w ciągu ostatnich 40 lat.

Kolejny artykuł zostanie poświęcony szybowcowym przyrządom pokładowym produkowanym w Polsce.

Bogato ilustrowany artykuł Tadeusza Piwowarczyka przedstawi nam szybowce SZD w Bielsku Białej, Janusz Kra-

sicki przypomni rekordy i osiągnięcia polskich szybowców od roku 1932.

W dziale Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ autor omówi 80 lat polskiej tradycji szybowcowych.

KARTOTEKA TLiA przedstawi nam następujące szybowce: SZD-45 Ogar, SZD-38 Jantar 1, SZD-41 Jantar Standard, SZD-36 Cobra 15, SZD-30 Pirat, SZD-9bis Bocian 1E.

TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY zawierać będzie cztery wersje językowe nazewnictwa związanego z szybownictwem.



Dr inż. ZDZISŁAW BRODZKI

Przeгляд współczesnych wirników śmigłowcowych ze szczególnym uwzględnieniem rodzaju zastosowanej piasty. Najczęściej wprowadzane ulepszenia w budowie piast wirników.

Wirniki śmigłowcowe zostały w ostatnich latach znacznie udoskonalone. Dotyczy to zarówno konstrukcji i zastosowania nowych materiałów do budowy łopaty jak i poprawienia ich własności aerodynamicznych.

W dziedzinie piast wirników również nastąpiły duże zmiany. Dotyczą one przede wszystkim konstrukcji zamocowania łopaty, ale istnieją również próby ulepszenia systemu pracy i sterowania wirnika. Rolę wirnika śmigłowca można porównać z rolą skrzydła stałopłata — tylko w wirniku siłę nośną wytwarzają łopaty wirujące wokół osi i sprawa ich sterowania jest bardziej złożona. W razie awarii silnika, przy odpowiednim przestawieniu kątów łopaty, wirnik nadal wytwarza siłę nośną. Uszkodzenie łopaty, piasty czy mechanizmu sterowania jest jednak groźne w skutkach. Stawia to szczególnie ostre wymagania od-

nośnie do niezawodności, trwałości i żywotności elementów wirnika [1].

Pierwsze śmigłowce miały wirniki „sztywne”, podobnie jak łopaty śmigła; zastosowano w nich również urządzenia do zmiany skoku takie jak u śmigieł. Dopiero Cierva zaproponował przeguby wahań pionowych i poziomych, które zresztą dotąd dominują w śmigłowcach, jednak coraz więcej jest śmigłowców o wirnikach „półsztywnych” i „sztywnych” oraz piastach już znacznie ulepszonych.

Klasyczna przegubowa piasta wirnika ma trzy rodzaje przegubów:

1) przegub wahań pionowych — jego potrzeba wynika z asymetrii opływu dla łopaty *podprądowej* i *pouracającej* w czasie lotu postępowego;

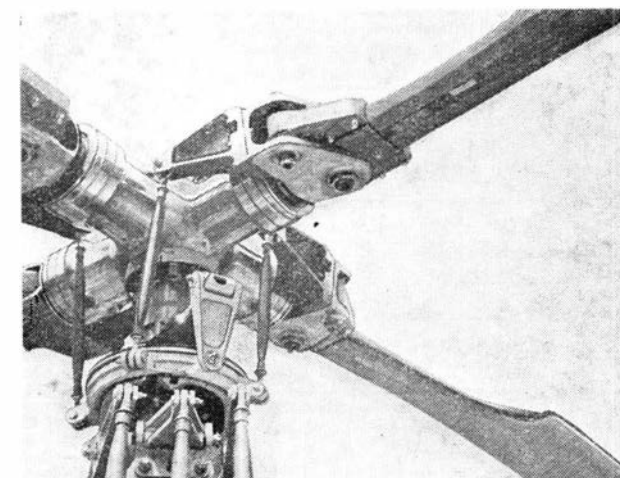
2) przegub pionowy — narzucony przez wymagania zmiany prędkości kątowej przy obrocie wirnika, ruch łopaty jest tu uzależniony od działania tłumika;

3) łożysko (przegub) zmiany skoku — które pozwala na powiększenie lub zmniejszenie skoku łopaty oraz na zmianę kierunku działania ciągu przez cykliczne sterowanie, wywołane pochyleniem tarczy sterującej.

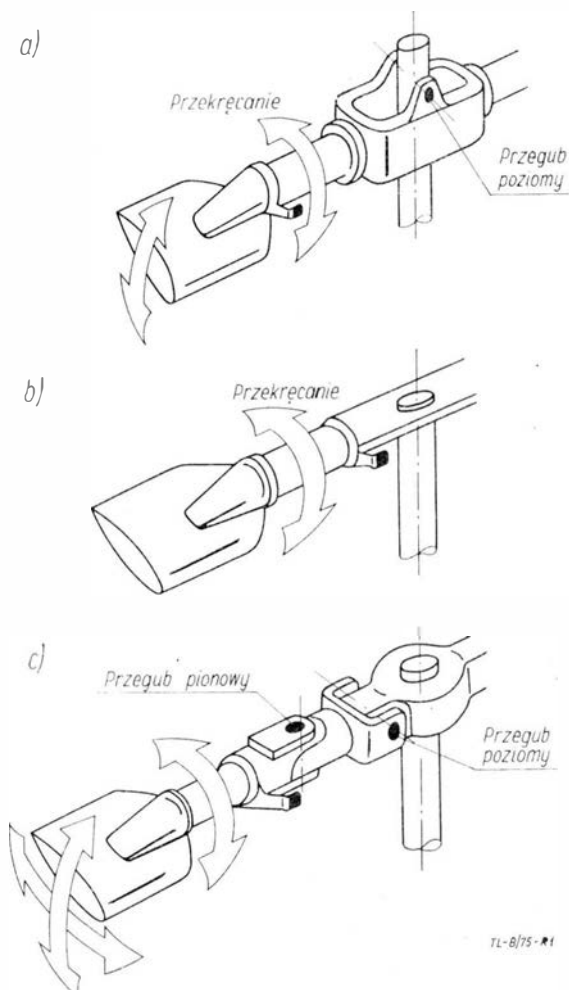
Istnieją trzy podstawowe rodzaje głowic wirników śmigłowcowych: a) wahliwa, którą stosują śmigłowce Bell. b) sztywna jak u śmigłowca Lockheed AH-56A i Bolkow Bo-105 i c) przegubowa, jaką posiadają śmigłowce Mila i inne. Piasty tych wirników znacznie różnią się od siebie pod względem konstrukcyjnym (rys. 1).

W piastę przegubową wbudowane są liczne łożyska toczne oraz tłumik. Elementy te są ciężkie, zajmują dużo miejsca oraz wymagają okresowej konserwacji. Łożyska ulegają szybkiemu zużyciu, gdyż pracują niekorzystnie (oscylacyjnie).

Piasty bezprzegubowe są konstrukcyjnie prostsze, chociaż jak widać na przykładzie piasty sztywnego wirnika Bo-105 (rys. 2) jest ona i tak złożona. Usu-



Rys. 2. Głowica śmigłowca Bo-105



Rys. 1. Główne rodzaje głowic wirników: a) wahliwa, b) sztywna, c) przegubowa

TABLICA 1. System projektowania Lockheed

Zasada projektowania	Zespoły obracające się	Przyjęte cechy projektowania
Trwałość dozorowana	łopaty wirnika głównego, łopaty śmigła ogonowego	duża odporność na uszkodzenia: różne rodzaje obciążeń, pomierzone rozkłady obciążeń; łatwość kontroli, duża odporność na korozję; znane wyniki badań zmęczenia
Trwałość niezawodna	piasta wirnika głównego, przekładnie, koła zębate, łożyska	dozwolone konwencje, rozwiązania, niskie obciążenia w czasie pracy, tworzywa odporne na pęknięcie

nięcie dwóch przegubów uprościło znacznie środkową część piasty — pozostały łożyska i dźwignia zmiany skoku. Pod piastą widać złożony układ dźwigni i popychaczy tarczy sterującej: dźwignię zmiany skoku ogólnego i dźwignie cyklicznego sterowania.

W ostatnich latach zmienił się system projektowania zespołów konstrukcyjnych wirnika. W roku 1965 wg Carlsona [2] dominowała dla piasty trwałość niezawodna.

Trwałość dozorowana (*fail safe*) w projektowaniu ma pewną przewagę i w większości przypadków daje się jej pierwszeństwo nad trwałością niezawodną (*safe life*). Uzyskuje się ją zwykle przez wielokrotne elementy konstrukcji, które przenoszą normalne obciążenia; w wypadku uszkodzenia jednego z elemen-

tów — pozostałe przenoszą dodatkowe obciążenia, umożliwiając kontynuowanie lotu.

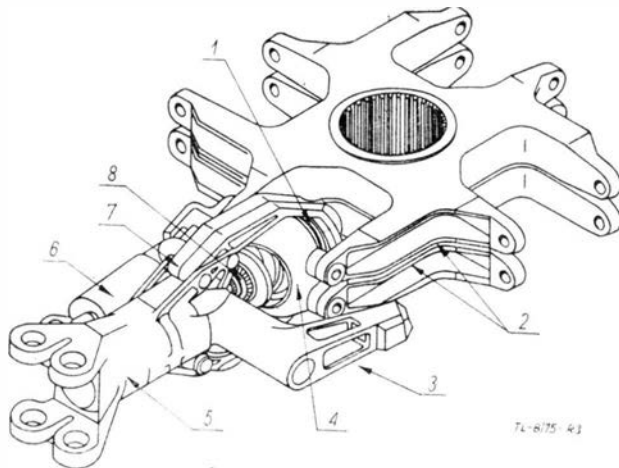
Projekt przy zasadzie trwałości niezawodnej (*safe life*) stosuje się w strukturach pojedynczych, gdy inna zasada jest trudna lub niemożliwa do zastosowania. W takich przypadkach w konstrukcję włączone są wystarczająco mocne elementy. Są one wytrzymałe powyżej normalnych granic naprężeń (w wyniku przyjmuje się na ogół wytrzymałość większą niż przy trwałości dozorowanej), tak że nawet uwzględniając zużycie, karby czy rysy, które mogą powstać przy pracy, jak i własności zmęczeniowe — wytrzymałość danego elementu jest wystarczająca dla przewidywanej żywotności statku powietrznego. Ogólnie jednak trwałość dozorowana ma zaletę mniejszego ciężaru [2, 10].

Przy projektowaniu piasty wirnika dla śmigłowca — dźwigu HLH w firmie *Boeing-Vertol* (1973 r.) zastosowano właśnie zasadę *fail-safe*. Tablica 2 przedstawia kryteria projektowania przy pewności dozorowanej. Warto nieco szerzej omówić zastosowane tutaj ulepszenia kierujące sprawę projektowania piast na zupełnie nowe tory.

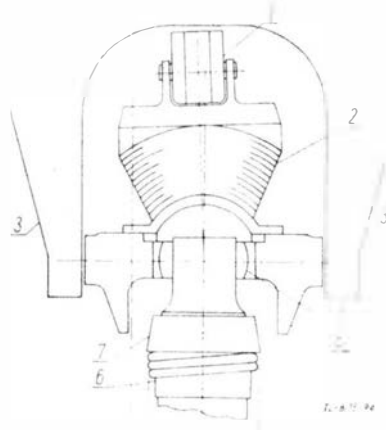
Ulepszenia piasty HLH uzyskano dzięki łożyskom z elastomerów, tytanowej głównej części piasty i tłumika o regulowanej częstotliwości. Przepisy amerykańskie (AR-56) określają, że wszystkie elementy muszą być tak zaprojektowane, by uszkodzenie jednego elementu nie mogło spowodować katastrofalnej awarii uniemożliwiającej kontynuowanie lotu do miejsca przeznaczenia, gdzie nastąpi naprawa.

Należy tu rozważyć pięć przypadków wyszczególnionych w tablicy 2. Dla projektu piasty HLH wykorzystano przypadek 2 i 3.

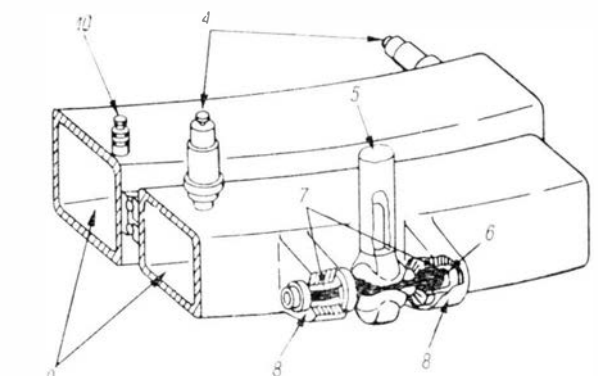
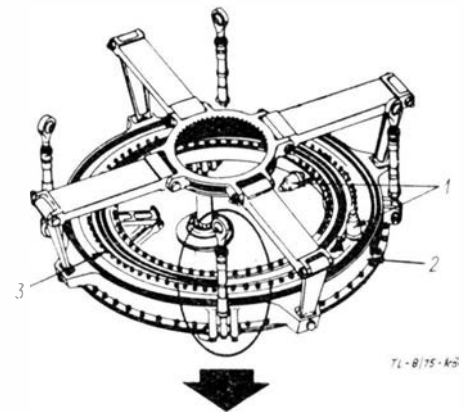
*Przypadek 1* z pokładowym wskaźnikiem uszkodzeń pozornie wydaje się najsłuszniejszy, jednak da-



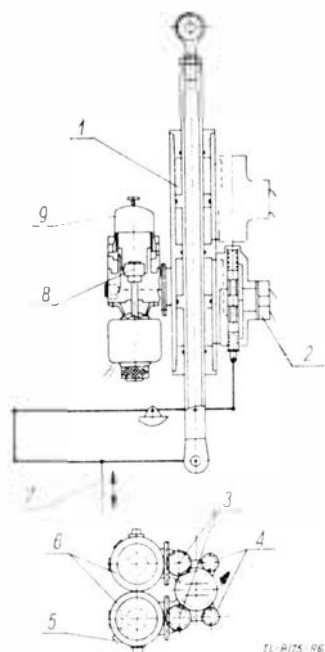
Rys. 3. Główne elementy piasty HLH: 1 — łożysko elastomerowe, 2 — dwuczęściowa piasta, 3 — dźwignia zmiany skoku, 4 — jarzmo poprzeczne, 5 — korpus łożyska, 6 — tłumik wahań poziomych, 7 — dwuczęściowy łącznik, 8 — ograniczniki odśrodkowe



Rys. 4. Układ łożyska poprzecznego HLH: 1 — łącznik potrójny, 2 — łożysko elastomerowe, 3 — piasta, 4 — łożysko poprzeczne, 5 — jarzmo poprzeczne, 6 — korpus ułożyskowania łopaty, 7 — ogranicznik odśrodkowy

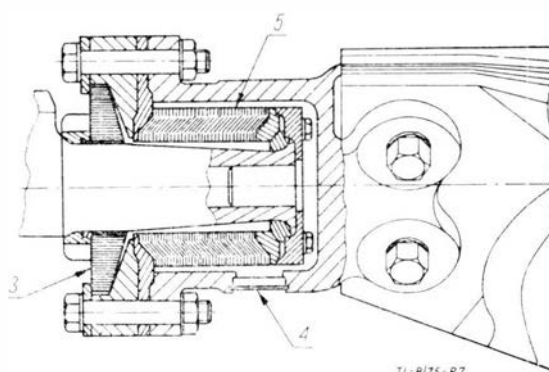
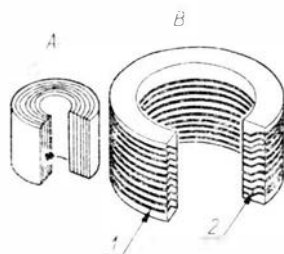


Rys. 5. Wielodrogowe przenoszenie obciążeń projektowanej tarczy sterującej Boeing-Vertel: 1 — czujnik pęknięć, 2 — obracający się pierścień tarczy sterującej, 3 — stały pierścień tarczy, 4 — czujnik pęknięć, 5 — podwójny popychacz, 6 — wydrążony sworzeń wypełniony barwnikiem, 7 — tulejka sworznia, 8 — łącznik i sworzeń jednorazowego stosowania, 9 — pierścień wydrążony, 10 — czujnik temperatury i drgań łożysk



Rys. 6. Modułowy element napędu hydraulicznego: 1 — posobny siłownik, 2 — suwak sterujący, 3 — podwójny akumulator, 4 — podwójny zawór rozdzielczy, 5 — korpus, 6 — podwójny układ pomp, 7 — wejście pilota, 8 — pompa hydrauliczna, 9 — zbiornik

Rys. 7. Łożysko elastomerowe; A — siły poprzeczne, B — siły odśrodkowe, 1 — krążek elastomerowy, 2 — przekładka stalowa, 3 — łożysko poprzeczne, 4 — wziernik kontroli, 5 — łożysko podłużne



je on dodatkowe komplikacje przez konieczność stosowania urządzeń (kolektorów) przenoszących odpowiednie sygnały z wirujących części do kabiny. Poza tym obciąża to załogę koniecznością obserwacji jeszcze dodatkowych wskaźników.

W przypadku 2 warunki trwałości dozorowanej są utrzymywane przez zaprojektowanie elementów (wielokrotnych) przy założeniu powolnego rozprzestrzeniania się ewentualnych pęknięć i przez umieszczenie na tych elementach wskaźników ich stanu. Czas rozprzestrzeniania się pęknięcia rozpoczyna się od momentu, gdy jest ono wykrywalne; kończy się w momencie, gdy element nie jest w stanie przenosić ograniczonego obciążenia (co określono jako min. 30 h).

W przypadku 3 trwałość dozorowana jest uzyskana przez nadmiarową konstrukcję (wielokrotne elemen-

ty) i uszkodzenie wykrywa naziemna kontrola załogi. Przy uszkodzeniu jednego elementu obciążenie jest przeniesione przez pozostałe.

Przypadek 4 jest podobny do trzeciego, lecz wymaga pracy 3600 h do pierwszego uszkodzenia (zamiast 100 h); pociąga to za sobą powiększenie ciężaru.

Przypadek 5 stosuje się raczej do samochodów. Przypadek piąty można stosować w konstrukcji lotniczej tam, gdzie wykrycie uszkodzenia przez wizualną kontrolę jest niemożliwe.

Przy piąście ILLH przyjęto więc zasadę trwałości dozorowej (rys. 3). Jest ona w pełni przegubowa i zawiera łożyska elastomerowe, które przenoszą promieniowe obciążenia łopaty i umożliwiają zmiany kąta, wachania pionowe i poziome. Główne elementy konstrukcyjne są wielokrotne i mają urządzenia sygnalizacyjne uszkodzeń. Oprócz łożysk elastomerowych uchwyt łopaty posiada w środku łożysko wyłożone teflonem (rys. 4). Przenosi ono obciążenia wynikające z sił aerodynamicznych i z wachania łopaty.

Część krzyżowa piasty jest podwójna i utrzymuje zasadę pewności dozorowanej dzięki odpowiedniej

nadmiarowej wytrzymałości. Każda z płyt części krzyżowej jest niezależnie zamocowana na wale i do nich — za pośrednictwem podwójnych poprzecznych ramion — przymocowane są łożyska łopaty. Uszkodzenie jednego ramienia (jarzma) lub jednej z płyt powoduje przeniesienie obciążenia na pozostałe elementy, które mogą pracować 100 godzin, dopóki nie zostanie ono wykryte. Urządzenia wykrywające oparte są na zamkniętych komorach próżniowych.

Elementy przenoszące siły odśrodkowe są potrójne i w razie pęknięcia dwa z nich mogą pracować jeszcze przez 100 godzin.

Tłumik w piąście ILLH jest regulowany i w czasie lotu może być hydraulicznie przestawiany. Głównymi zaletami ulepszonej piasty ILLH jest jej niezawodność i łatwość obsługi.

TABLICA 2. Kryteria projektowania piasty wirnika przy zasadzie pewności dozorowanej [2]

przyp.	Opis systemu pewności dozorowanej			Parametry dla projektowania konstrukcji				
	urządzenie defektoskopowe	konstrukcyjna „nadmiarowość” (wielokrotne elementy)	kontrola naziemna	współczynniki obciążenia		czas przenoszenia obc. do wykrycia uszkodzenia do całkowitego zniszczenia (w godzinach lotu)	naprężenia zmęczeniowe	
				przed uszkodz. początk.	po uszkodz. początk.		przed pocz. uszkodz.	po uszkodzeniu
1	pokładowe ze wskaźnikiem w kabine	nie wymagana	nie wymagana	1,5	1,0	minimum 10 h	3600 h żywotności	nie zachodzi
2	pokładowe bez wskaźnika	nie wymagana	w okresach co 10 h kontrola uszkodzeń	1,5	1,0	trzykrotny okres kontroli naziemnej — minimum 30 h		nie zachodzi
3	nie ma	przenoszenie obciążenia przez nadmiarowe elementy	wizualna kontrola krytycznych elementów co 10 h	1,5	1,0	nie zachodzi		średnio po 100 h
4	nie ma	przenoszenie obciążenia przez nadmiarowe elementy	kasacja po 3600 h lotu	1,5	1,0	nie zachodzi		3600 h
5	nie ma: ten system nie stosuje się do elementów piasty; można go zastosować do zagadnień wynikłych podczas pracy		kontrola naziemna w określonych okresach	1,5	1,0	trzykrotny okres określony dla naziemnej kontroli		nie zachodzi

Wytwórnia *Boeing-Vertol* pracuje również nad ulepszeniami tarczy sterującej w oparciu o zasadę trwałości dozorowanej [2]. W tak złożonym i odpowiedzialnym urządzeniu zastosowano wielodrogowe przenoszenie obciążeń (rys. 5), co spowodowało komplikacje konstrukcyjne. Zastosowano podwójne pierścienie łożysk tocznych oraz podwójne drążki popychaczy. Wydrążone pierścienie są zaopatrzone w ciśnieniowe „wykrywacze pęknięć”, natomiast sworzeń popychacza wypełniony jest barwnikiem sygnalizującym pęknięcie. Niezależnie od tego stan łożysk sygnalizuje czujnik drgań i temperatury. Oczywiście otwarta pozostaje tu sprawa przeniesienia wskazań czujników do kabiny — o czym wspomiano poprzednio.

Wśród opracowanych przez wytwórnę *Westland* [5] ulepszeń tarczy sterującej śmigłowca wymienić można zastosowanie modułowych zespołów napędu hydraulicznego (rys. 6). Elementy każdego kanału według tego projektu są zespolone, tzn. zbiornik, pompy, filtry, zawory i akumulatory mieszczą się w jednym korpusie. Pomimo kilkakrotnego powtórzenia niektórych elementów spodziewana jest oszczędność ciężarowa dzięki uniknięciu licznych przewodów łączących. Wiele podwójnych elementów powiększa niezawodność. W przypadku uszkodzenia cały moduł zostaje wymieniony. Sterowanie przy pomocy tarczy sterującej zostaje utrzymane we wszystkich ulepszo-

nych głowicach. Zasada sztywności łopat jest dość względna z racji sprężystości samych łopat lub ich mocowania.

Dużym postępem w konstrukcji piast było zastosowanie łożysk elastomerowych składających się z warstw elastycznego tworzywa z przekładkami metalowymi (rys. 7). Zostały one opracowane przez firmę *Lord*. Prowadzone przez firmę *Bell* badania wykazały zadowalającą wytrzymałość i żywotność tych łożysk. Zasada ich działania polega na wykorzystaniu elastycznej deformacji warstw elastomeru zamiast oscylacyjnych ruchów łożysk tocznych. Jak widać na rysunku, łożyska przenoszące siły odśrodkowe (szereg krążków o formie nieco stożkowej lub kulistej — rys. 4) umożliwia ruchy skrętne łopaty, przenosząc siłę osiową. Natomiast wkładka z elementami walcowymi umożliwia też takie ruchy łopaty i przenosi siły poprzeczne.

Łożyska elastomerowe nie wymagają częstej konserwacji, posiadają znacznie mniejszy gabaryt od łożysk tocznych i są od nich lżejsze. Ich dodatkową zaletą jest działanie jako pewnego rodzaju tłumika drgań o możliwości regulacji dzięki zastosowaniu odpowiedniego smarowania pomiędzy warstwami elastomeru i przekładek metalowych. Są one stosowane już w kilku rodzajach piast (*Bell, Boeing i Sikorsky*).

*Dokończenie w numerze 6'75*

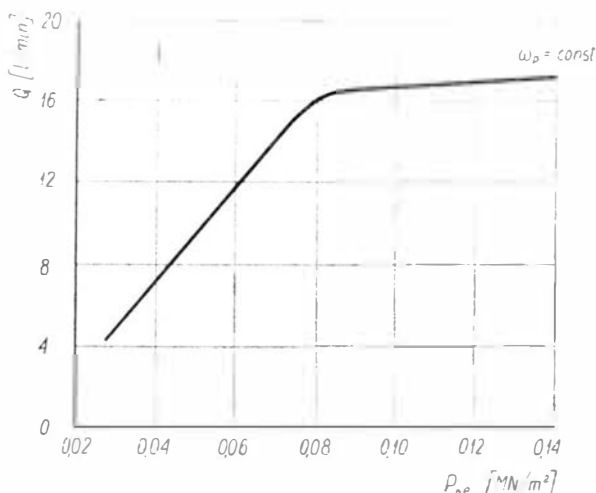
Por. mgr inż. JAN KOWALSKI

## Uszkodzenia korpusów lotniczych pomp zębatych przez erozję kawitacyjną

*Przedstawiono teorie powstawania uszkodzeń wskutek erozji: mechanicznej, chemicznej i mechaniczno-chemicznej. Omówiono wstępną analizę zniszczeń erozyjnych wywołanych kawitacją dla pomp zębatych pokładowej instalacji hydraulicznej samolotu.*

Instalacje hydrauliczne z racji swoich zalet w stosunku do innych rodzajów napędów znajdują coraz szersze zastosowanie we wszystkich gałęziach techniki.

W konstrukcjach lotniczych stosowane są do napędu mechanizmów wykonawczych, spełniających wielorakie i ważne zadania, np. chowanie i wypuszczanie podwozia, hamulców aerodynamicznych, klap



1. Charakterystyka kawitacyjna lotniczej pompy zębatej

podskrzydłowych, sterowanie przekrojem dyszy wylotowej silnika itd. Pokładowe instalacje hydrauliczne muszą więc charakteryzować się dużą niezawodnością działania w każdych warunkach eksploatacji, gdyż to w głównej mierze gwarantuje bezpieczeństwo lotu i prawidłowe działanie. Jednym z czynników powodujących znaczne zmniejszenie ich funkcjonalności jest zjawisko kawitacji. Szczególnie niebezpieczne jest dla pomp hydraulicznych, gdyż powoduje gwałtowny spadek ich wydajności, stwarzając tym samym niemożliwość uruchomienia pokładowych mechanizmów wykonawczych. Zależność charakteryzująca zmianę wydatku pompy ( $Q$ ) od ciśnienia na jej wlocie ( $P_{we}$ ), nosi nazwę charakterystyki kawitacyjnej pompy (rys. 1).

Zjawisko kawitacji związane jest z przepływem o niskim ciśnieniu. Występuje ono wtedy, gdy ciśnienie cieczy roboczej<sup>1</sup> na wejściu do pompy zębatej będzie mniejsze od ciśnienia par nasyconych:

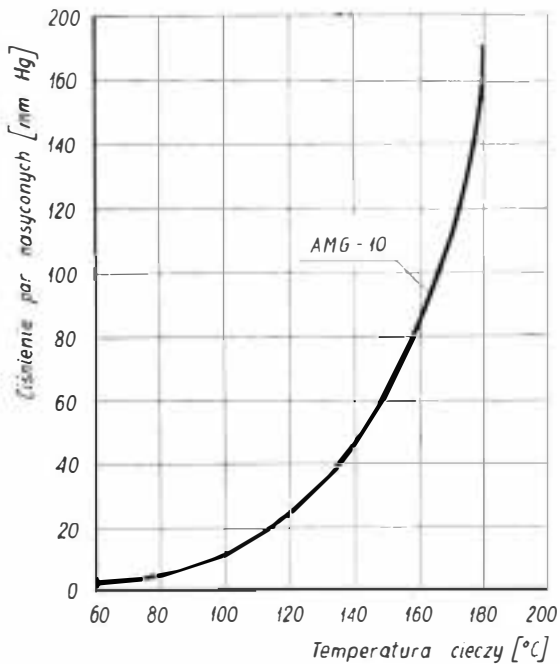
$$P_{we} \leq P_p \quad (1)$$

w którym:

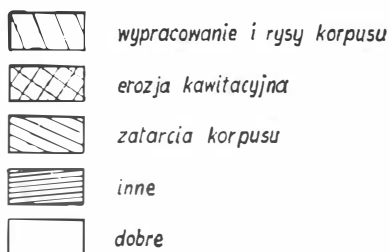
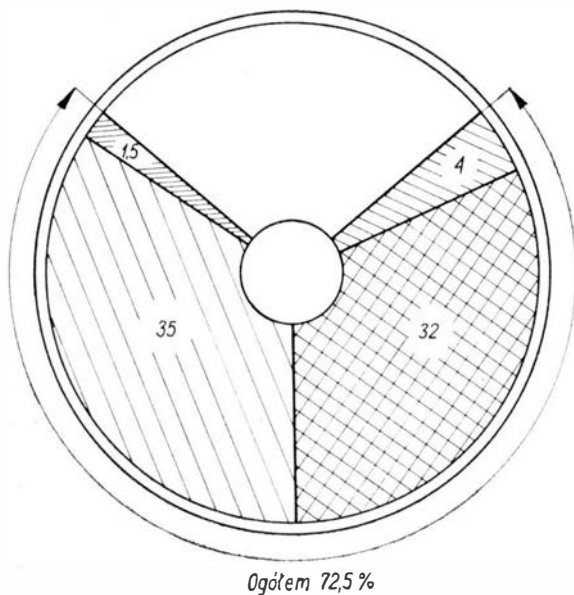
$P_{we}$  — ciśnienie cieczy roboczej na wejściu do pompy  $\left[ \frac{MN}{m^2} \right]$ ,

<sup>1</sup> W pokładowych instalacjach hydraulicznych jako ciecz robocza stosuje się AMG-10.





2. Charakterystyka prężności par nasyconych w cieczy AMG-10



3. Ilościowe zestawienie rodzajów uszkodzeń korpusów lotniczych pomp zębatych

$$P_p \text{ — prężność par nasyconych } \left[ \frac{\text{MN}}{\text{m}^2} \right]$$

Dla rozważanego typu pompy zębatej zjawisko kawitacji występuje przy ciśnieniu cieczy roboczej na wejściu do pompy  $P_{we} \leq 0,83\text{—}0,80 \left[ \frac{\text{MN}}{\text{m}^2} \right]$  (rys. 1), po przekroczeniu którego wydatek pompy gwałtownie

nie maleje. Prężność par nasyconych w cieczy roboczej zależy od temperatury. Ze wzrostem temperatury prężność par nasyconych wzrasta (rys. 2).

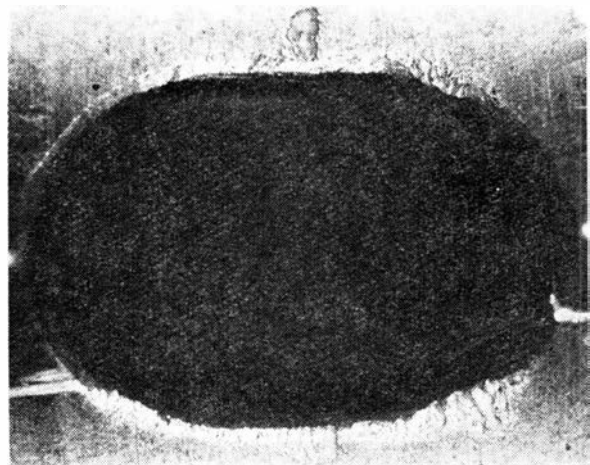
W czasie wystąpienia zjawiska kawitacji po stronie ssącej pompy wydzielają się z cieczy roboczej pęcherzyki par gazów w niej rozpuszczonych, które wraz z wolnymi przestrzeniami poruszają się ze strumieniem cieczy. Okres powstawania, istnienia i rozpadu pęcherzyków jest bardzo krótki.

Z danych w literaturze wynika, że na stosunkowo niewielkim obszarze może powstać i zniknąć ok. 2 000 000 pęcherzyków w ciągu 1 sekundy. W wyniku tego powstaje fala uderzeniowa działająca na korpus pompy. Powstaje też znaczny przyrost temperatury. Następstwem tych oddziaływań są miejscowe zniszczenia powierzchni korpusu pompy lotniczej, od strony kanału wlotowego.

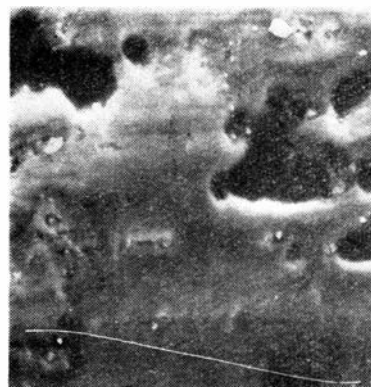
Zjawisko to nosi nazwę erozji<sup>2</sup> kawitacyjnej. Jest to dodatkowy efekt szkodliwy towarzyszący kawitacji. Przeprowadzone badania wykazały, że uszkodzenia erozyjne korpusów pomp lotniczych stanowią poważną część wszystkich ich uszkodzeń (korpusów). Wyniki te ilustruje rys. 3.

Uszkodzenia erozyjne w decydujący sposób zmniejszają sprawność hydrauliczną pompy, co powoduje zmniejszenie wydatku pompy poniżej dopuszczalnych wielkości. Erozja korpusów pomp występuje w kanale wlotowym. Powierzchnia i głębokość zniszczeń zależą od czasu trwania kawitacji. Na rys. 4 pokazany jest ogólny widok kanału wlotowego pompy z uwidocznieniem obszaru zniszczeń erozyjnych.

Głębokość zniszczeń erozyjnych wynosi średnio 1—1,8 mm. Zjawisko mechanizmu powstawania



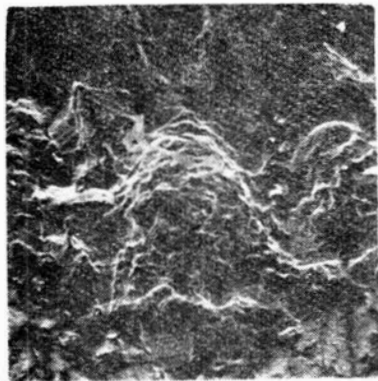
4. Ogólny widok kanału wlotowego lotniczej pompy zębatej, z pokazaniem obszarów zniszczeń wskutek erozji kawitacyjnej (pow. ok. 2,5 X)



5. Widok fragmentu zniszczeń erozyjnych kanału wlotowego pompy w początkowym okresie zniszczeń erozyjnych. Widać kraterki spowodowane działaniem mechanicznym pęcherzyków oraz zanieczyszczeń mechanicznych (pow. 300 X)

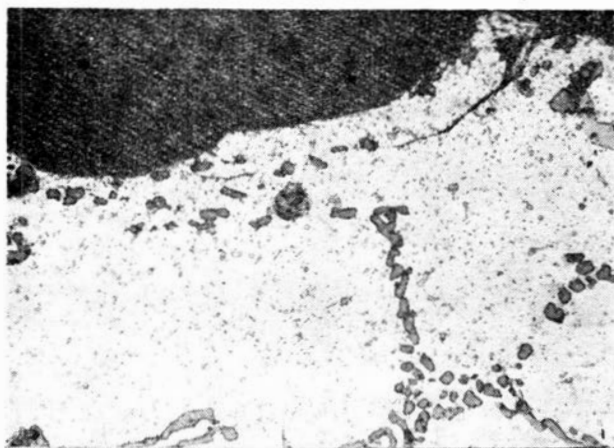
<sup>2</sup> Łac. erosio — żłobie.

uszkodzeń wskutek erozji kawitacyjnej jest bardzo skomplikowane, uzależnione od wielu czynników oraz warunków eksploatacji. Odnośnie do tych zagadnień istnieje wśród autorów duża różnorodność poglądów. Spośród wszystkich teorii dotyczących mechanizmu zniszczeń erozyjnych najczęściej zwolenników ma teoria chemiczna. Teoria oddziaływań mechanicznych twierdzi, że uszkodzenia zachodzą w trakcie bezpośredniego oddziaływania pęcherzyków i pustych przestrzeni na powierzchnię materiału. Niektórzy autorzy porównują to do zjawisk zmęczenia. Ogólnie panuje przekonanie, że mechaniczne oddziaływanie pęcherzyków i pustych przestrzeni stanowi zasadniczą przyczynę powodującą deformację powierzchniową materiału. Znaczny wpływ wywiera przy tym rodzaj materiału, gładkość powierzchni i zanieczyszczenie cieczy roboczej przez domieszki mechaniczne. Teoria oddziaływań chemicznych twierdzi, że erozja jest następstwem chemicznego oddziaływania reagentów zawartych w strumieniu kawitacyjnym z powierzchnią materiału. Należy zaznaczyć, że reagenty są wtedy szczególnie aktywne chemicznie. Najczęściej zniszczenia erozyjne zachodzą wskutek jednoczesnego oddziaływania mechanicznego i reakcji chemicznych. Zjawiska mechaniczne mogą być czynnikiem zapoczątkującym proces zniszczeń erozyjnych. Następnie dochodzi proces reakcji chemicznej. W trakcie zapoczątkowania i rozwoju zniszczeń chemicznych zjawiska mechaniczne, ze względu na lokalny przyrost temperatury, stanowią dodatkowy czynnik sprzyjający reakcji chemicznej. Przyrost temperatury zależy od twardości materiału. Mogą również występować oba rodzaje zniszczeń równocześnie. Teoria omawiająca mechanizm tych zniszczeń nosi nazwę mechaniczno-chemicznej. Według niej reakcje chemiczne niszczą po-



6. Widok fragmentu obszaru zniszczeń erozyjnych kanału wlotowego w czasie silnie zaawansowanej erozji natury mechaniczno-chemicznej (pow. 60 X)

7. Widok struktur materiału kanału wlotowego pompy. Na zdjęciu widać charakterystyczny przełom w warstwie podpowierzchniowej (pow. 600 X)



wierzchnię materiału w głąb, a procesy mechaniczne usuwają produkty tych reakcji. Powoduje to również ciągłe niszczenie warstwy ochronnej, co zwiększa efektywność reakcji chemicznej.

Są jeszcze inne teorie mechanizmu zniszczeń erozyjnych, ale ze względu na małą liczbę zwolenników oraz małe prawdopodobieństwo występowania nie będą tu omówione. Podczas analizy zdjęć fragmentów powierzchni zniszczeń erozyjnych korpusu pompy (wykonanych w mikroskopie elektronowym) stwierdzono, że mechanizm zniszczeń zachodzi najprawdopodobniej wg teorii mechaniczno-chemicznej. Rysunek 5 przedstawia fragment powierzchni zniszczeń erozyjnych w stadium początkowym.

Można stwierdzić, że mechaniczne oddziaływanie pęcherzyków, zanieczyszczeń mechanicznych powoduje zniszczenie powłoki ochronnej, zapoczątkując procesy erozji chemicznej. W etapie początkowym udział zniszczeń chemicznych jest stosunkowo znikomy, ale wzrasta w miarę wzrostu czasu trwania kawitacji. Dalszy proces zniszczeń erozyjnych ma charakter mechaniczno-chemiczny. Na rysunku 6 pokazany jest fragment obszaru zniszczeń erozyjnych w stadium zaawansowanym.

Zniszczenia te mają charakterystyczny układ warstwowy, którego wyźłobienia mają kierunek zgodny z ruchem pęcherzyków. Obraz zniszczeń erozyjnych, powstających w strukturze materiału kanału wlotowego pompy, pokazuje rys. 7. Przełom w warstwie podpowierzchniowej prawdopodobnie spowodowany jest znacznym przekroczeniem granicy plastyczności przez siły pochodzące od zderzeń pęcherzyków, pustych przestrzeni (wraz z zanieczyszczeniami mechanicznymi).

Przedstawiona została wstępna analiza zanieczyszczeń erozyjnych spowodowanych kawitacją, rozważania przeprowadzono tylko dla pomp zębatych stosowanych w pokładowej instalacji hydraulicznej samolotu. Należy zaznaczyć, że uszkodzenia erozyjne nie ograniczają się tylko do pomp, występują one również w innych agregatach instalacji, wszędzie gdzie spełniony jest warunek (1).

Mechanizm zniszczeń spowodowanych erozją kawitacyjną jest złożony, zależy m.in. od stanu fizykochemicznego cieczy roboczej, zanieczyszczeń domieszkami mechanicznymi, temperatury. Zjawisko kawitacji eliminuje się przez wyeliminowanie przepływów niskociśnieniowych za pomocą zwiększania ciśnienia na wejściu do pompy. Uzyskuje się to przez stosowanie specjalnych instalacji nadciśnieniowych. Zwiększenie odporności korpusu na działanie erozji kawitacyjnej można osiągnąć przez zwiększenie wymagań technologii produkcji w celu zwiększenia gładkości i twardości jego warstwy powierzchniowej.

#### Literatura

1. Guillon M.: *Teoria i obliczanie układów hydraulicznych*. WNT. Warszawa 1966.
2. Sapożnikow W.: *Montaż i pytania hydraulicznych i pneumatycznych system na lotateliennych apparatach*. Maszynostrojenije, Moskwa 1972.
3. Baszta T. M.: *Hydraulika w budowie maszyn*. WNT. Warszawa 1967.
4. Minin B. A.: *Gidropriwodnyje mechanizmy*. Maszynostrojenije. Moskwa 1972.
5. Czugałow R. R.: *Gidrawlika*. Energia. Moskwa 1971.
6. Urwanow E.: *Erozja i zaszcita metaltow*. Maszynostrojenije. Moskwa 1966.
7. Shreira L. L.: *Korozja metalt i stopow*, t. 1. WNT. Warszawa 1966.
8. Pernik A. D.: *Problemy kawitacji*. Sudostrojenije, Leningrad 1966.

### Samolot rolniczy przeznaczony do opylania i opryskiwania

**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy, jednosilnikowy dolnopłat konstrukcji metalowej.

**Płat.** Skrzydła mają obrys prostokątny ze skosem  $9^\circ$ . Podparte są podwójnym zastrzałem z każdej strony. Konstrukcja duralowa, kryta blachą i częściowo kryta tkaniną. Keson kryty blachą żłobkową. Końcówki płata wykonane z laminatu i łatwo wymienialne. Dźwigar nitowany jest w wyciskanych kątownikach duralowych. Płat całkowicie szczelny. Dla uzyskania dużych krytycznych kątów natarcia zastosowano na całej rozpiętości stały slot. Slot wykonany jest z laminatu, w postaci szeregu wzajemnie wymiennych segmentów. Poza swoją podstawową funkcją, ochrania on keson skrzydła od uderzeń np. ptaków. W części przykadłubowej płata znajdują się klapy podskrzydłowe, nieprzestawialne w locie. W celu poprawienia własności aerodynamicznych w dłuższym przelocie klapy można przestawić na ziemi na mniejszy kąt. Kłapa wykonana jest (podobnie jak slot) z kilku łatwo wymienialnych segmentów z laminatu epoksydowego. Kłapa spełnia ponadto dodatkowo rolę opylacza aerodynamicznego chemikaliów sypkich. Lotki kryte tkaniną. Mechanizm sterowania lotką umieszczony jest na górnej powierzchni płata i osłonięty owiewką.

**Kadłub** konstrukcji kratowej spawany z rur stalowych, kryty częściowo łatwo zdejmowanymi pokrywami, odpornymi na działanie chemikaliów, o konstrukcji laminatowej, a w tylnej części kryty tkaniną. Zbudowany w układzie — zbiornik przed kabiną, co ma bezpośredni wpływ na bezpieczeństwo pilota w razie wypadku (gdyż główna masa znajduje się przed kabiną). Kabina pilota jest uszczelniona i wentylowana. Doskonałą widoczność z kabiny uzyskano dzięki umieszczeniu pilota wysoko nad maską silnika i z tyłu za skrzydłem. Fotel pilota ma specjalnie dobrany kształt i jest regulowany. Kabina stanowi integralny fragment kadłuba. Ma drzwi z obu stron dające się awaryjnie odrzucić zarówno z wewnątrz kabiny, jak i z zewnątrz. Za kabiną pilota przewidziano miejsce dla mechanika.

**Usterzenie** w układzie T. Na skośnym usterzeniu pionowym umieszczone usterzenie poziome podparte jednym zastrzałem z każdej strony. Obydwa stateczniki (pionowy i poziomy) metalowe, kryte blachą żłobkową. Stery wysokości i kierunku metalowe,



kryte tkaniną. Stery wyważone masowo. Na sterze wysokości kłapka wyważająca.

**Podwozie** stałe, trójkołowe z kółkiem ogonowym. Podwozie główne, trójgoleniowe, z amortyzatorami olejowo-powietrznymi i kołami z pneumatykami niskociśnieniowymi. Koła główne Stomil  $650 \times 200$  mm z hamulcami tarczowymi sterowanymi pneumatycznie. Koło ogonowe Stomil  $350 \times 135$  mm sterowane razem ze sterem kierunku.

**Napęd.** W pierwszym i drugim prototypie zastosowano 8-cylindrowy płaski silnik tłokowy Lycoming IO-720 A1B o mocy 400 KM, napędzający trójłopatowe śmigłoartzell HC-C3YR-1RF/F8475R o zmiennym skoku, średnicy 2,14 m. Zbiorniki paliwa o pojemności 360 l umieszczone w płacie za kesonem, pod zastrzałami.

**Wyposażenie agrolotnicze.** Aparatura agrolotnicza składa się z dwóch zestawów: wyposażenia, przy którym wykorzystuje się ciśnienie dynamiczne, powietrza (napęd wiatrakowy pompy i tunel powietrzny) oraz wyposażenia z napędem od silnika samolotu, poprzez przekładnię hydrauliczną. Zestaw pierwszy składa się z dysz rozmieszczonych na rurach wzdłuż krawędzi spływu płata (do oprysku grubokroplistego), z wyposażenia do oprysku drobnokroplistego (sześć atomizerów) oraz z wyposażenia do opylania i rozrzucania drobnych granulatów i ziarna. Drugi zestaw ma taką samą aparaturę do oprysku, różniącą się jedynie napędem pompy (od silnika). Zasadnicza różnica polega na zastosowaniu do rozrzucania granulatów rozrzutnika odśrodkowego, do napędu którego wykorzystano część mocy silnika samolotu. Obydwa zestawy są wymienne. Aparaturę agrolotniczą włącza się przyciskami na drążku i dźwigni gazu, a steruje się nią za pomocą zaworów elektropneumatycznych. Możliwe jest regulowanie z kabiny pi-

lota wydatku i ciśnienia chemikaliów. W kadłubie samolotu, pod kabiną pilota, znajduje się przestrzeń pozwalająca na umieszczenie jednego z zestawów wyposażenia rolniczego na czas przelotu. Zbiornik chemikaliów laminatowy, wyjmowany, o pojemności 1250 l, na 800 kG ładunku.

### ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W

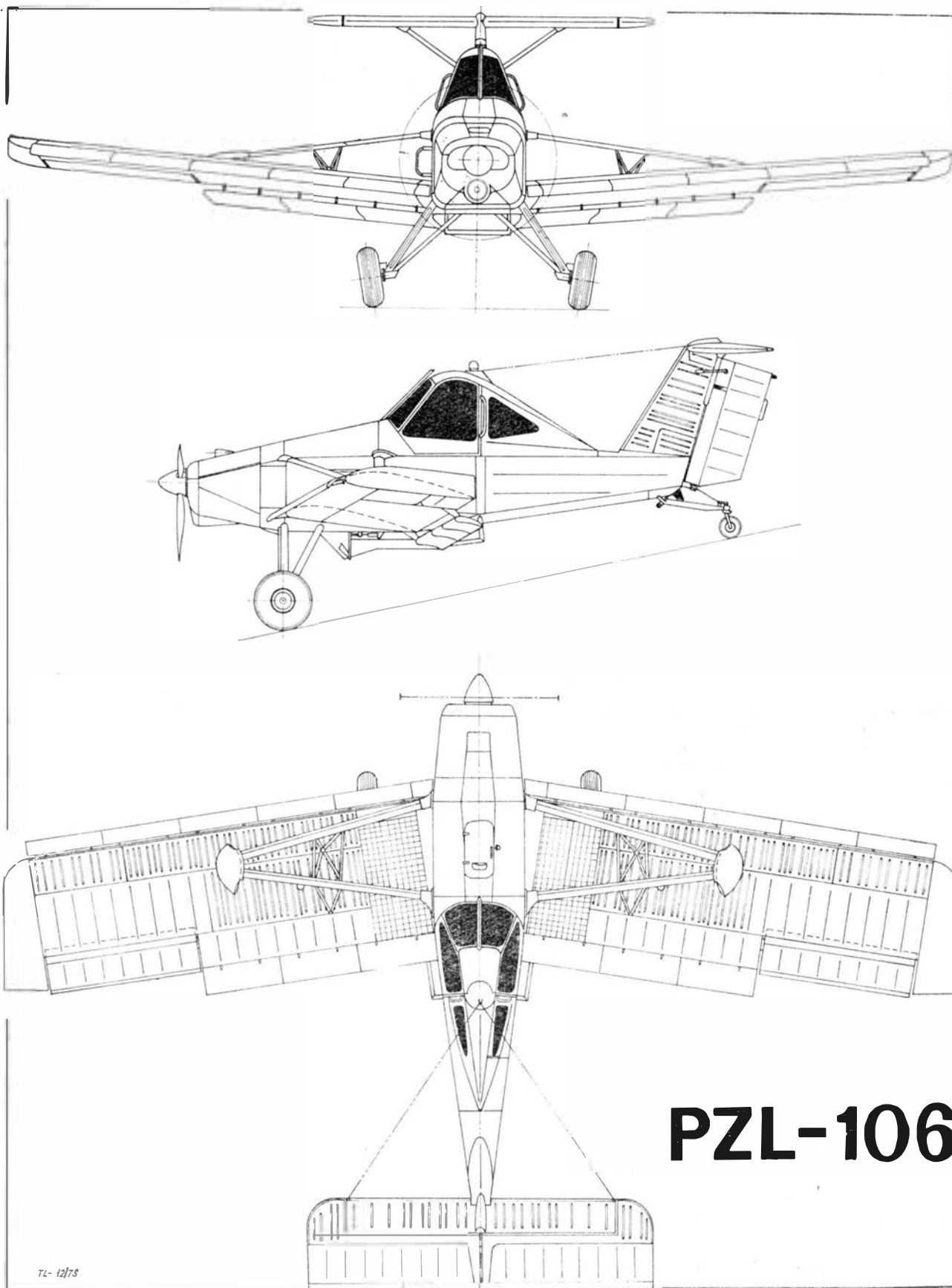
1971 r. w biurze konstrukcyjnym Instytutu Lotnictwa rozpoczęto pod kierunkiem mgr inż. Andrzeja Frydrychewicza prace nad projektem samolotu rolniczego PZL-106.

Po przejściu biura w 1972 r. do WSK-Okęcie pracę kontynuowano. 9 czerwca 1972 r. ukończono budowę makiety samolotu. W lipcu 1972 roku powstaje w WSK-Okęcie Zakład Doświadczalny, w którym zostaje ukończona dokumentacja konstrukcyjna opracowana przez biuro konstrukcyjne. Montaż prototypu ukończono 31 marca 1973 r. Prototyp SP-PAS został oblatany 17 kwietnia 1973 roku przez mgr inż. Jerzego Jędrzejewskiego, a oficjalny pokaz samolotu w obecności najwyższych władz partyjnych odbył się 27 kwietnia 1973 r. Dla przyspieszenia prac nad budowaniem PZL-106, zdecydowano się na zastosowanie w pierwszym samolocie SP-PAS skrzydeł drewnianych, zaprojektowanych w SZD, a wykonanych w zakładach szybowcowych w Jeżowie. Podwozie główne i ogonowe, kratownicę kadłuba, strukturę kabiny i zastrzały wykonano w Instytucie Lotnictwa, a resztę zespołów w WSK-Okęcie, gdzie samolot zmontowano. Drugi prototyp oznaczony SP-PBG, a oblatany w październiku 1973 r., wystawiony był na Międzynarodowych Targach Technicznych w Poznaniu w 1974 r. i na wystawie Osiągnięć XXX-lecia PRL w Moskwie. Trzeci prototyp SP-PBH wyposażono w silnik gwiazdowy PZL-3S (LIT-3S) o mocy 600 KM z czterolopatowym śmigłem. Ma on powiększone usterzenie poziome. Trzeci prototyp był oblatany w październiku 1974 r.

**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość	13,0 m	Pojemność zbiornika chemikaliów	1250—1300 l
Długość	8,40 m	Prędkość przelotowa	160 km/h
Wysokość	2,90 m	Prędkość robocza	120—160 km/h
Powierzchnia nośna	29,50 m <sup>2</sup>	na wysokości	5—15 m
Powierzchnia nośna bez slotu i klap	24,5 m <sup>2</sup>	Wznoszenie	3 m/s
Ciężar własny	1150 kG	Rozbieg	100—150 m
Maks. ciężar startowy	2250 kG	Dosięg	100—150 m

W. B.



## Kartoteka TLiA

## Saab AJ37 Viggen

Szwecja

**Jednomiejscowy samolot szturmowy, mogący służyć także jako myśliwiec przechwytyjący**

**KONSTRUKCJA.** Wolnonośny dolnopłat konstrukcji metalowej, bez usterzenia poziomego, z przednim płatem pomocniczym (układ kaczka).

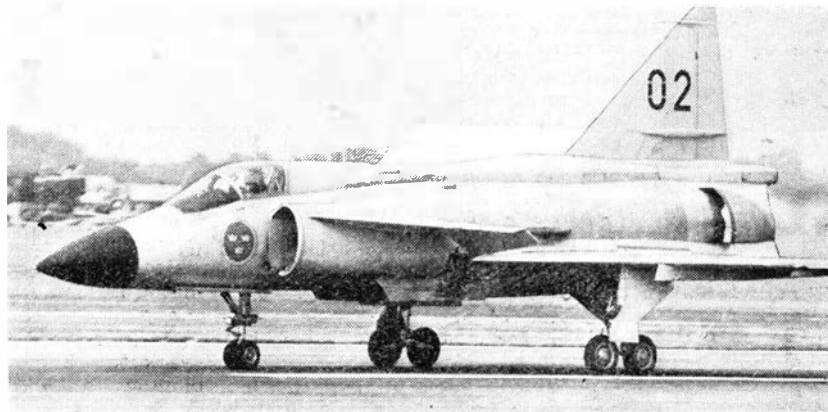
**Płat.** Można wyróżnić dwa płaty: przedni i tylny. Płat przedni typu delta o małej grubości względnie i skosie krawędzi natarcia wynoszącym  $60^\circ$ . Zaopatrzone w kłapy wyposażone w układ sterowania warstwą przysięcienną przy pomocy nadmuchu powietrza pobieranego ze sprężarki silnika. Płat tylny w układzie podwójnej delty ze skosem zmiennym wzdłuż rozpiętości: mniejszym w części przykadłubowej ( $45^\circ$ ) i większym w części zewnętrznej ( $57^\circ$ ) — odwrotnie aniżeli w samolocie Draken. Płat tylny posiada dwuczęściowe sterolotki. Pokrycia kłap płata przedniego, sterolotek mają konstrukcję przekładkową, klejoną.

**Kadłub.** Kadłub konstrukcji półskorupowej z elementami o konstrukcji skorupowej. Wiatrochron oraz osłona kabiny wykonane każde z jednego arkusza szkła. Osłona typu kropłowego, natomiast wiatrochron posiada kształt rozwijalny. Ten ostatni formowany jest ze szkła organicznego wstępnie naprężonego i obliczony na obciążenia dynamiczne powstające przy zderzeniu z ptakiem o ciężarze 2 kg przy prędkości 1100 km/h. Fotel pilota wyrzucany, pozwalający pilotowi opuścić kabinę w warunkach awaryjnych przy prędkości  $v = 0$  i na wysokości  $H = 0$ . Hamulce aerodynamiczne konstrukcji przekładkowej. Kadłub wykonany ze stopów aluminium, tytanu (miejsca obciążone ciepłnie) i z tworzyw sztucznych (osłona radaru).

**Usterzenie** pionowe klasyczne: statecznik pionowy i ster. Usterzenie składane, co ułatwia hangarowanie samolotu w schronach podziemnych. Statecznik konstrukcji półskorupowej. Ster kierunku konstrukcji przekładkowej, napędzany przez wzmacniacze hydrauliczne ze zmiennym przełożeniem zapewniającym odpowiednie siły na organach sterowania w kabinie w funkcji prędkości lotu.

**Podwozie** chowane. Goleń przednia wyposażona w dwa sterowane koła z pneumatykami wysokiego ciśnienia ( $10,9 \text{ kg/cm}^2$ ) o wymiarach  $18 \times 5,5$ , osadzone na wspólnej osi. Golenie podwozia głównego mają również koła podwójne o wymiarach  $26 \times 6,6$ , jednakże usytuowane w tandem (układ zastosowany po raz pierwszy z pneumatykami o ciśnieniu  $15,1 \text{ kg/cm}^2$ ). Koła tego podwozia wciągane są do przykadłubowych części skrzydeł, przy czym amortyzatory zostają ściśnięte o  $1/3$  skoku, a koła umieszczone zostają w położeniu poziomym.

Układ kół w tandem zdolny jest do przejścia większych obciążeń



dynamicznych aniżeli konwencjonalne, co zmniejsza długość drogi lądowania, dzięki możliwości wykonania przyziemia z dużą prędkością pionową (maks. prędkość opadania 5 m/s). Koła przednie wciągane do przodu, z tym, że pokrywy wychylane są nie o  $90^\circ$  jak to ma zwykle miejsce, lecz o  $180^\circ$ , w celu wyeliminowania ich wpływu na stateczność kierunkową samolotu.

**Napęd.** Dwuprzepływowy silnik odrzutowy RM 8A budowany przez Volvo Flygmotor na licencji amerykańskiego silnika cywilnego Pratt — Whitney JT8D-22. Do tego silnika firma SAAB opracowała dopalacz oraz odwracacz ciągu. Ciąg silnika w warunkach startowych wynosi 6700 kG, a z dopalaniem 11790 kG. Przy wydatku powietrza 145 kG/s (maks. wydatek w locie wynosi 250 kG/s) jednostkowe zużycie paliwa wynosi 0,505 kG/hkG. Paliwo mieści się w sześciu zbiornikach wewnętrznych, istnieje również możliwość podwieszenia pod kadłubem zbiornika dodatkowego.

**Wyposażenie.** Całość awioniki samolotu waży około 600 kG i składa się z 50 zespołów. Podstawowym elementem jest zminiaturyzowana maszyna cyfrowa zwana centralnym przelicznikiem cyfrowym. Przelicznik o ciężarze ok. 75 kG zapewnia w pełni zautomatyzowaną nawigację przekazując pilotowi ciągle dane dotyczące pozycji samolotu, a także jego odległości oraz współrzędne w stosunku do punktów odniesienia. Poza tym dokonuje przeliczeń związanych z celowaniem i zasięgiem uzbrojenia, włączając w to również celowanie przy pomocy urządzeń radiolokacyjnych. Oprócz tego do jego zakresu pracy należy kontrola zużycia paliwa, sprawdzanie osprzętu w samolocie oraz przetwarzanie sygnałów wysyłanych i odbieranych przez samolot. W celu zapewnienia niezbędnej stateczności przy małych prędkościach zastosowano tzw. automat ciągu, który umożliwia pilotowi utrzymanie odpowiedniej stałej prędkości podczas podchodzenia do lądowania. Oznacza to możliwość realizowania strome go podejścia do lądowania z minimalnie bezpieczną prędkością i jednocześnie zredukowaniem do

minimum błędów w obliczeniach pilota. Instalacja elektryczna zasilana jest z prądnicy o stałej liczbie obrotów i mocy 60 kVA, wytwarzającej prąd zmienny trójfazowy o napięciu 210/115 V i częstotliwości 400 Hz. Zasilanie awaryjne daje turbina powietrzna o mocy 6 kVA, która włącza się automatycznie w przypadku przerwy w dopływie prądu. Prąd stały o napięciu 28 V dają akumulatory i prostowniki. Instalacja hydrauliczna samolotu składa się z dwóch niezależnych systemów. Ciśnienie robocze wynosi  $210 \text{ kg/cm}^2$ .

**Uzbrojenie.** Samolot posiada siedem uchwytów pod kadłubem i płatem, które mogą służyć do podwieszenia zasobników z działkami lub raketami lub też bomb czy kierowanych rakiet. Podstawowym uzbrojeniem wersji AJ 37 są dwie zdalnie kierowane rakiety taktyczne powietrze-ziemia RB 04 i RB 05. Do tego dochodzą rakiety do zwalczania celów naziemnych i bomby różnych kalibrów oraz zasobnik z działkiem typu Aden o kalibrze 30 mm.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** W latach pięćdziesiątych dowództwo szwedzkiego lotnictwa wojskowego podjęło decyzję o konieczności rozpoczęcia prac nad nowym samolotem przystosowanym do działań szturmowych rozpoznania i przechwytywania, tzn. samolotem, który w przyszłości mógłby zastąpić dwa samoloty — Lansen i Draken. Miał on być kontynuacją powojennej polityki uzbrojeniowej lotnictwa szwedzkiego, która rozpoczęła się od opracowania przez firmę *Svenska Aeroplan Aktiebolaget* (SAAB) samolotu myśliwskiego z napędem odrzutowym SAAB J29 Tunnan. Został on oblatany w 1948 r. i w latach 1951÷56 wyprodukowano go 664 sztuki. W następnej kolejności powstały: poddźwiękowy samolot myśliwsko-bombowy SAAB A32/J32 Lansen (oblot w 1952 r. i w latach 1955—60 wyprodukowano 450 szt.), naddźwiękowy samolot wielozadaniowy SAAB Draken (oblot w 1955 r., do roku 1971 wykonano 600 szt.). Analizę projektu samolotu SAAB AJ37 Viggen rozpoczęto w 1958 r. by w 1961 r. zakończyć opracowanie wymagań eksploatacyjnych. W oparciu o do-



świadczenia zdobyte przy budowie i eksploatacji samolotu Draken w ciągu trzech lat przeanalizowano ponad 100 różnych wariantów kształtów płatowca w celu wybrania optymalnego pod względem spełnienia wymagań aerodynamicznych, konstrukcyjnych, technologicznych, eksploatacyjnych itp. Prace nad właściwym projektem rozpoczęto w 1962 r., a w roku 1965 rząd Szwecji podjął decyzję o dalszym kontynuowaniu prac w celu wdrożenia samolotu do produkcji seryjnej. Budowę pierwszego prototypu do lotu zakończono 24 listopada 1966 r., a oblotu dokonano w dniu 8 lutego 1967 r. Na przygotowanie prototypu zużyto 7,6 mln roboczogodzin, z czego 5,7 mln na prace nad projektem, konstrukcją i doświadczenia, a 1,9 mln na prace warsztatowe. Pierwszy seryj-

ny AJ37 wystartował 23 lutego 1971 r. Konstrukcja samolotu Viggen została pomyślana tak, aby mógł on być wykorzystany w następujących wersjach:

**AJ37** — jednomiejscowy szturmowy.

**SK37** — dwumiejscowy (miejsca w tandem) szkolno-treningowy.

Oblatany 2 lipca 1970 r. wszedł do służby od czerwca 1972 r. W stosunku do AJ37 posiada powiększony statecznik pionowy.

**SF37** — jednomiejscowy rozpoznawczy. Oblot 21 maja 1973 r. Wyposażenie: 2 kamery do zdjęć z dużej wysokości, 4 kamery do zdjęć z małej wysokości, kamera na podczerwień, pionowy celownik. Uzbrojenie: zdalnie kierowane rakiety powietrze-powietrze do samoobrony. Ma wejść do służby nie wcześniej niż przed 1977 r.

**JA37** — jednomiejscowy myśliwski. W stosunku do AJ37 posiada silnik o większym ciągu Flygmotor RM 8B, nową awionikę, nowy radar (AUP-1022), zabudowane pod środkową częścią kadłuba działko 30 mm Oerlikon 304RK, nowy celownik. Oblatany 27.IX.74 r. Przewidywane wejście do służby — 1978 r.

**SH37** — jednomiejscowy dozorcujący lotnictwa morskiego. Wyposażenie: kamera z szerokokątnym obiektywem na prawym zewnętrznym zaczepie podkadłubowym, 3 kamery na podczerwień do zdjęć z małej wysokości na lewym zaczepie. Uzbrojenie: zdalnie sterowane rakiety powietrze-powietrze do samoobrony.

Przewiduje się wykonanie 400 sztuk AJ37.

#### DANE TECHNICZNE

##### Wymiary

##### Rozpiętość:

— płata przedniego	5,40 m
— płata tylnego	10,60 m

##### Długość

	16,30 m
--	---------

##### Wysokość

	5,60 m
--	--------

##### Pow. nośna:

— płata przedniego	15,50 m <sup>2</sup>
— płata tylnego	46,00 m <sup>2</sup>

##### Rozstaw kół

	4,76 m
--	--------

##### Rozstaw osi (baza podwozia)

	5,54 m
--	--------

##### Ciężary

Ciężar startowy normalny	16 000 kG
Ciężar startowy maks.	18 000 kG

Obciążenie pow. nośnej	343 kG/m <sup>2</sup>
------------------------	-----------------------

Obciążenie mocy	1,5 kG/kG
-----------------	-----------

##### Osiągi

##### Prędkość maks.:

— na wysokości 12 000 m	2 M (2120 km/h)
— na wysokości 100 m	1,1 M (1350 km/h)

##### Prędkość podejścia do lądowania

	220 km/h
--	----------

##### Czas wznoszenia na wys. 11 000 m

	2 min.
--	--------

##### Pułap:

— praktyczny	18 888 m
— maksymalny	24 000 m

##### Rozbieg

	400 m
--	-------

##### Dobieg

	400÷450 m
--	-----------

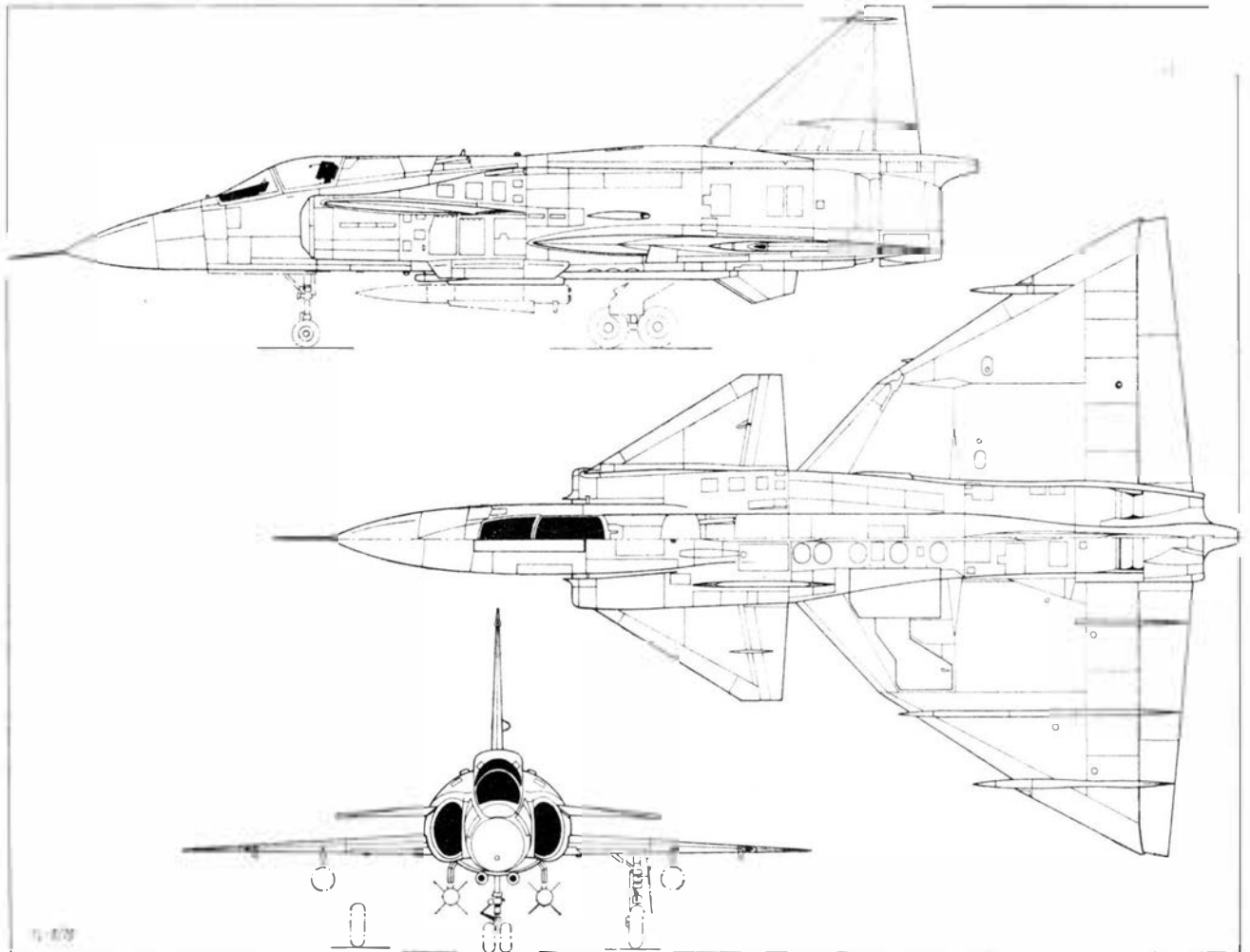
##### Promień działania z uzbrojeniem zewnętrznym dla profilu lotu:

— wysoko — nisko — wysoko	1000 km
— na małej wysokości	500 km

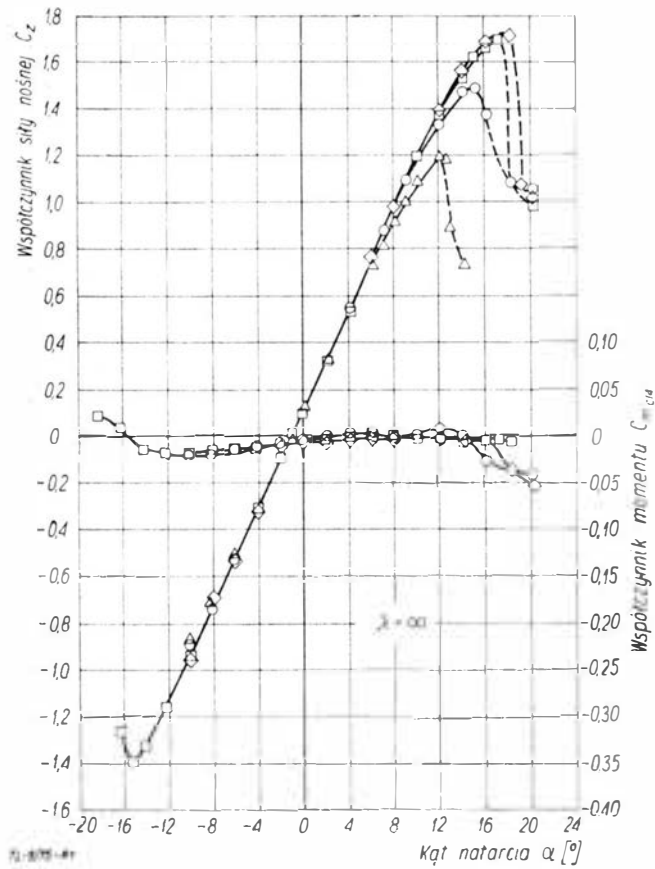
##### Współczynnik obciążenia dopuszczalnego

	$m = 8$
--	---------

W.B.



# Charakterystyki profili NACA 23015 i NACA 0012

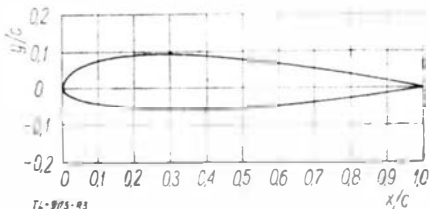
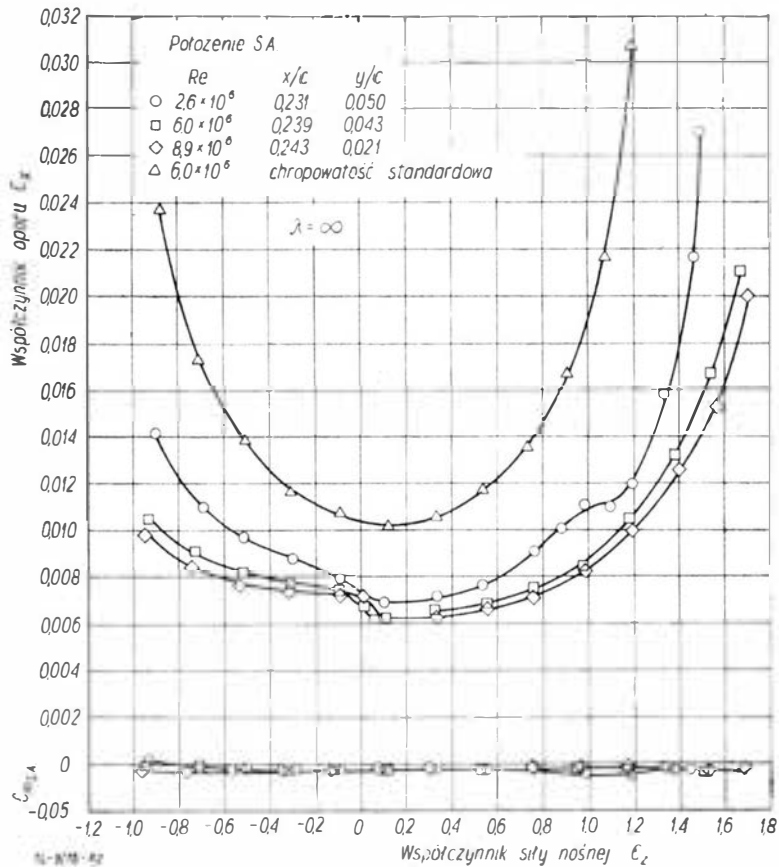


TABLICA 1. Współrzędne geometryczne profilu NACA 23015 [% c]

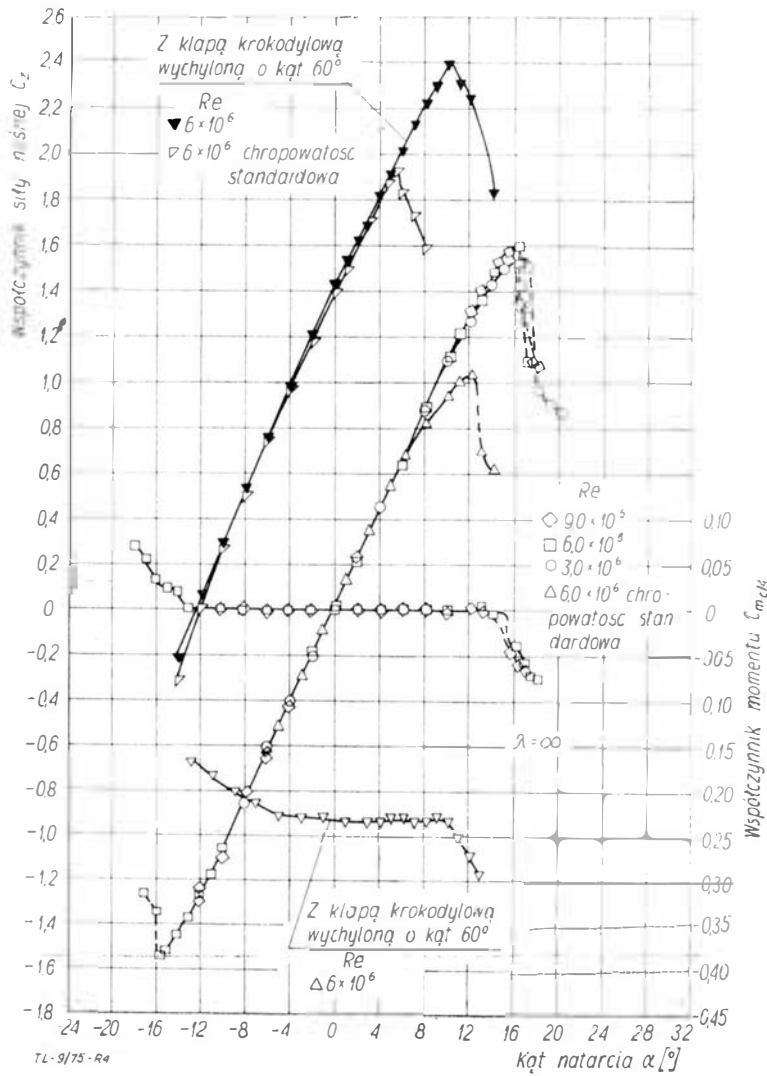
x	yu	yd
0		0
1,25	3,34	-1,54
2,5	4,44	-2,25
5,0	5,89	-3,04
7,5	6,90	-3,68
10	7,64	-4,09
15	8,52	-4,84
20	8,92	-5,41
25	9,08	-5,78
30	9,05	-5,96
40	8,95	-5,92
50	7,74	-5,50
60	6,61	-4,81
70	5,25	-3,91
80	3,73	-2,83
90	2,04	-1,59
95	1,12	-0,90
100	0,16	-0,16

Promień krawędzi natarcia 2,48% c      Pochylenie promienia 0,305

OZNACZENIA:  $C_z$  — współczynnik siły nośnej,  $C_x$  — współczynnik siły oporu,  $C_{m_{S.A.}}$  — współczynnik momentu względem środka aerodynamicznego,  $C_{m_{c/A}}$  — współczynnik momentu względem punktu położonego w 1/4 cięciwy, S.A. — środek aerodynamiczny, Re — liczba Reynoldsa,  $\lambda$  — wydłużenie płata, c — cięciwa



POMOCE KONSTRUKCYJNE



TABLICA 2. Współrzędne geometryczne profilu NACA 0012 [% c]

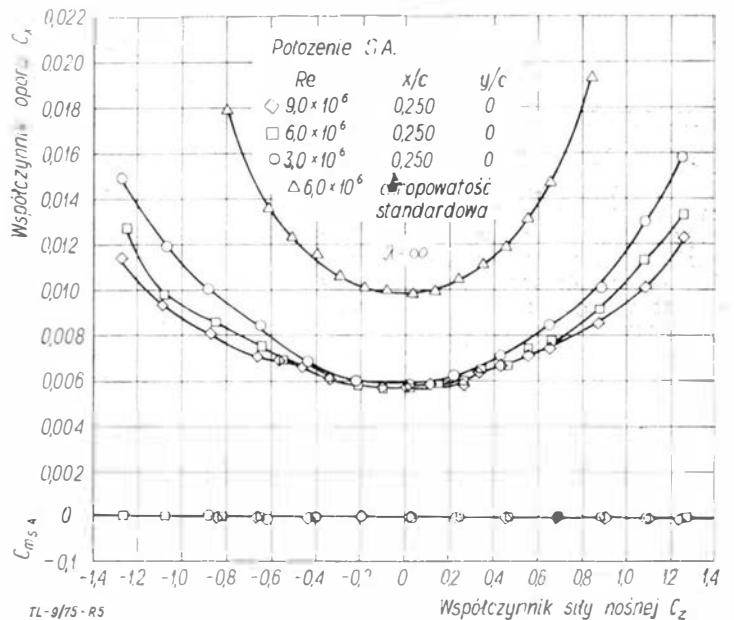
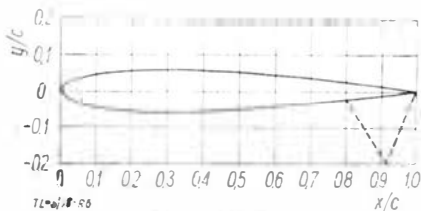
$x$	$y_d = y_0$
0	0
1,25	1,894
2,5	2,615
5,0	3,555
7,5	4,20
10	4,683
10	5,345
20	5,737
25	5,941
30	6,002
40	5,803
50	5,294
60	4,563
70	3,664
80	2,623
90	1,448
95	0,807
100	0,126

Promień krawędzi natarcia  
 1,58 %c

Opracował: S. Jarnot wg H. Abbotta Theory of wing sections

WCT/203/K/75

OZNACZENIA:  $C_z$  — współczynnik siły nośnej,  $C_x$  — współczynnik siły oporu,  $C_{m,SA}$  — współczynnik momentu względem środka aerodynamicznego,  $C_{m,c/4}$  — współczynnik momentu względem punktu położonego w 1/4 cięciwy, S.A. — środek aerodynamiczny,  $Re$  — liczba Reynoldsa,  $\lambda$  — wydłużenie płata,  $c$  — cięciwa



Mgr inż. WIESŁAW STAFIEJ

Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Szybownictwa — Bielsko Biala

# Wyznaczanie współczynnika momentu pochylającego dla szybowca bez usterzenia na podstawie pomiarów w locie

Przedstawiono metodę kolejnych przybliżeń dla wyznaczenia współczynnika momentu pochylającego na podstawie pomiarów kąta wychylenia steru wysokości szybowca w locie w stanach równowagi podłużnej. Metoda uwzględnia wpływ odkształceń konstrukcji.

Poprawne wyznaczenie wartości współczynnika momentu pochylającego bez usterzenia jest podstawą obliczeń własności szybowca w zakresie równowagi podłużnej oraz obciążeń usterzenia wysokości. Jeżeli konstruktor nie dysponuje wynikami uzyskanymi metodą dmuchań tunelowych modelu zaprojektowanego układu kadłuba (a tak się najczęściej dzieje), wyznaczenie wielkości współczynnika momentu pochylającego, wywołanego opływem kadłuba, stwarza duże trudności. Dostępne zależności teoretyczne dają tylko wartości przybliżone i to dla kadłubów o kształtach regularnych. Kadłuby współczesnych szybowców wyczynowych kształtowane są pod kątem widzenia optymalnych osiągnięć, a więc elementem decydującym jest w tym przypadku charakterystyka oporowa. Wpływ kadłuba na stan równowagi podłużnej traktowany jest jako cecha drugorzędna i tym samym zajmująca mniej uwagi aerodynamików.

Warunkiem bezpiecznego użytkowania szybowca jest zapewnienie określonego przepisami zapasu bezpieczeństwa w stosunku do obciążeń niszczących. Zapas ten może być wyznaczony w sposób prawidłowy tylko wtedy, kiedy obciążenia dopuszczalne wyznaczone teoretycznie opierają się na wielkościach sił i momentów nieznacznie tylko odbiegających od stanu rzeczywistego, potwierdzonego pomiarami w locie. Dotyczy to szczególnie obciążeń usterzenia wysokości, zależnych zarówno od współczynników aerodynamicznych jak i od położenia środka ciężkości szybowca w locie. Wielkość sił na usterzeniu zależy zatem w sposób istotny od wielkości momentu pochylającego bez usterzenia.

## Obliczeniowa wartość współczynnika $C_{m_{bu}}$

Wielkość momentu pochylającego dla szybowca bez usterzenia wysokości określona jest związkiem:

$$M_{bu} = C_{m_{bu}} \cdot S \cdot q \cdot l_a \quad (1)$$

gdzie:  $C_{m_{bu}}$  — współczynnik momentu,  $S$  — powierzchnia nośna,  $q$  — ciśnienie dynamiczne,  $l_a$  — średnia cięciwa odniesienia skrzydła.

Wartość współczynnika  $C_{m_{bu}}$  zgodnie z oznaczeniami na rys. 1 wynosi:

$$C_{m_{bu}} = C_{m_0} - C_n \frac{x}{l_a} - C_t \frac{z}{l_a} + C_{m_k} \quad (2)$$

gdzie:  $C_{m_0}$  — współczynnik momentu skrzydła względem 25% cięciwy,  $C_n$  — współczynnik składowej siły aerodynamicznej normalnej do cięciwy,  $C_t$  — współczynnik składowej stycznej,  $C_{m_k}$  — współczynnik momentu pochylającego wywołany opływem kadłuba.

Wielkość  $C_{m_k}$ , będąca funkcją kąta natarcia kadłuba, kryje w sobie także wpływ sił stycznych powstających na usterzeniu kierunku i usterzeniu wysokości (szczególnie w przypadku usterzeń typu T,

gdzie pojawia się wyraźne ramię siły stycznej względem środka ciężkości szybowca), jak również wpływ zaburzeń w opływie skrzydła wywołany obecnością kadłuba. O ile wielkości  $C_n$ ,  $C_t$  i  $C_{m_0}$  związane z charakterystyką profilu i geometrii skrzydła można wyznaczyć w sposób w zasadzie dokładny, o tyle wielkość  $C_{m_k}$  jest z reguły przybliżona i decyduje o rozbieżnościach obliczeń i pomiarów w locie.

## Stan równowagi podłużnej

Siła na usterzeniu ( $P_H$ ) równoważy moment szybowca bez usterzenia zgodnie z warunkiem:

$$C_{m_{bu}} \cdot S \cdot q \cdot l_a + P_H \cdot L_H = 0 \quad (3)$$

gdzie:  $L_H$  — ramię siły na usterzeniu wysokości względem środka ciężkości szybowca.

Wówczas współczynnik momentu pochylającego  $C_{m_{bu}}$  można uzależnić od siły na usterzeniu wysokości:

$$C_{m_{bu}} = - \frac{P_H \cdot L_H}{S \cdot q \cdot l_a} \quad (4)$$

Siła na usterzeniu wysokości wynosi:

$$P_H = \frac{k C_{z_H}}{d a_H} a_H \cdot S_H \cdot q_H \quad (5)$$

gdzie:  $d C_{z_H} / d a_H$  — pochylenie linii  $C_{z_H} = f(\alpha_H)$ ,  $S_H$  — powierzchnia nośna usterzenia wysokości,  $q_H$  — ciśnienie dynamiczne wynikające z prędkości strugi na usterzeniu,  $a_H$  — kąt natarcia usterzenia wysokości.

Wobec tego współczynnik  $C_{m_{bu}}$  przybiera postać:

$$C_{m_{bu}} = - \frac{\frac{d C_{z_H}}{d a_H} a_H \cdot S_H \cdot q_H \cdot L_H}{S \cdot l_a \cdot q} \quad (6)$$

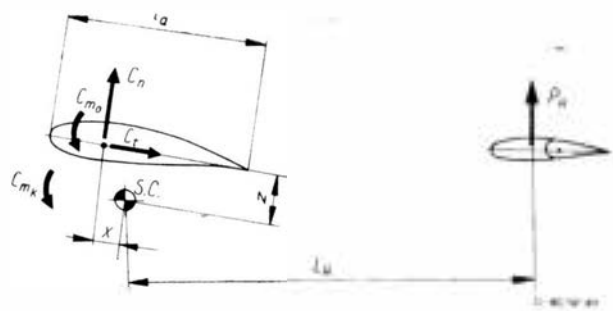
W przypadku szybowca można przyjąć, iż prędkości strugi na skrzydle i na usterzeniu są takie same i wówczas:  $q_H / q = 1$ . Oznaczając wielkość:

$$\frac{\frac{d C_{z_H}}{d a_H} S_H \cdot L_H}{S \cdot l_a} = A$$

uzyskuje się zależność:

$$C_{m_{bu}} = -A a_H \quad (7)$$

Wielkość  $A$  jest w zakresie prostoliniowej charakterystyki  $C_{z_H} = f(a_H)$  wartością stałą, a stany równowagi szybowca uzyskiwane są na ogół w tym za-



Rys. 1. Siły i momenty aerodynamiczne

kresie kątów natarcia na usterzeniu. Współczynnik  $C_{m_{bu}}$  jest więc liniową funkcją kąta natarcia na usterzeniu wysokości.

Kąt ten określony jest zależnością:

$$\alpha_H = \alpha - \varepsilon + \delta_H + \frac{da_H}{d\beta_H} \beta_H \quad (8)$$

gdzie:  $\alpha$  — kąt natarcia średniej cięciwy odniesienia skrzydła,  $\varepsilon$  — kąt odchylenia strug za skrzydłem w okolicy usterzenia wysokości,  $\delta_H$  — kąt zaklinowania średniej cięciwy odniesienia usterzenia wysokości względem średniej cięciwy odniesienia skrzydła,  $\frac{da_H}{d\beta_H}$  — zmiana kąta natarcia na usterzeniu wysokości wywołana wychyleniem steru wysokości,  $\beta_H$  — wychylenie steru wysokości dla zapewnienia stanu równowagi podłużnej.

Kąt wychylenia steru wysokości przy odpowiednim oprzyrządowaniu pomiarowym może być zmierzony w locie i stanowi wartość wyjściową do obliczeń. Dokonując pomiaru dla różnych prędkości lotu ustalonego uzyskuje się krzywą  $\beta_H = f(v)$ . Wielkość kąta odchylenia strug jest funkcją geometrii układu szybowca [1]. Kąt zaklinowania określony jest również przez geometrię układu. Zmiana kąta natarcia na usterzeniu wywołana wychyleniem steru zależy od jego charakterystyki aerodynamicznej [2].

Przytoczone związki zachodzą w przypadku traktowania szybowca jako bryły sztywnej. W rzeczywistości pod wpływem obciążeń pojawiają się odkształcenia, które zmieniają w sposób istotny ustalony stan równowagi [4].

### Wpływ odkształceń konstrukcji

Zmiany kąta natarcia na usterzeniu wysokości powstają w wyniku:

- skrócenia skrzydła,
- skrócenia usterzenia wysokości,
- ugięcia się kadłuba pod wpływem siły na usterzeniu wysokości.

Skrzydło doznaje odkształceń skrętnych pod wpływem momentu aerodynamicznego i masowego, które wywołują moment skręcający względem osi środków sił poprzecznych skrzydła. Kąt skręcenia w dowolnym przekroju  $y$  wzdłuż rozpiętości wynosi:

$$\varphi(y) = \int_0^y \frac{Ms}{GJ_0} dy \quad (9)$$

gdzie:  $M_s$  — moment skręcający,  $GJ_0$  — sztywność skrętna skrzydła.

Obydwie te wielkości zmieniają się wzdłuż rozpiętości. Zmiana kąta natarcia na skrzydło, wywołana odkształceniem skrętnym, wynosi:

$$\Delta\alpha_s = \frac{2}{S'} \int_0^{b/2} \varphi(y) l_y \cdot dy \quad (10)$$

gdzie:  $b$  — rozpiętość płata,  $l_y$  — cięciwa jako funkcja rozpiętości.

Podobna sytuacja powstaje na usterzeniu wysokości, wywołując zmianę kąta natarcia na usterzeniu:

$$\Delta\alpha_{H_s} = \frac{2}{S_H} \int_0^{b_H/2} \varphi_H(y) l_{Hy} \cdot dy \quad (11)$$

gdzie indeks  $H$  odnosi podane wyżej oznaczenia do usterzenia.

Kadłub pod wpływem siły na usterzeniu wysokości doznaje ugięcia do dołu (rys. 2). Ugięcie kadłuba powoduje przemieszczenie kątowne cięciwy usterzenia o wielkość:

$$\varphi_k = f(P_H)$$

W rezultacie tych odkształceń ulega zmianie kąt natarcia na usterzeniu wynosząc:

$$\alpha_H = \alpha - \varepsilon + \delta_H + \frac{da_H}{d\beta_H} \beta_H + \Delta\alpha_s + \Delta\alpha_{H_s} + \varphi_k \quad (12)$$

gdzie:  $\alpha - \varepsilon + \delta_H + \frac{da_H}{d\beta_H} \beta_H$  reprezentuje układ sztywnej, natomiast  $\Delta\alpha_s + \Delta\alpha_{H_s} + \varphi_k$  określa przyrost związany z odkształceniami.

Przyrost ów wprowadza pozorną zmianę kąta zaklinowania usterzenia wysokości względem cięciwy skrzydła, można zatem użyć następującego zapisu dla układu konstrukcyjnego odkształcalnego:

$$\delta_{H\varphi} = \delta_H + \Delta\alpha_s + \Delta\alpha_{H_s} + \varphi_k \quad (13)$$

Wówczas równanie (12) upodobnia się do równania (8):

$$\alpha_H = \alpha - \varepsilon + \delta_{H\varphi} + \frac{da_H}{d\beta_H} \beta_H \quad (14)$$

### Wykorzystanie pomiarów w locie

Pomiary w locie dostarczają informacji w postaci funkcji  $\beta_H = f(v)$ . Uzyskuje się (po zamontowaniu na szybowcu oprzyrządowania pomiarowego) rzeczywiste wielkości kąta wychylenia steru wysokości  $\beta_w$  w realizowanych w locie stanach równowagi podłużnej.

Obliczenie współczynnika  $C_{m_{bu}}$  wg zależności (7) wymaga stosowania kolejnych przybliżeń. Z uwagi na dane pomiarowe parametrem wyjściowym jest prędkość lotu  $v$ .

#### Przybliżenie I

Po przyjęciu dowolnej wartości prędkości lotu  $v$ , a więc i ciśnienia dynamicznego  $q$  wyznacza się wielkość współczynnika siły nośnej:

$$C_{z1} = \frac{Q}{s \cdot q} \quad (15)$$

gdzie:  $Q$  — ciężar szybowca w locie, w którym dokonywano pomiarów kąta wychylenia steru wysokości.

Odpowiadającą wartość kąta natarcia skrzydła  $\alpha$  należy odczytać z charakterystyki aerodynamicznej skrzydła:  $C_z = f(\alpha)$ .

Wielkość  $\alpha$  oraz  $\beta_H$  po wstawieniu do równania (8) pozwala na wyznaczenie kąta natarcia na usterzeniu (dla konstrukcji na razie nie odkształconej). Zależność (5) podaje wielkość siły na usterzeniu wysokości  $P_H$ .

#### Przybliżenie II

Należy dokonać korekty współczynnika siły nośnej:

$$C_{zII} = \frac{Q - P_H}{S \cdot q} \quad (16)$$



i podobnie jak w I przybliżeniu wyznaczyć:  $\alpha$ ,  $\alpha_H$  i  $P_H$ .

Znając kąt natarcia skrzydła, a więc i współczynniki aerodynamiczne i znając także parametry geometryczne kesonu skrzydła wyznacza się kąt skręcenia i zmianę kąta natarcia całego skrzydła. Podobnych obliczeń należy dokonać również dla usterzenia wysokości, na podstawie znajomości kątów  $\alpha_H$  i  $\beta_H$ .

W celu wyznaczenia kąta ugięcia kadłuba  $q_k$  należy wyznaczyć przebieg odkształcenia. Ponieważ tylna część kadłuba (od okuć skrzydłowych do punktu zamocowania usterzenia wysokości) stanowi belkę o zmiennej sztywności wzdłuż długości, najlepiej posłużyć się metodą analityczno-wykresną Mohra.

Uzyskane przyrosty kąta natarcia na usterzeniu pozwalają na wyznaczenie kąta zaklinowania układu elastycznego wg równania (13) i znalezienie nowego kąta natarcia na usterzeniu wg równania (14).

### Przybliżenie III i dalsze

Dla wielkości zmienionych kątów natarcia skrzydła, usterzenia, oraz zmienionej wartości siły  $P_H$  należy ponownie wyznaczyć odkształcenia konstrukcji i powtórzyć działania z II przybliżenia. Uzyskana w wyniku przybliżenia wartość  $\alpha_H$  pozwala na wyznaczenie współczynnika  $Cm_{bu}$  wg zależności (7).

### Praktyczny przebieg obliczeń

Przedstawiony sposób obliczeń wielkości  $Cm_{bu}$  jest żmudny i pracochłonny, wymaga bowiem wyznaczania odkształceń konstrukcji, a ponadto powtarzania rachunku dla każdej z wytypowanych prędkości lotu w ilości takiej, aby móc wykonać wykres:  $Cm_{bu} = f(\alpha)$  w całym zakresie prędkości od przeciągnięcia do prędkości maksymalnej. Obliczenie takie nadaje się więc do zaprogramowania na maszynę cyfrową, która jednakże nie zawsze jest do dyspozycji konstruktora. Warto zatem zdecydować się na pewne uproszczenia, które nie wpłyną w znaczny sposób na poprawność wyników.

Odształcenie skrętne skrzydła i usterzenia wysokości zmniejszają kąt natarcia. Przy konwencjonalnym układzie konstrukcyjnym skrzydła i usterzenia wysokości różnice pomiędzy odkształceniem skrętnym skrzydła i usterzenia są niewielkie. Wobec tego obrót cięciw skrzydła i usterzeń w zgodnym kierunku powoduje, iż wpływy kątów  $\Delta\alpha_s$  i  $\Delta\alpha_{Hs}$  wzajemnie się niwelują.



Rys. 2. Wpływ odkształcenia kadłuba na kąt natarcia usterzenia

Odształcenie giętne kadłuba  $q_k$  zaczyna dochodzić do głosu w sposób istotny dopiero przy wyższych wartościach ciśnienia dynamicznego, tak że wpływ ten można rozpatrywać dopiero dla prędkości powyżej około 120 km/h.

Przy takich założeniach zależność (13) sprowadza się do:  $\delta_H q = \delta_H$  w zakresie od  $v_{prze}$  do 120 km/h;  $\delta_H q = \delta_H + q_k$  w zakresie od  $v = 120$  km/h do  $v_{max}$ .

Wygodnie również sporządzić wstępnie wykres zależności:  $q_k = f(P_H)$  na podstawie obliczeń dla kilku pośrednich wartości  $P_H$  między wielkościami od  $P_H = 0$  do  $P_H = P_{H max}$ .

### Współczynnik $Cm_{bu}$ dla motoszybowca

Projekt aerodynamiczny motoszybowca wymaga wyznaczenia współczynnika  $Cm_{bu}$  w locie z silnikiem pracującym i w locie bezsilnikowym.

W motoszybowcach zazwyczaj pojawiają się nietypowe układy zespołu śmigłosilnikowego. Istnieją motoszybowce o układzie typowo samolotowym z silnikiem z przodu i śmigłem ciągnącym, ale wiele konstrukcji stosuje silnik i śmigło pchające, umieszczone bądź za skrzydłem, bądź na wysięgniku nad skrzydłem, przy czym odległości płaszczyzny śmigła od usterzenia wysokości są bardzo różne. Ponieważ dla nietypowych układów praktycznie brak danych empirycznych dotyczących wpływu strumienia za-śmigłowego na prędkość strugi w okolicy usterzenia wysokości i wpływu siły ciągu na równowagę podłużną, najkorzystniejszym wyjściem jest dokonanie pomiarów w locie wielkości kąta wychylenia steru wysokości jako źródła wnioskowania o wielkości współczynnika  $Cm_{bu}$ .

Uzyskane bowiem z lotu zależności:

— dla lotu bezsilnikowego

$$\beta_{H0} = f(v)$$

— dla lotu z pracującym silnikiem

$$(\beta_H)_{siln} = f(v)$$

pozwalają na wyznaczenie wg omówionej wyżej metody współczynników momentu pochylającego bez usterzeń:  $(Cm_{bu})_0$  dla lotu bezsilnikowego oraz  $(Cm_{bu})_{siln}$  dla lotu z silnikiem pracującym.

Znając obie zależności łatwo wyznaczyć dla zadanej prędkości lotu przyrost współczynnika momentu pochylającego bez usterzenia powodowany zainstalowaniem zespołu napędowego:

$$\Delta(Cm_{bu})_{siln} = (Cm_{bu})_{siln} - (Cm_{bu})_0$$

Znak tego przyrostu zależy od konfiguracji układu napędowego względem płatowca, a przy określonym układzie może zachodzić nawet zmiana znaku wraz ze zmianami prędkości lotu, a więc i kąta natarcia.

### Wnioski

Przytoczona metoda wyznaczania współczynnika  $Cm_{bu}$  na podstawie pomiarów kąta wychylenia steru wysokości w locie w stanach równowagi podłużnej pozwala na poprawne wyznaczenie obciążeń statycznych usterzenia wysokości. Oczywiście jest ona aktualna po zakończeniu budowy prototypu, pozwala jednak na dokonywanie modyfikacji egzemplarzy seryjnych. Istotny jest fakt, iż uwzględnienie odkształceń prowadzi do zmniejszenia obciążeń usterzenia wysokości, zabezpiecza więc przed przewymiarowaniem elementów nośnych struktury.

Omówione uproszczenia wskazują, iż zmiana rzeczywistego kąta zaklinowania usterzenia konstrukcji zależy głównie od ugięcia kadłuba w dół. Kąt zaklinowania usterzenia wysokości ujemny w stosunku do cięciwy skrzydła doznaje przyrostu dodatniego spowodowanego ugięciem, a zatem ujemna wartość kąta zaklinowania maleje. Prowadzi to do zjawisk niestateczności szybowca w zakresie wyższych prędkości lotu i dlatego też najczęściej w wyniku prób w locie dokonuje się zwiększenia kąta zaklinowania usterzenia w stosunku do kąta wyznaczonego w projekcie wstępnym prototypu (najczęściej z pominięciem wpływu odkształceń konstrukcji).

### LITERATURA

1. FISZDON F.: Mechanika lotu. Część I, Rozdz. 5.
2. SKARBINSKI A., STAFIEJ W.: Projektowanie i konstrukcja szybowców. Rozdz. 3.3.
3. NOWAKOWSKI W.: Szybka metoda obliczania podłużnej stateczności statycznej płatowca. *Technika Lotnicza* nr 2/1951.
4. STAFIEJ W.: Wpływ odkształceń konstrukcji na obciążenia sterowane szybowca. *Technika Lotnicza* nr 8/1987.

# Problemy ruchu lotniczego i lotnisk

Mgr inż. JAN SMOLEŃSKI

Piąty artykuł z cyklu „Porty lotnicze w nowoczesnym świecie” (na podstawie książki J. V. Blocka) analizuje zakres działalności portu lotniczego oraz charakteryzuje jego aparat zarządzania.

## Kierunki działania portów lotniczych

### Część I

Każde rozważanie o jakimś przedsiębiorstwie powinno się zacząć od analizy pozwalającej na jasne określenie zakresu jego działania. Spróbujmy tego dokonać w odniesieniu do portu lotniczego.

#### Wykonywanie usług

Spśród usług, które port lotniczy oferuje swoim klientom i swoim użytkownikom, należy wymienić w szczególności:

— obsługę samolotów, a więc: prowadzenie po drogach kolowania, ustawianie na miejscach postoju, zaopatrzenie w paliwo, sprzątanie i czyszczenie, kontrolę mechanizmów i naprawy, pomoc w razie awarii;

— usługi dla pasażerów: załadunek i wylądowanie, przyjęcie i ochronę, informację i kierowanie potoków, transport zewnętrzny, restauracje, załatwianie formalności i czynności dodatkowe, jak np. usługi handlowe, rozrywka, opieka lekarska, ekspozycje kulturalne i inne;

— usługi związane z przewozem bagażu i towaru: załadunek, wylądowanie, rozdział, segregację, kom-

pletowanie, dystrybucję, składowanie i związane z tym formalności;

— usługi na rzecz pojazdów naziemnych: rozwiązanie sprawy ruchu drogowego w porcie szczególnie od strony miasta, parkingi, stacje obsługi;

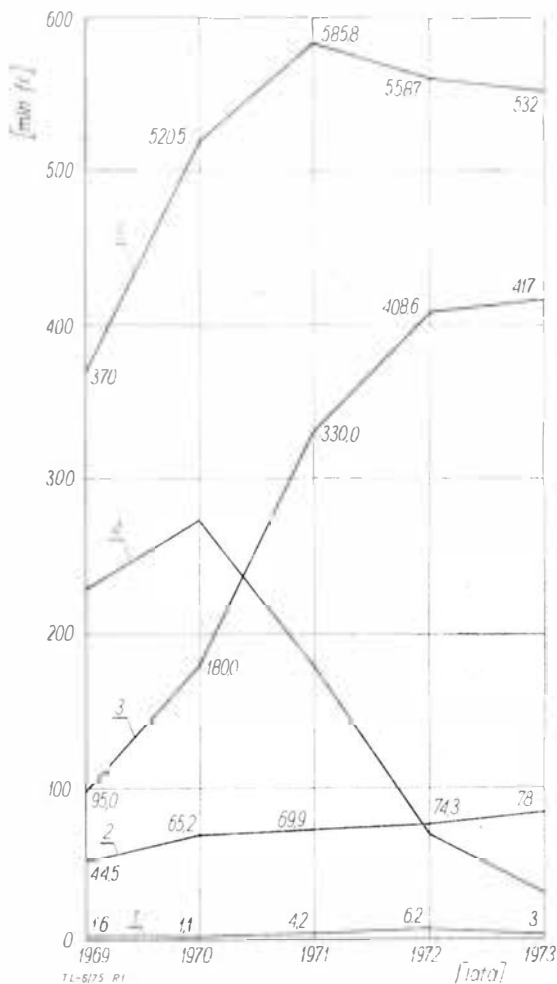
— usługi na rzecz towarzystw lotniczych będących w porcie: wynajem terenu, wynajem budynków, pomieszczeń, urządzeń i instalacji; świadczenia w zakresie zaopatrzenia w wodę, energię elektryczną, ogrzewanie, sieć telekomunikacyjną; usługi w zakresie robocizny, zaopatrzenia, wykonawstwa robót, studiów i projektowania, informacji, wydawnictw;

— usługi na rzecz pracowników: służby socjalne, służbę zdrowia, kształcenie zawodowe, środki transportowe, kulturę fizyczną i sport, rozrywkę;

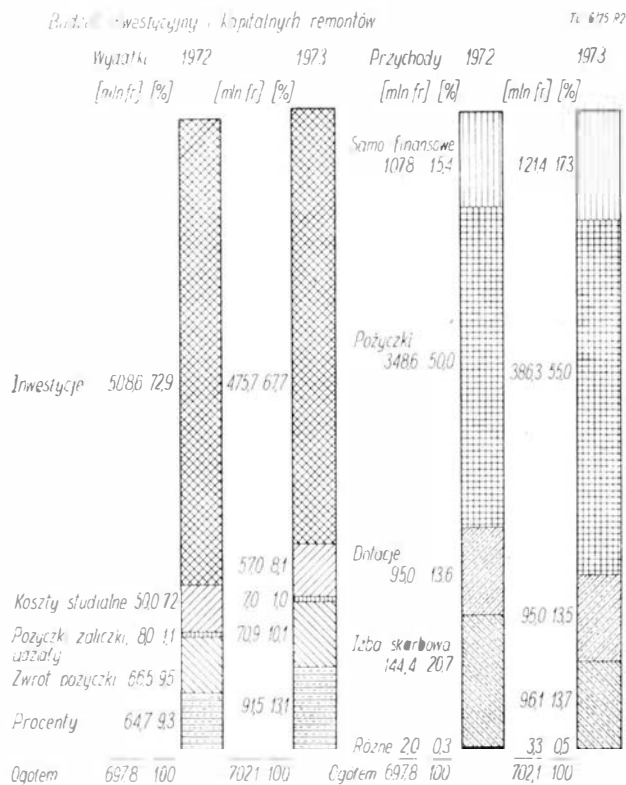
— wreszcie usługi na rzecz publiczności: zapewnienie bezpieczeństwa, zabezpieczenie przeciwpożarowe, pomoc medyczną, informację, walkę z uciążliwymi dla otoczenia skutkami istnienia portu.

Port lotniczy wykonuje na ogół tylko pewną część tych usług. Pozostałe wykonywane są bądź przez administrację terenową, bądź przez zakłady publiczne czy też towarzystwa lotnicze, a nawet koncesjonowane przedsiębiorstwa. Port lotniczy powinien jednak w każdym przypadku czuwać nad pełną dyspozycyjnością świadczonych usług, nad ich jakością i nad jednakowym traktowaniem wszystkich korzystających z usług portowych.

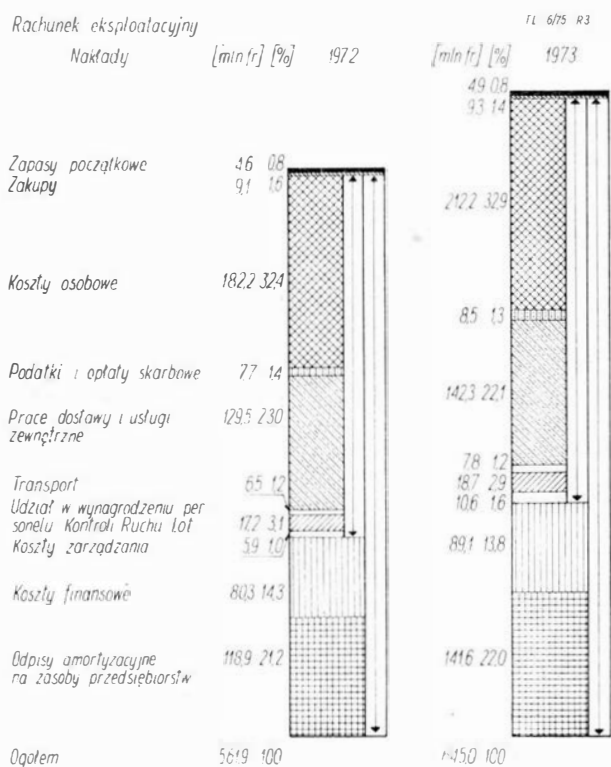
Różnorodność świadczonych usług sprawia, że na zarządzie portu lotniczego spoczywa jednocześnie odpowiedzialność za inwestycje, użytkowanie terenu i urządzeń, pełnienie służb publicznych, pracę pla-



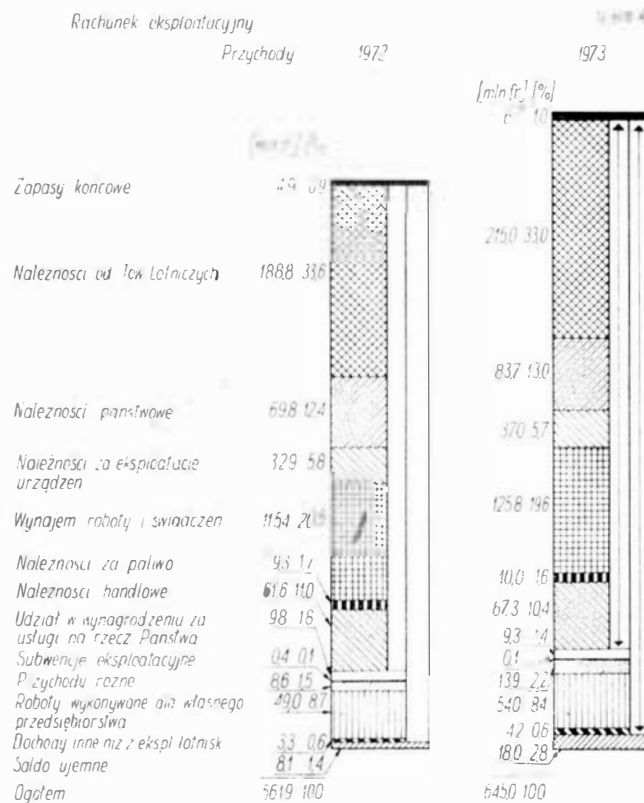
Rys. 1. Struktura inwestowania: 1 — Le Bourget, 2 — różne i koszty studiów, 3 — Charles de Gaulle, 4 — Orly, 5 — razem



Rys. 2. Budżet inwestycyjny Aeroport de Paris w latach 1972-1973



Rys. 3. Rachunek eksploatacyjny przedsiębiorstwa w nakładach



Rys. 4. Rachunek eksploatacyjny przedsiębiorstwa w przychodach

cówek handlowych oraz zagwarantowanie prawa i interesu publicznego.

### Tworzenie środków

Aby wykonać wszystkie te usługi czy też czuwać nad ich wykonaniem, potrzebne są środki materiałowe, finansowe i ludzkie. Zapewnienie tych środków należy do podstawowych zadań portu lotniczego.

Wyposażenie portu lotniczego w odpowiednie urządzenia wymaga przeprowadzenia przez wyspecjalizowane biura projektów odpowiednich studiów i opracowania niezbędnych projektów, a następnie realizacji robót przez własne czy też obce przedsiębiorstwa wykonawcze.

Znaczenie ogólnospołeczne i reprezentacyjny charakter obiektów i urządzeń portowych, ich wysoki koszt (we Francji liczony w setkach milionów franków), potrzeba ich szybkiej i ustawicznej rozbudowy, postęp w technice, pojawianie się nowych materiałów — czynią funkcję inwestora coraz bardziej odpowiedzialną i trudną. Inwestor portu lotniczego musi sięgać do najnowszych metod programowania i kontroli w nieustannej trosce o koszty inwestycyjne, czas budowy i wysoką jakość rozwiązań.

Poszukiwanie źródeł finansowania jest czynnością równie ważną, a przy tym delikatną. Przychody ze sprzedaży usług po odliczeniu kosztów własnych świadczonych usług i kosztów ogólnych utrzymania portu rzadko pozwalają na pokrycie wydatków inwestycyjnych ze środków, jakimi dysponuje sam port. Dla przykładu: w przedsiębiorstwie typu *Aéroport de Paris* przychody kształtują się w wysokości około 30 F od jednego pasażera, z czego 10 F pochodzi z opłat świadczonych przez towarzystwa lotnicze, 7 F ze świadczeń oferowanych bezpośrednio przez port lotniczy, 13 F z tytułu dzierżaw terenu, wynajmu lokali itp. Koszty własne wynoszą 25 F na pasażera, z czego 9 F są to koszty osobowe, 7 F — zaopatrzenie, zakupy i roboty, 5 F — koszty finansowe, 1 F — koszty ogólne, 3 F — podatki. Jak z tego wynika, na finansowanie inwestycji pozostaje skromna kwota 5 F od pasażera.

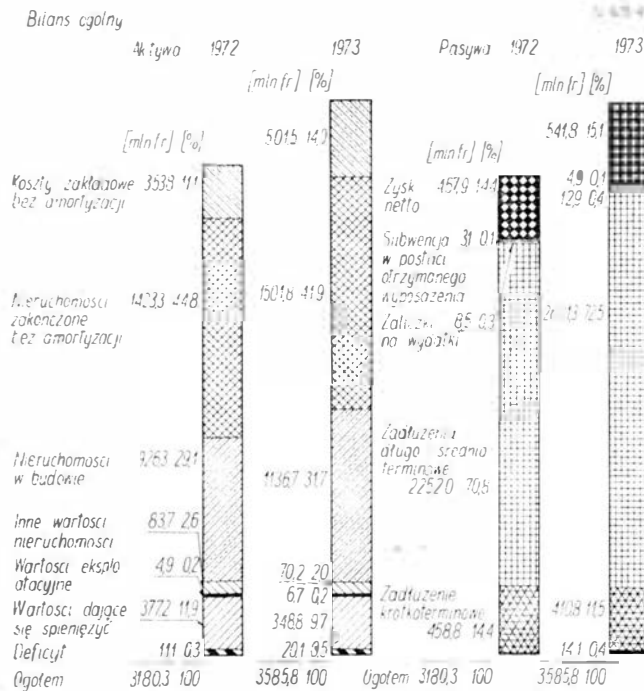
W zależności od statusu prawnego portu lotniczego główne środki finansowe na inwestycje pochodzą albo z subwencji budżetowych państwowych, regionalnych czy miejskich, albo z kapitałów zakładowych akcjonariuszy, albo z pożyczek ze Skarbu Państwa, z banków lub z pożyczek publicznych.

Inflacja i gwałtownie wzrastająca wielkość inwestycji niezbędnych, aby sprostać rozwojowi przewoźników lotniczych, stawiają przed portami lotniczymi trudne problemy finansowe. Porty lotnicze muszą się poważnie zadłużać i obciążać swe przyszłe zyski spłatami tym większymi, im wyższa jest stopa kredytowa.

Dla przykładu podaje się strukturę inwestowania (rys. 1) oraz budżet inwestycyjny *Aéroport de Paris* w latach 1972-1973 (rys. 2), rachunek eksploatacyjny przedsiębiorstwa w nakładach (rys. 3) i przychodach (rys. 4) oraz bilans ogólny za ten sam okres czasu (rys. 5).

Należy więc postawić pytanie: czy w tej sytuacji możliwa jest autonomia finansowa portów lotniczych? Część portów lotniczych twierdzi, że są one dochodowe i samowystarczalne — sprawie tej należy jednak przyjrzeć się nieco bliżej. Wiele portów lotniczych korzysta z pomocy bezpośredniej (subwencje, dotacje), z ulg podatkowych lub z różnych innych przywilejów finansowych, jak niskoprocentowe kredyty, odraczanie spłat itp. Administracja państwowa wyręcza wiele portów w pełnieniu czynności nierentownych, takich jak kontrola ruchu lotniczego, ochrona portu lotniczego, zapewnienie wyposażenia umożliwiającego ruch lotniczy. Z drugiej jednak strony trudności finansowe wielu portów byłyby znacznie mniejsze, gdyby administracja państwowa nie kładła na nie pewnych zobowiązań bez zapewnienia odpowiedniej rekompensaty (zakaz podnoszenia pewnych taryf, nakaz stosowania ulg dla pewnych użytkowników, zobowiązanie do świadczenia niektórych usług bezpłatnie itp.).

Nie można więc mówić o autonomii finansowej portów lotniczych bez określenia warunków zewnętrznych, które ustalają granice odpowiedzialności i samodzielności portu. W rzeczy samej, powyżej pewnego poziomu ruchu przychody portu, szczególnie z opłat za używanie urządzeń portowych, gwałtownie rosną i w tej sytuacji autonomia portu byłaby możliwa, pod warunkiem jednak, że port lotniczy nie byłby zmuszony do świadczenia usług wychodzących poza zasięg jego działalności czysto gospodarczej. Przed osiągnięciem tego progu pomoc w realizacji infrastruktury lotniczej jest niezbędna. Odnosi się to zresztą i do infrastruktury innych rodzajów



Rys. 5. Bilans ogólny za lata 1972-1973

transportu, jak porty morskie, drogi samochodowe, linie kolejowe.

Ideą idealną byłoby, aby wszystkie rodzaje transportu były traktowane jednakowo. Nie pociągałoby to wówczas za sobą wypaczeń ekonomicznych, które wpływają bezpośrednio na koszty transportu, a pośrednio obciążają użytkownika i płatnika podatków. Tendencje w tym kierunku już istnieją i prowadzą do tworzenia kapitałów inwestycyjnych przeznaczonych do realizacji infrastruktury technicznej transportu. Kapitały te powstają najczęściej z podatków wnoszonych przez przewoźników (np. podatki od paliwa), a więc obciążają bezpośrednio korzystających z infrastruktury transportu, nie zaś ogólny budżet państwa czy komunalny.

W większym jednak stopniu niż wyposażenie i pieniądze o bogactwie przedsiębiorstwa stanowią ludzie. Dysponowanie załogą w pełni kompetentną, kadrami wartościowymi — to dla przedsiębiorstwa prawdziwe aktywa, które — rzecz paradoksalna — nie figurują w jego bilansie. Zaangażowanie i wyszkolenie załogi to również tworzenie środków i tej formie tworzenia środków należy poświęcić specjalną uwagę. Nieustanne szkolenie personelu dla zapewnienia bieżącej znajomości zawodu i umożliwienie dostosowywania się do zmian jest niezbędne zwłaszcza w sektorze transportu lotniczego, gdzie postęp techniczny jest gwałtowny, a środowisko, w którym on działa, złożone.

### Działalność handlowa portu lotniczego

Nie wystarczy jednak wytwarzać usługi — trzeba jeszcze je sprzedać. Wytwarzane usługi powinny więc odpowiadać potrzebom i gustom klientów portu lotniczego, a ich cena powinna być umiarkowana i konkurencyjna. To nastawienie handlowe jest absolutnie niezbędne portom lotniczym, które niekiedy zachowują sposób działania zbyt techniczny i administracyjny, odziedziczony z epoki, kiedy były one tylko lotniskami. Porty lotnicze powinny wnieść swój udział do konkurencyjności transportu lotniczego, ulepszając bez przerwy swe usługi i dostosowując się do wymagań rynku. Ten wzgląd jest niezależny od wysokości zysków i dotyczy również tych portów, które nie posiadają samodzielności finansowej. W samodzielnych finansowo portach lotniczych należy oczywiście dążyć ponadto do zwiększenia dochodów, rozwijając sprzedaż istniejących usług i szukając nowych klientów, a także wprowadzając nowe potrzebne i rentowne usługi, równocześnie eliminując usługi deficytowe, (przekształcając je na inne, jeżeli

są niezbędne lub likwidując, jeżeli można się bez nich obejść).

Dobrze pojęta działalność handlowa może zmusić port lotniczy do częstej zmiany listy usług wykonywanych przez sam port, przez inne przedsiębiorstwa znajdujące się na jego terenie, czy przez przewoźników powietrznych, administrację, bądź strony trzecie. Konserwatyzm w tym względzie jest szkodliwy. Jeżeli bowiem port lotniczy nie będzie wystarczająco operatywny, inni partnerzy zajmą się usługami najbardziej rentownymi, pozostawiając portowi czynności najmniej opłacalne. Aby w pełni wykorzystać swoje położenie jako bazy naziemnej i uniknąć jałowych dyskusji z przewoźnikami lotniczymi, porty lotnicze coraz częściej rozwijają usługi wspólne, traktowane kompleksowo dla wszystkich zainteresowanych. Tworzenie przez każde towarzystwo lotnicze własnego systemu dla swoich potrzeb jest marnotrawstwem środków, zaś wspólne usługi są w wielu przypadkach rozwiązaniem korzystniejszym.

Nową dziedziną usług, otwierającą się przed portami lotniczymi, jest inicjowanie działalności przemysłowej i handlowej inspirowanej przez transport lotniczy. Jest to tworzenie przemysłowych stref składowania, stref bezcełowych, dworców autobusowych, ośrodków handlowych i miejsc spotkań ludzi interesu, terenów wystawowych, hoteli itp. Można wymienić również wprowadzanie nowych środków transportowania pasażerów do portu czy nowych środków transportu dla wewnętrznego ruchu w porcie lub też przyjmowanie i obsługę samolotów STOL lub VTOL (krótkiego startu lub pionowego startu), samolotów dyspozycyjnych, czarterów i wreszcie uczestnictwo w działaniach mających na celu ochronę środowiska. Nie ma ograniczeń w zakresie działalności handlowej portów lotniczych, może być tylko brak wyobraźni.

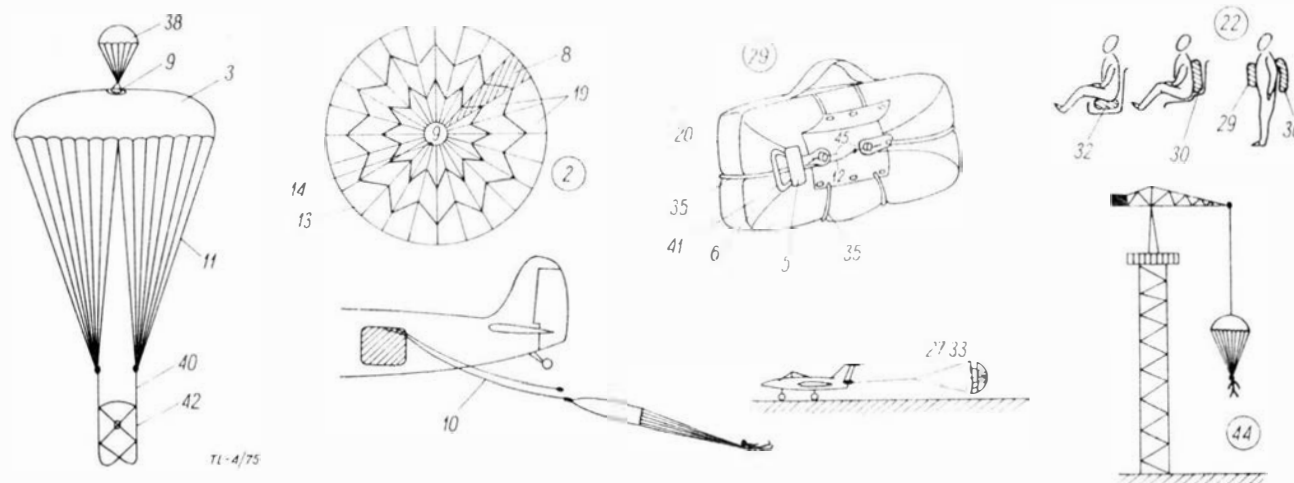
### Zarządzanie portem lotniczym

Wytwarzanie usług i ich sprzedaż oraz zapewnienie niezbędnych do tego środków implikuje konieczność istnienia aparatu zarządzania. Istnieć więc muszą komórki zajmujące się właściwym utrzymaniem środków służących do wytwarzania usług, jak np. księgowość, która czuwa w sposób ciągły nad przychodami i wydatkami, komórki kadrowe zajmujące się klimatem społecznym przedsiębiorstwa. Ponadto istnieją służby administracyjne i prawne, które czuwają nad osobowością i mieniem portu lotniczego, a wreszcie środki wspólne do dyspozycji całego przedsiębiorstwa, jak informatyka, dokumentacja, statystyka i reklama.

Funkcja zarządzania jest więc funkcją usługową na rzecz komórek produkcyjnych i aparat zarządzania powinien o tym stale pamiętać.

Wszystkie te komórki nie stanowią specyfiki lotniczej i znajdują się w zasadzie w każdym przedsiębiorstwie. Tym niemniej intensywność i szybki wzrost ruchu lotniczego, wymagania w zakresie bezpieczeństwa i jakości transportu lotniczego, złożoność wyposażenia, ciągłość usług itp., zmuszają służby zarządzania w portach lotniczych do działania szczególnie szybkiego i efektywnego, co z kolei wymaga wprowadzenia najbardziej nowoczesnych i postępowych metod zarządzania.

W tej sytuacji niezbędna jest informatyka, którą też w coraz szerszym stopniu wprowadza się do zarządzania portami lotniczymi. Początkowo, (tak jak wszędzie), używa się tej metody w rachunkowości, przy fakturowaniu, w składach i magazynach, w statystyce i w dokumentacji, następnie dla potrzeb badań i rachunku ekonomicznego. W tych działach informatyka stosowana jest już w większości przedsiębiorstw: obliczeń można dokonywać w dowolnym czasie, czyli wtedy, kiedy komputer jest dostępny. Coraz częściej korzysta się jednak również z pomocy informatyki w trakcie pracy, np. przy kontroli ruchu samolotów, przekazywaniu informacji, rejestrowaniu pasażerów, bagaży i towaru, kontroli wyposażenia elektromechanicznego, przy pracach służb celnych i granicznych, przy przygotowywaniu lotów (załadowanie samolotu) i przy rezerwacji miejsc.



**Spadochron**

- 1 — czasza kwadratowa
- 2 — cz. okrągła
- 3 — cz. spadochronu
- 4 — karabinek
- 5 — kieszonka uchwytu
- 6 — kieszonki pokrowca
- 7 — klamra
- 8 — klin
- 9 — kominek
- 10 — linka desantowa
- 11 — linka nośna
- 12 — linka wyzwalająca
- 13 — obrzeże dolne
- 14 — obrzeże górne
- 15 — ochraniacz elastyczny
- 16 — opadanie
- 17 — opóźnienie
- 18 — osłona czaszy
- 19 — płat
- 20 — pokrowiec
- 21 — składanie
- 22 — skoczek spadochronowy
- 23 — skok spadochronowy
- 24 — spadanie
- 25 — spadochron ćwiczebny
- 26 — s. główny
- 27 — s. hamujący
- 28 — s. kwadratowy
- 29 — s. piersiowy
- 30 — s. plecowy
- 31 — s. samoczynny
- 32 — s. siedzeniowy
- 33 — s. szczelinowy
- 34 — s. taśmowy
- 35 — s. towarowy
- 36 — s. zapasowy
- 37 — spadochroniarstwo
- 38 — spadochronik wyciągający, pilocik
- 39 — ściągacz
- 40 — taśma
- 41 — uchwyt wyzwalający
- 42 — uprząż spadochronu
- 43 — uszko D
- 44 — wieża spadochronowa
- 45 — zawlecza

**Parachute**

- 1 — square canopy
- 2 — circular c.
- 3 — parachute c.
- 4 — harness snap
- 5 — rip-cord pocket
- 6 — shroud line pocket
- 7 — harness adapter
- 8 — gore
- 9 — parachute vent
- 10 — static line
- 11 — rigging line, shroud line, suspension line
- 12 — rip-cord cable
- 13 — peripheral hem
- 14 — vent hem
- 15 — rip-cord housing
- 16 — fall, descent
- 17 — delay
- 18 — canopy sleeve
- 19 — panel, section
- 20 — (parachute) pack, container
- 21 — packing
- 22 — parachute jumper
- 23 — parachute jump
- 24 — free fall
- 25 — training parachute
- 26 — main p.
- 27 — brake p.
- 28 — square p.
- 29 — chest p.
- 30 — back p.
- 31 — automatic p.
- 32 — seat p.
- 33 — blank gore (para)chute
- 34 — ribbon p.
- 35 — cargo p., supply drop-ping p.
- 36 — reserve p.
- 37 — parachuting
- 38 — auxiliary p., pilot p., pilot chute
- 39 — pack opening elastic
- 40 — banl
- 41 — rip cord
- 42 — parachute harness
- 43 — D-ring
- 44 — parachute tower
- 45 — (ripcord) pin

K.D.

**Der Fallschirm**

- 1 — die quadratische Kappe
- 2 — die Rundkappe
- 3 — die Schirmkappe, die Kappe, die Fallschirmkappe
- 4 — der Karabinerhaken
- 5 — die Abzugsgrifftasche
- 6 — die Schlaufen
- 7 — der Gurtschieber, die Klammer
- 8 — die Bahn
- 9 — die Scheitelöffnung
- 10 — die Aufziehleine
- 11 — die Fangleine
- 12 — das Aufziehkabel
- 13 — die Basis
- 14 — der Scheitel
- 15 — der Gummischlauch, der Metallschlauch
- 16 — das Sinken
- 17 — die Verzögerung
- 18 — die Kappenhülle
- 19 — das Feld
- 20 — der Verpackungssack
- 21 — das Zusammenlegen
- 22 — der Fallschirmspringer
- 23 — der Fallschirmabsprung
- 24 — der Freifall
- 25 — der Übungsfallschirm
- 26 — der Hauptfallschirm
- 27 — der Bremsschirm
- 28 — der quadratischer Fallschirm
- 29 — der Brustfallschirm
- 30 — der Rückenfallschirm
- 31 — der automatischer Fallschirm
- 32 — der Sitzfallschirm
- 33 — der Schlitzfallschirm
- 34 — der Bänderschirm
- 35 — der Lastenfallschirm
- 36 — der Reservefallschirm
- 37 — das Fallschirmwesen
- 38 — der Hilffschirm
- 39 — die Gummizüge
- 40 — das Band, das Gurtband
- 41 — der Abzugsring, der Abzugsgriff
- 42 — das Fallschirmgurtzeug, das Gurtwerk
- 43 — der D-Ring
- 44 — der Fallschirmturm
- 45 — der Verschlussstift

K.D.

**Парашют**

- 1 — квадратный купол
- 2 — круглый купол
- 3 — купол парашюта
- 4 — карабин
- 5 — карман для кольца
- 6 — соты ранца
- 7 — пряжка
- 8 — полотнище
- 9 — полусное отверстие
- 10 — обрывная стропа
- 11 — стропа парашюта
- 12 — вытяжной трос
- 13 — нижняя кромка
- 14 — верхняя кромка
- 15 — гибкий шланг
- 16 — снижение
- 17 — задержка
- 18 — чехол купола
- 19 — клин
- 20 — ранец парашюта
- 21 — укладка парашюта
- 22 — (спортивный) парашютист
- 23 — прыжок с парашютом, парашютный прыжок
- 24 — падение з без раскрытого парашюта
- 25 — спортивно-тренировочный парашют
- 26 — главный п., основной п.
- 27 — тормозной п.
- 28 — квадратный п.
- 29 — нагруженный п.
- 30 — наспинный п
- 31 — автоматический п.
- 32 — п. на сиденье
- 33 — п. со шелевым отверстием
- 34 — ленточный п.
- 35 — грузовой п.
- 36 — запасной п.
- 37 — парашютизм
- 38 — вытяжной парашют
- 39 — ранцевая резинка
- 40 — тесьма
- 41 — вытяжное кольцо
- 42 — подвесная система
- 43 — Д — пряжка
- 44 — парашютная вышка
- 45 — шпилька

K.D.  
WCT/203/K/75



## Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

### Lotnicze pozakomunikacyjne usługi przewozowe

Staraniem *Sekcji Komunikacji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SITK* 23 listopada ub.r. odbyła się w stolicy narada na temat lotniczych pozakomunikacyjnych usług przewozowych, na której zostały wygłoszone trzy referaty o następujących podtytułach:

- zadania i efektywność,
- usługi w świetle dotychczasowych doświadczeń użytkowników,
- sprzęt lotniczy i organizacja zaplecza technicznego,
- lotniska, charakterystyki techniczne i współużytkowanie.

Uczestnicy dyskusji stwierdzili, że w ostatnich latach zwiększa się szybko park samolotów dyspozycyjnych (służbowych) i rozwijają się różne formy świadczonych przez nie usług (przewóz kadry kierowniczej i specjalistów, pilnych materiałów i części, loty inspekcyjne itp.), jednak nie towarzyszy temu odpowiednia struktura organizacyjna, rozwój zaplecza i przygotowanie kadr. Odbija się to ujemnie na gotowości technicznej, poziomie i efektywności ekonomicznej usług i może doprowadzić do podważenia prawidłowego funkcjonowania lotnictwa dyspozycyjnego.

W tym stanie rzeczy uczestnicy narady uchwalili następujące wnioski:

1. Należy jak najszybciej zakupić licencję i podjąć produkcję samolotów wielozadaniowego dla warunków krajowych. Samolot powinien spełniać następujące wymagania:

- wielozadaniowość umożliwiającą przewóz osób i towarów oraz usługi sanitarne, gospodarcze i agrolotnicze,

- przystępna cena i duża efektywność ekonomiczna eksploatacji,
- możliwość użytkowania na pasach startowych bez sztucznej nawierzchni o długości do 1000 m oraz w warunkach IFR.

2. Biorąc pod uwagę znaczny wzrost ilościowy (do kilkuset sztuk) samolotów dyspozycyjnych różnych typów, należy rozbudować bazę obsługowo-naprawczą, zapewniając właściwy stan techniczny i eksploatację sprzętu.

3. Należy jak najszybciej zorganizować ośrodek szkolenia personelu lotniczego naziemnego i latającego dla lotnictwa dyspozycyjnego oraz podjąć nowe kierunki szkolenia specjalistów lotniczych na poziomie średnim i wyższym, jak również zorganizować branżowe, specjalistyczne studia podyplomowe. W tym celu należy wykorzystać między innymi istniejącą bazę i doświadczenie *APRI*.

4. Należy jak najszybciej rozpocząć kompleksowe prace nad rozwojem sieci lotnisk ogólnego użytkowania (z wykorzystaniem istniejących, szczególnie w systemie krajowego transportu lokalnego) oraz

planową działalność zmierzającą do rezerwacji i ochrony odpowiednich terenów. Należy też podjąć badania nad możliwością zastosowania w kraju doświadczeń zagranicznych (np. francuskich) dla lotniczej obsługi regionów górskich.

5. Niezależnie od obecnej organizacji lotnictwa dyspozycyjnego należy zwrócić uwagę na celowość tworzenia zespołowej formy usług lotnictwa dyspozycyjnego z inicjatywy władz terenowych, silnych organizacji gospodarczych i społecznych — potencjalnych odbiorców tych usług. Forma ta pozwoli na obsługę większej ilości jednostek organizacyjnych, rozszerzenie rodzaju usług i uzyskanie lepszych efektów ekonomicznych.

### Sterowanie jakością

Z inicjatywy *Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP* — staraniem *Koła przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL* — w dniu 28 listopada ub. r. odbyła się konferencja poświęcona zagadnieniom kompleksowego sterowania jakością w przemyśle naszej branży. Ta pożyteczna — i raczej rzadka w polskiej gospodarce — konferencja obradowała w sali *ZPLiS* w Warszawie, przy udziale 60 osób z 30 lotniczych i silnikowych zakładów, rejonowych przedstawicielstw wojskowych i zainteresowanych instytucji. Na konferencję przybyli dyrektorzy, technolodzy i kierownicy kontroli technicznej z zakładów produkcyjnych oraz szefowie pionów lotniczej administracji technicznej cywilnej i wojskowej.

Konferencję otworzył dyrektor techniczny *Zjednoczenia* — inż. *K. Brejnak*, po czym wygłoszone zostały referaty związane z pierwszą częścią tematyki obrad, a mianowicie:

- inż. *M. Wodnickiego*, pt. Dotychczasowe osiągnięcia przedsiębiorstw zgrupowanych w *ZPLiS PZL* w zakresie kompleksowego sterowania jakością;

- mgr inż. *J. Kowalczyka*, pt. Systemy sterowania jakością w przemyśle maszynowym;

- inż. *R. Więzika*, pt. Badania i próby sprzętu jako element sterowania jakością na przykładzie *WSK-Rzeszów*;

- mgr inż. *A. Bartosiewicza*, pt. Organizacja samokontroli i jej wpływ na jakość produkcji;

- mgr *A. Cichowicza*, pt. Ekonomiczne zabezpieczenie jakości w *WOG-u*;

- mgr inż. *J. Horbaczewskiego*, pt. Wpływ procesów produkcyjnych na jakość wyrobów.

O celowości zorganizowania konferencji poświęconej jakości wyrobów lotniczych i systemowi sterowania nią pozytywnie wypowiedział się *Szef Techniki Lotniczej MON* — gen. brg. *S. Kalugin*.

Druga część konferencji przeznaczona była na dyskusję. Jako pier-

wszy przemówił przewodniczący *Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP* kol. *T. Kostia*, dziękując za poparcie udzielone inicjatywie *Sekcji* oraz współdziałal w organizacji Konferencji. Włączając się do dyskusji wypowiedział się na temat pojęcia ekonomiczności w produkcji lotniczej. Następni dyskutanci omawiali problemy jakości przy dotychczasowych metodach produkcji oraz w systemie *WOG*. Twierdzono, że system ten nie dociera do stanowisk roboczych, zaś przewidziane bodźce są spóźnione i nie stymulują dobrej roboty. W tych warunkach kierownictwa zakładów stosują lokalne metody zachęty materialnej, które jednak stanowią namiastkę prawidłowego systemu sterowania jakością.

Następnie omówiono przyczyny powstawania braków w nadmiernej ilości oraz postulowano konieczność opracowania i wprowadzenia w tok produkcyjnej technologii kontroli produkcji, obejmującej m. in. potrzebną aparaturę i narzędzia kontrolne.

Dyr. *K. Brejnak* zamykając dyskusję stwierdził, że obecnie trwa etap wprowadzania pełnego cyklu technologicznego w zakładach produkcyjnych i pora, aby zwrócić uwagę, czy jest dostatecznie przygotowanie i właściwe zaplecze. W nowym systemie gospodarowania — wg *Uchwały 122* — jest szereg elementów, które jeszcze nie zadziałały. Dotyczy to wpływu zasad *WOG-u* na jakość produkcji. Przyjęte założenia trzeba ulepszać, lecz za wcześnie jeszcze na dokonanie pełnej oceny wprowadzonego niedawno systemu gospodarowania.

Należy bardzo pozytywnie ocenić przygotowanie i organizację konferencji. Rozwieszone plansze — obejmujące straty spowodowane brakami zewnętrznymi w procentach i latach (o stałym przebiegu), krzywe strat ogółem oraz uznanych reklamacji (o tendencjach malejących) — pozwalały zebranim ocenić stan faktyczny oraz ułatwiały dyskusję.

Referaty konferencyjne ujęte w broszurę oraz program konferencji wydrukowany w zaproszeniu zostały rozslane wcześniej, co było wygodne dla uczestników imprezy.

### Zebrań Zarządu Oddziału Warszawskiego

4 grudnia ub.r. odbyło się miesięczne zebranie *Zarządu Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP* pod przewodnictwem kol. *Wójcika* i przy obecności przewodniczących *Kół Zakładowych*. Zebrani zdecydowali, że naradę środowiskową nt. roli mistrza w lotniczych zakładach remontowych organizuje *Koło SIMP przy Lotniczych Zakładach Remontowych Nr 4* w I kwartale br.

Omówiono (znany już naszym Czytelnikom) plan konferencji i na-



# LOT PROBLEMY

Mgr inż. ANDRZEJ SŁODOWNIK

Analiza zapotrzebowania samolotu na energię podczas postoju na lotnisku.  
Współczesny pokładowy system energetyczny samolotu na przykładzie Il-62 oraz charakterystyka techniczna agregatu GPU-745 — lotniskowego źródła zasilania o dużej uniwersalności.

## Lotniskowe źródła zasilania

Współczesne pokładowe systemy energetyczne samolotów opierają się na prądnicach napędzanych przez silniki główne. Stąd współczesny samolot jest całkowicie samowystarczalnym układem energetycznym jedynie podczas pracy silników głównych. Podczas postoju samolotu na lotnisku, gdy silniki napędowe nie pracują, samolot jest pozbawiony głównych źródeł energii.

Jest rzeczą oczywistą, że korzystanie z silników głównych tylko w celu napędu prądnic jest ze względów ekonomicznych i technicznych niecelowe. Korzystanie natomiast podczas postoju z akumulatorów pokładowych, w jakie wyposażony jest każdy samolot, może mieć miejsce jedynie w wyjątkowych wypadkach, ponieważ akumulatory te w sytuacjach awaryjnych w czasie lotu pozostają jedynym źródłem prądu. Śledząc czynności w cyklu obsługowym samolotu od chwili wylądowania do startu (rys. 2) można przeanalizować zapotrzebowanie samolotu na energię oraz omówić sposoby rozwiązywania tego zagadnienia przez służby lotniskowe.

W przedziale czasowym I, rozpoczynającym się od momentu przykolewania samolotu na płytę postojową i wyłączenia silników, zapotrzebowanie na energię sprowadza się w zasadzie do zasilania układu oświetlenia kabin samolotu i włączenia światel pozycyjnych (w nocy).

W przedziale czasowym II, tj. w czasie wykonywania przeglądu technicznego, muszą być zasilane wszystkie kontrolowane instalacje i urządzenia, dzielące się według przyjętego w PLL LOT układu rodzajowego na urządzenia płatowca, urządzenia elektroenergetyczne, przyrządy pokładowe, urządzenia radiowe oraz urządzenia napędowe (silniki).

W przedziale czasowym III, analogicznie jak w przedziale I, zasilane są układy oświetleniowe. Wreszcie w przedziale czasowym IV zapotrzebowanie na energię jest największe i w zależności od rodzaju urządzeń rozruchowych trzeba dostarczyć albo energii elektrycznej, albo jednocześnie energii elektrycznej i sprężonego powietrza.



Rys. 1. Agregat prądotwórczy w czasie obsługi samolotu Il-62

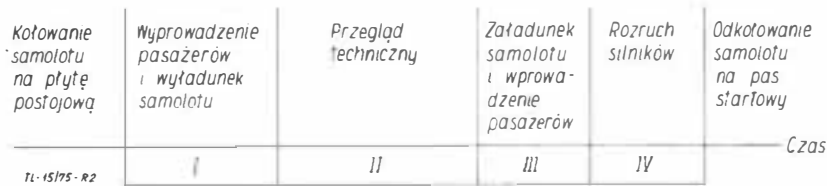
rad na 1975 r. oraz ustalono wytyczne i terminy zebrań sprawozdawczo-wyborczych w kołach i Oddziale Warszawskim Sekcji Lotniczej SIMP. Organizacją walnego zebrania Oddziału zajmą się członkowie Zarządu oraz przedstawiciele kół przy DWOPK, ITWL i WSK-Okęcie.

Na zakończenie zebrania przedyskutowali możliwość przeprowadzenia czterech interesujących akcji, a mianowicie:

— wzięcia udziału Sekcji Lotniczej przy Oddziale Warszawskim SIMP w konkursie na najlepiej pracującą sekcję w OW SIMP (w ub. roku Sekcja Lotnicza zajęła pierwsze miejsce);

— zwoływania zebrań odczytowych w lokalach kół zakładowych;

— zbadania możliwości założenia koła terenowego Sekcji Lotniczej przy Oddziale Warszawskim SIMP w celu zorganizowania członków Sekcji nie związanych z kołami ośrodków lotniczych.



Rys. 2. Uproszczony schemat cyklu obsługowego samolotu na lotnisku

Naszkirowany cykl obsługowy samolotu wskazuje na dużą zależność od lotniskowego źródła energii. Taki system zmniejsza operatywność samolotu na lotnisku oraz wymaga przygotowania lotniskowych źródeł zasilania. Jednym słowem, w czasie omówionego wyżej cyklu obsługowego niezbędne jest zasilanie urządzeń pokładowych za pośrednictwem lotniskowych źródeł energii. Przed ich bliższym omówieniem wydaje się celowe zapoznanie ze współczesnym pokładowym układem energetycznym samolotu na przykładzie samolotu Il-62 eksploatowanego w PLL LOT (rys. 3).

Podstawowym pokładowym źródłem energii samolotu Il-62 są cztery prądnice prądu przemiennego. Ponieważ prądnice te muszą obracać się ze stałą prędkością obrotową, wobec tego zastosowano specjalny układ, tzw. *napęd statycznych obrotów* PPO-62, oparty na przekładni różnicowej napędzanej z jednej strony przez silnik główny (o zmiennej prędkości obrotowej), a z drugiej strony przez turbinę poruszającą sprężonym powietrzem odbieranym od silnika. Jednocześnie napęd PPO-62 służy do rozkręcania wirnika silnika podczas rozruchu za pomocą wspomnianej turbinę przy użyciu sprężonego powietrza odbieranego od źródła naziemnego lub od pomocniczego zespołu napędowego TA-6.

Pomocniczy zespół napędowy jest małym silnikiem turbinowym, w którym wydatek rozporządzalny sprężarki pozwala na odbieranie dużych ilości sprężonego powietrza na potrzeby urządzeń pokładowych samolotu. W ten sposób przy użyciu TA-6 można dokonywać rozruchu silników, zasilac instalację klimatyzacji samolotu oraz zasilac urządzenia pokładowe prądem stałym dzięki sprzężeniu z prądnicą prądu stałego 28 V. Układ elektroenergetyczny samolotu Il-62 zapewnia możliwie najmniejszą zależność od

lotniskowych źródeł energii. Przy użyciu lotniskowego źródła prądu stałego 28 V dokonywany jest rozruch pomocniczego zespołu napędowego, za pomocą którego wykonuje się rozruch silników.

W podobny układ wyposażony jest m.in. samolot Trident, który podczas krótkich postojów na lotniskach tranzytowych nie korzysta z lotniskowych źródeł energii, a jedynie z energii odbieranej od pomocniczego zespołu napędowego.

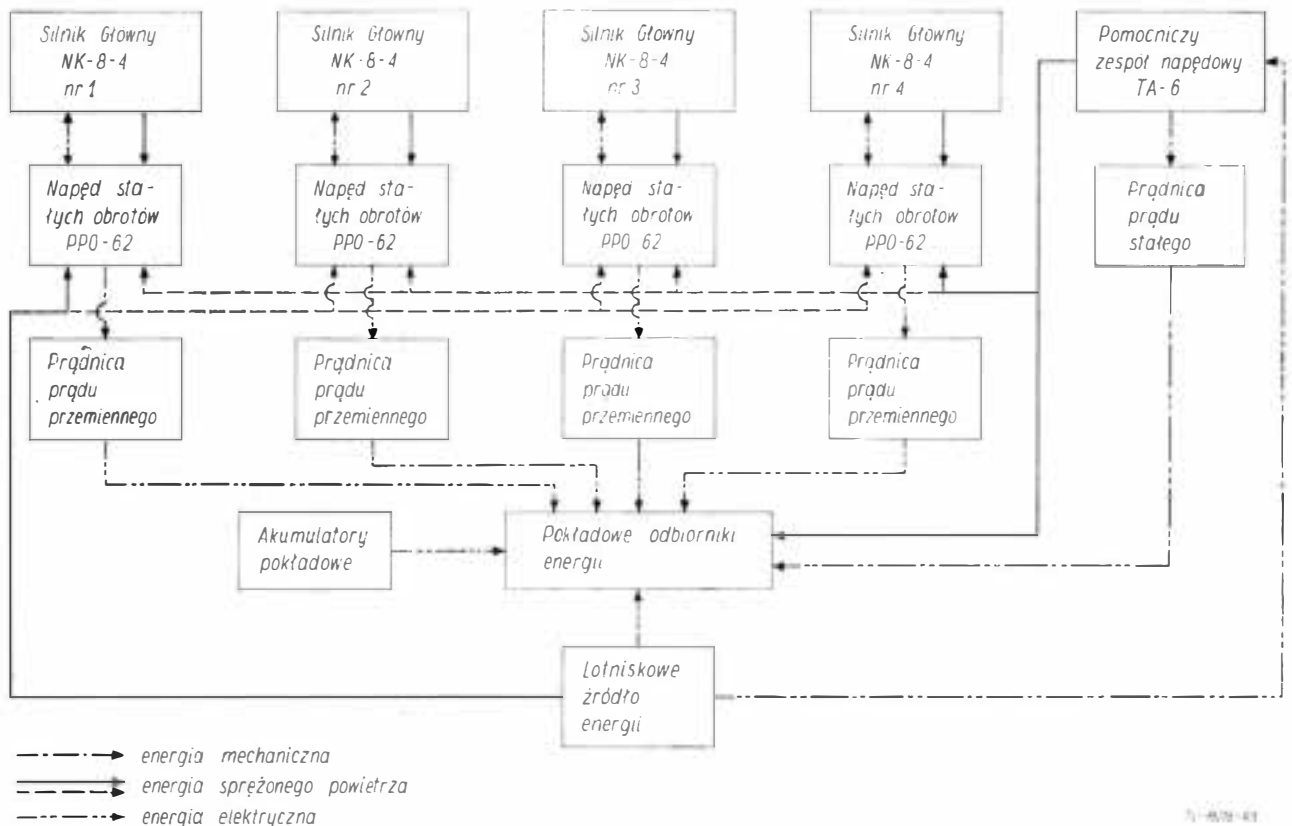
Przedstawiony układ elektroenergetyczny ilustruje nowoczesne tendencje, jakie w coraz szerszym stopniu uwzględniane są przez konstruktorów. Różnorodność typów pokładowych układów elektroenergetycznych wymaga różnych lotniskowych źródeł zasilania. W produkcji tych urządzeń specjalizuje się kilka firm, wśród których czołowe miejsce zajmuje *Auto Diesels Braby Limited* z Wielkiej Brytanii. Najnowszym produktem tej firmy w grupie lotniskowych jednostek prądotwórczych jest agregat GPU-745 (rys. 4). Agregat GPU-745 jest samodzielną jednostką prądotwórczą, której prądnica o mocy 100 kVA napędzana jest chłodzonym powietrzem silnikiem Dentza o mocy 164 KM przy 1846 obr/min. Agregat zapewnia na wyjściu następujące parametry:

— 200 V prądu przemiennego o mocy 75 lub 100 kVA;

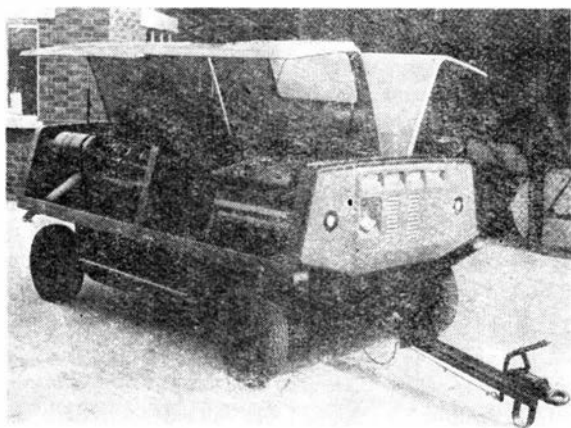
— 28 V prądu stałego o natężeniu 750 A (przy odbiorze ciągłym);

— 112 V prądu stałego o natężeniu 400 A (przy odbiorze ciągłym).

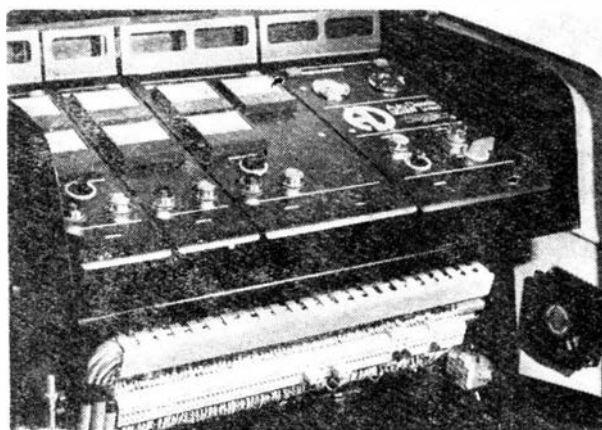
Część sterująca agregatu składa się z sekcji sterowania i kontroli pracy silnika oraz z trzech sekcji tj.: 28 V, 112 V i 200 V. Sekcja sterowania i kontroli pracy silnika składa się z automatycznych układów zabezpieczających silnik (przez odłączenie do-



Rys. 3. Schemat blokowy układu energetycznego samolotu Il-62



Rys. 4. Agregat GPU-745



Rys. 5. Pulpit sterowania i kontroli agregatu GPU-745

plywu paliwa) w przypadku przekroczenia prędkości obrotowej 1950 obr/min i w przypadku obniżenia się ciśnienia oleju. Każda z sekcji składa się z bloku, którego ściana czołowa jest jednocześnie pulpitem sterującym (rys. 5). Pulpit sterujący bloku (zespołu) prądu przemiennego o napięciu 200 V wyposażony jest w woltomierz, amperomierz, wskaźniki częstotliwości oraz lampki kontrolne. Układ zabezpieczający zostaje włączony w przypadku usterki układu samoregulującego w następujących przypadkach:

- jeżeli napięcie przesunie się poza granice  $180 \pm 220$  V,
- jeżeli natężenie prądu przekroczy 300 A,
- jeżeli częstotliwość przesunie się poza granice  $380 \pm 420$  Hz.

Pulpit sterujący bloku (zespołu) 28 V wyposażony jest w woltomierz, amperomierz oraz lampki kontrolne. Układ zabezpieczający zostaje włączony w następujących przypadkach:

- jeżeli napięcie przekroczy 33 V,
- jeżeli natężenie przekroczy 2500 A.

Blok zespołu 112 V wyposażony jest podobnie jak blok 28 V, a jego układ zabezpieczający zostaje włączony, jeżeli napięcie przekroczy 140 V, a natężenie 1000 A.

Dzięki dużej uniwersalności (duży zakres napięć) agregat GPU-745 ma szerokie zastosowanie w każdych warunkach eksploatacyjnych.

WCT/524/K 75

Dr inż. ROMAN ŚWITKIEWICZ  
Politechnika Warszawska

## Ulepszanie własności zmęczeniowych konstrukcji samolotu dzięki zastosowaniu struktur warstwowych klejonych

### Część II

*Własności struktur warstwowych klejonych w zależności od rodzaju zastosowanego kleju. Porównanie trwałości zmęczeniowej pasów klejonych klejem WK-3 i pasów integralnych.*

Badaniom poddano proces zużycia zmęczeniowego pasów o strukturze warstwowej klejonej z uwzględnieniem wpływu podatności skleiny (ME-1, WK-3), następnie porównywano pasy integralne z klejonymi.

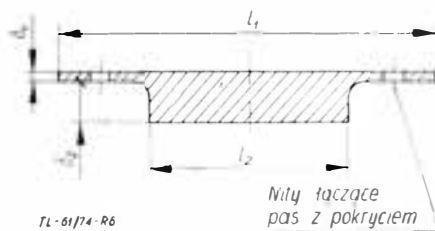
Stawiając sobie za cel zwiększenie trwałości zmęczeniowej skrzydła samolotu wykonanego z duralu o konstrukcji jednodźwigarowej z pasami integralnymi ograniczono się do próby zwiększenia trwałości pasów dźwigara (zakładając, że w pasach występują jedynie naprężenia wzdlużne — normalne). Pasy te są w tym układzie — jak wiadomo — zasadniczymi elementami, których wytrzymałość oraz trwałość zmęczeniowa stanowią o wytrzymałości, jak też o trwałości zmęczeniowej konstrukcji całego skrzydła.

Przyjmując rozwiązanie pasa integralnego wykonanego z PA-7-T jak na rys. 6, zastąpiono go pasem o strukturze warstwowej klejonej z PA-7-T (rys. 7) — bez zwiększenia ilości materiału.

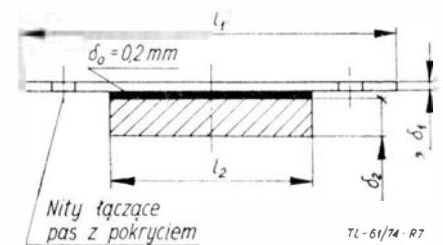
Spiętrzenie naprężeń w miejscach łączenia pokrycia z pasami (nity) sprawia, że tam w pierwszej kolejności będą powstawały pęknięcia zmęczeniowe. Najczęściej stosowany nit w tego typu konstrukcjach ma średnicę 3 mm, dlatego też jako karb w próbkach pasów przyjęto skrajny przypadek złe zakutego nita tzn. otwór  $\varnothing 3,1$  mm.

Następnie porównywano pasy klejone klejem sztywnym (ME-1) z pasami klejonymi klejem o bardzo dużej podatności (WK-3). Do badań użyto próbek przedstawionych na rys. 8. Badania prowadzono na maszynie zmęczeniowej KBS-3000 na jednym poziomie naprężeń rozciągających ze stałą częstotliwością. W czasie próby rejestrowano ilość zmian obciążenia, po których pęknięcie osiągało w nakładce długość wąsa, całej nakładki oraz gdy próbka uległa zniszczeniu.

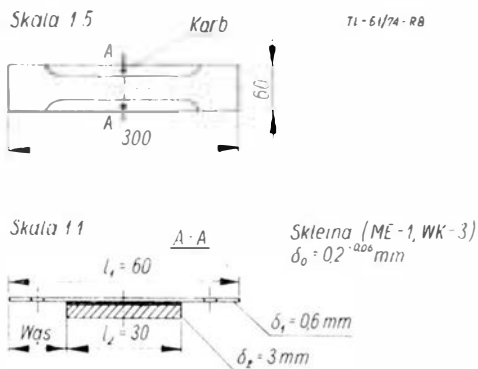
Wyniki badań przedstawia rys. 9.



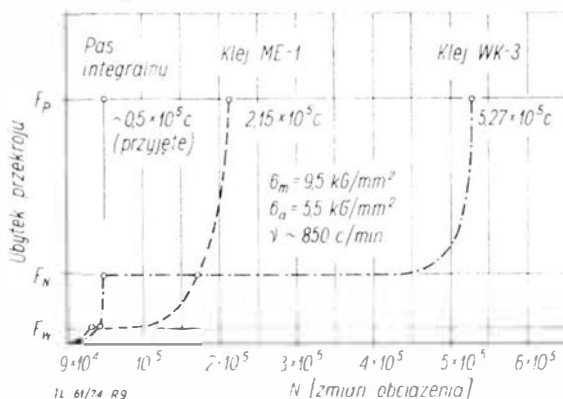
Rys. 6. Pas integralny



Rys. 7. Pas klejony



Rys. 8. Próbkę pasa klejonego; karb jak w próbkach powłok

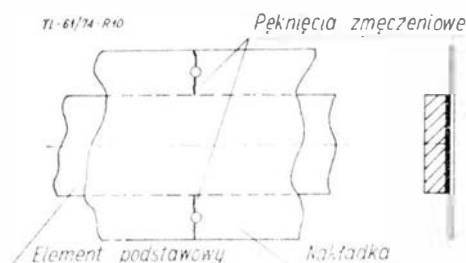
Rys. 9. Trwałość pasa klejonego;  $F_p$  — trwałość pasa,  $F_N$  — trwałość nakładki,  $F_W$  — trwałość wąsa

## Wyniki badań

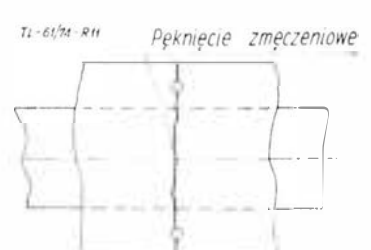
### Proces zużycia zmęczeniowego pasów klejonych z uwzględnieniem wpływu podatności skleiny

Do pewnej liczby zmian obciążeń pas pracuje bez dostrzegalnych pęknięć zmęczeniowych. Po tym okresie ujawniają się pęknięcia w miejscach spiętrzenia naprężeń (otwory pod nity) w nakładce, które rozwijają się bez przeszkód aż do krawędzi elementu podstawowego, jak to pokazano na rys. 10. Od tej chwili dalszy rozwój pęknięcia jest bardzo zależny od podatności warstwy kleju przy obciążeniach ścinających w płaszczyźnie skleiny.

Przy bardzo małej podatności skleiny, jak w przypadku zastosowanego w badaniach kleju ME-1, na-



Rys. 10. Pęknięcie zmęczeniowe w nakładce



Rys. 11. Całkowite pęknięcie nakładki

stępuje znaczne zmniejszenie prędkości rozwoju pęknięcia w nakładce na szerokości elementu podstawowego, który stanowi dla niej jak gdyby mostek przeciwprowadzący. Równocześnie jednak w narożach przekroju elementu podstawowego (przy nakładce) wskutek bardzo dużego spiętrzenia naprężeń powstają pęknięcia początkowe, zanim jeszcze pęknięcia nakładki obejmą całą jej szerokość. Świadczy o tym zniszczenie zmęczeniowe pasa, które następuje bardzo szybko po niewielu już zmianach obciążeń od chwili całkowitego pęknięcia nakładki. Należy dodać, że uchwycenie momentu powstania pęknięć początkowych w elemencie podstawowym jest bardzo trudne z powodu przykrycia ich warstwą kleju.

Zupełnie inaczej przebiega proces pęknięcia zmęczeniowego pasa w przypadku, gdy skleina charakteryzuje się bardzo dużą podatnością, tak jak w przypadku kleju WK-3. Powstałe pęknięcie w swobodnej części nakładki postępuje dalej, nieznacznie tylko zmniejszając prędkość na szerokości elementu podstawowego, aż do całkowitego rozerwania nakładki (rys. 11). Po całkowitym pęknięciu nakładki pas dźwigara może pracować dalej. Element podstawowy ma wówczas odpowiednio wyższe naprężenia, a przy powierzchni klejenia w przekroju pęknięcia następuje nieznaczne spiętrzenie tych naprężeń ( $\sim 1,1$ ). Pęknięcia zmęczeniowe w elemencie podstawowym pasa pojawiają się dopiero po pewnej (dość dużej) liczbie zmian obciążeń od momentu całkowitego pęknięcia nakładki i prowadzą do szybkiego już zniszczenia pasa.

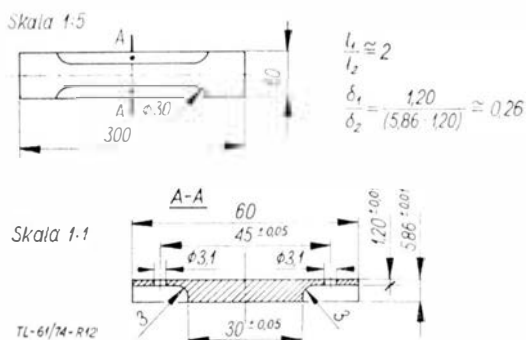
Przedstawione spostrzeżenia prowadzą do wniosku ogólnego, że w proponowanym rozwiązaniu pasa klejonego tylko zastosowanie kleju o bardzo dużej podatności przy obciążeniach ścinających w płaszczyźnie skleiny (WK-3) prowadzi do spodziewanych wyrażnych korzyści dla trwałości zmęczeniowej konstrukcji. Dodać należy, że trwałość tę w tym przypadku można jeszcze wydatnie powiększyć przez zastosowanie metody dozorowanej trwałości zmęczeniowej (naprawa uszkodzonej nakładki).

### Porównanie trwałości zmęczeniowej pasów klejonych (WK-3) z pasami integralnymi

Wymiary próbek badanych pasów zbliżono do wymiarów tego typu elementów w rzeczywistej konstrukcji. Badania ograniczono do jednej porcji geometrycznej nakładki i elementu podstawowego (pas klejony). Próbkę pasa integralnego pokazano na rys. 12 a pasa klejonego na rys. 13; wykonane zostały z PA7-T.

Trwałość zmęczeniową pasów badano na jednym wybranym średnim poziomie naprężeń rozciągających przy  $\sigma_m = 10 \text{ kg/mm}^2$  i  $\sigma_a = 6 \text{ kg/mm}^2$ , ze stałą częstotliwością  $\nu = 850 \text{ c/min}$ . Był to poziom wyjściowy, bowiem w przypadku pasa klejonego po cał-





Rys. 12. Próbkę pasa integralnego; podane wymiary dotyczą 12 sztuk wykonanych próbek

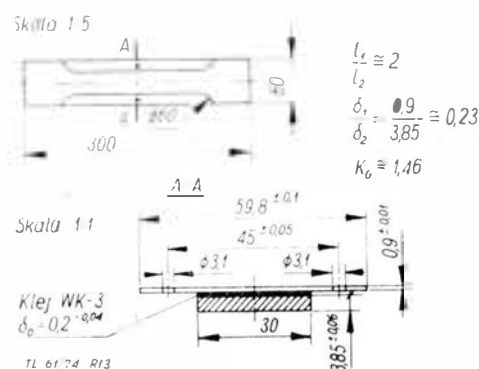
kowitym pęknięciu nakładki pas przechodził na poziom wyższy, z uwagi na ubytek przekroju rozerwanej nakładki. W tych warunkach dla badanych pasów klejonych

$$\sigma_m = 14,6 \text{ kG/mm}^2 \text{ i } \sigma'_a = 8,8 \text{ kG/mm}^2.$$

Zbadano po 12 próbek pasa klejonego i integralnego, wyniki opracowano statystycznie. W czasie próby śledzono przebieg procesu pęknięcia zmęczeniowego, rejestrując ilość zmian obciążeń, po których:

- czoło pęknięcia zmęczeniowego osiągnęło brzeg węża od strony środka próbki pasa integralnego lub brzeg elementu podstawowego w próbce kolejnej;
- następowało całkowite rozerwanie nakładki w przypadku próbek klejonych;
- próbka badanego pasa uległa zniszczeniu.

Wyniki przeprowadzonych badań trwałości pokazano na rys. 14. Końcowe punkty odcinków poziomych, leżące na wysokości 0,  $F_w$  i  $F_N$  (rys. 14) odpowiadają określonym w badaniach odpowiednim trwałościom węża, nakładki i pasa, a linie kresko-

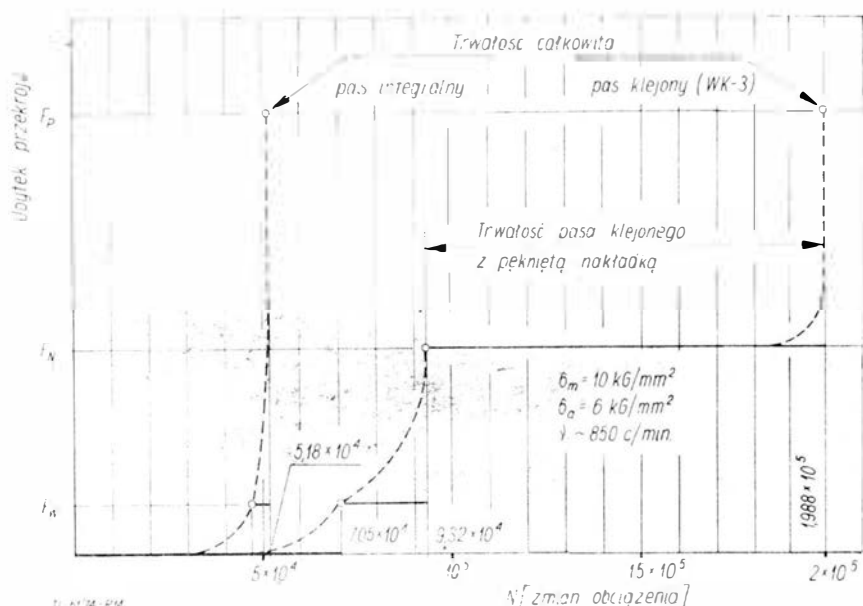


Rys. 13. Próbkę pasa klejonego; podane wymiary dotyczą 12 sztuk wykonanych próbek

trwałość częściowa z pękniętym wężem stanowi tylko ok. 8% trwałości całkowitej do zniszczenia pasa. Wynika z tego, że pasy klejone posiadały blisko czterokrotnie większą trwałość całkowitą ( $1,99 \cdot 10^5$  c klejonych, wobec  $5,2 \cdot 10^4$  c) integralnych. Ten praktycznie znaczący przyrost trwałości wynika głównie z długiego czasowego zatrzymania rozwoju pęknięcia w pasie po całkowitym zmęczeniowym rozerwaniu nakładki. Ujawniona duża trwałość pasa z całkowicie pękniętą nakładką umożliwia nie tylko wykrycie powstałego uszkodzenia, ale również przeprowadzenie pewnych zabiegów technologicznych przywracających ciągłość rozerwanej nakładce.

#### Wnioski

Pomimo ograniczonego zakresu badań zmęczeniowych (jeden poziom naprężeń, jeden wariant proporcji geometrycznych pasa) w oparciu o otrzymane wyniki można sprecyzować następujące wnioski ogólne.



Rys. 14. Wyniki badań zmęczeniowych pasów dźwigara;  $F_P$  — trwałość pasa,  $F_N$  — trwałość nakładki,  $F_W$  — trwałość węża

wane obrazują (w przybliżeniu) zaobserwowany proces pęknięcia zmęczeniowego pasów.

Wyniki badań pasów integralnych w pełni potwierdzają oczekiwania co do charakteru procesu zużycia zmęczeniowego w tego typu konstrukcji. Trwałość tych elementów, jak to widać na rys. 14, określona jest głównie przez etap zużycia zmęczeniowego, w końcu którego pojawiają się widoczne pęknięcia zmęczeniowe, gdyż dalej pęknięcia rozwijają się bez przeszkód i bardzo szybko obejmują cały pracujący przekrój.

W rozważanym przypadku całkowite pęknięcie węża oznacza praktycznie wyczerpanie trwałości zmęczeniowej pasa integralnego, pozostała bowiem

- Proponowana struktura warstwowa klejona w przedstawionych zastosowaniach zmienia w zasadniczy sposób charakter procesu zużycia zmęczeniowego elementów konstrukcyjnych. W wyniku rozdrobnienia struktury trwałość z istniejącym pęknięciem jest znaczącą częścią trwałości całkowitej, co oznacza, że konstrukcje te można traktować jako rozwiązania o trwałości dozorowanej.

- Osiągnięcie dużej, praktycznie znaczącej trwałości z istniejącym pęknięciem omawianych struktur warstwowych klejonych można osiągnąć jedynie przez zastosowanie kleju o dużej podatności jak np. WK-3.

## Z dziejów polskiej techniki lotniczej

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

## Samolot challenge'owy PZL-26

Po zwycięstwie *Żwirki i Wigury* w Międzynarodowych Zawodach Samolotów Turystycznych Challenge 1932 — Polsce przypadł zaszczyt i obowiązek zorganizowania następnych zawodów w 1934 r. Sprawą ambicji polskiego lotnictwa było ponowne odniesienie zwycięstwa. Na budowę samolotów dla polskiej ekipy przeprowadzono zbiórkę wśród społeczeństwa, tworząc fundusz im. *Żwirki i Wigury*. Z zebranych sum zamówiono sześć samolotów RWD i pięć PZL.

Państwowe Zakłady Lotnicze miały już doświadczenie w budowie samolotów challenge'owych, gdyż zbudowały na Challenge 1932 trzy samoloty PZL-19. Na jesieni 1932 r. *Jerzy Dąbrowski* (później

szony konstruktor samolotu PZL-37 Łoś) przy współudziale *dr inż. Franciszka Misztala* przystąpił w PZL do projektowania samolotu PZL-26, przeznaczonego do udziału w IV Challenge. Konstrukcję samolotu opracował *inż. Piotr Kubicki*. Gdy w końcu czerwca 1933 r. zostały ogłoszone warunki techniczne stawiane samolotom, które będą dopuszczone do Challenge 1934 — zapadły ostateczne decyzje dotyczące rozwiązań konstrukcyjnych. Samolot stanowił rozwinięcie samolotu PZL-19. Geometrię płata i usterzenia pozostawiono niemal bez zmian. Poprawiono natomiast aerodynamikę płata, kadłuba i podwozia, ulepszono konstrukcję wielu mechanizmów i elementów oraz zastosowano amery-

Opisano zbudowany specjalnie na Challenge 1934 samolot PZL-26, będący rozwinięciem konstrukcji samolotu PZL-19.

Omówiono konstrukcję samolotu oraz podano jego podstawowe dane techniczne.

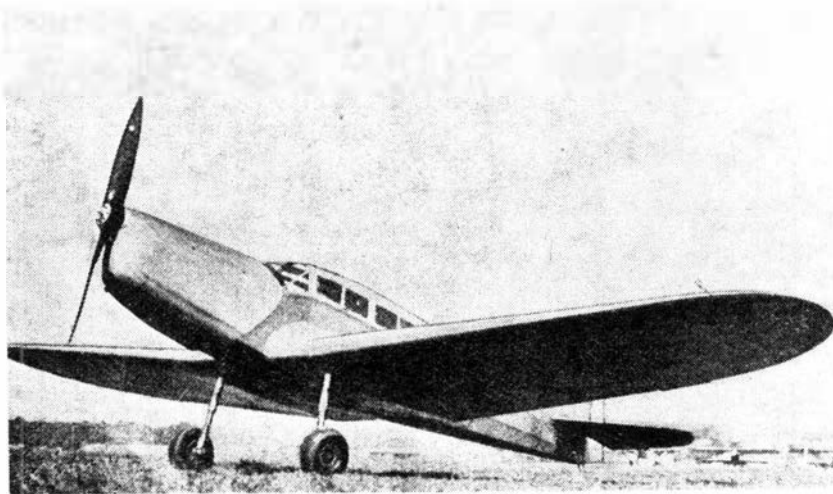
kański silnik Menasco o mocy 265 KM, czyli 2,5 raza większej niż w PZL-19, co pociągało za sobą potrzebę wzmocnienia konstrukcji płatowca.

Kierownictwo *Zaopatrzenia Lotnictwa* (organ *Departamentu Aeronautyki MS Wojskowych*) zamówiło pięć samolotów PZL-26 na Challenge. Po zebraniu funduszy społecznych na samoloty LOPP zwrócił za nie 100 tys. zł. Zimą 1933/34 rozpoczęto budowę samolotów. Płatowiec o numerze fabrycznym 1 przeszedł próby statyczne wczesną wiosną 1934 r. Wkrótce potem na lotnisku mokotowskim w Warszawie został oblatany przez *B. Orlińskiego* pierwszy egzemplarz PZL-26 o nr fabr. 5. Pierwsze loty wykonano z drewnianym śmigłem i bez osłon podwozia, a dalsze z metalowym śmigłem i podwoziem z osłonami. Po przeprowadzeniu prób fabrycznych samolot przeszedł próby w *Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa*. W trakcie prób samolotu *J. Dąbrowski* zaproponował zastosowanie w dwóch egzemplarzach PZL-26 silnika gwiazdowego GR-760 konstrukcji *inż. S. Nowkuńskiego*, lecz propozycję tę odrzucił *dyr. PZL W. Rumbowicz*, uważając, iż zostało zbyt mało czasu na wykonanie zabudowy silników tego typu.

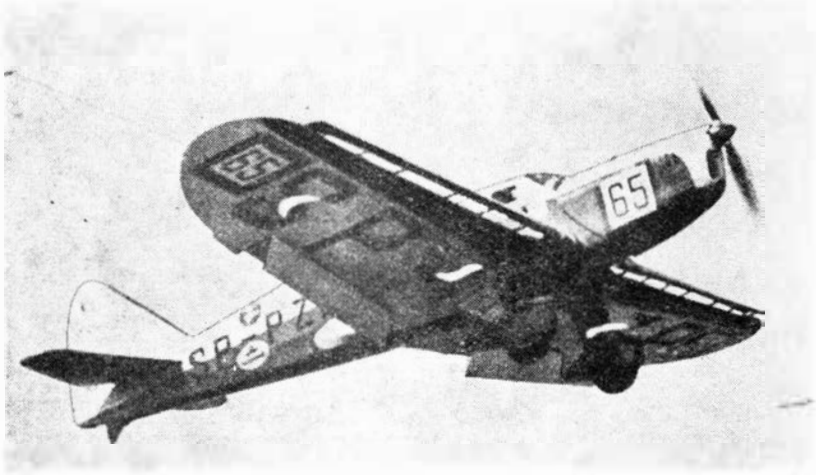
W IV Challenge International d'Avions de Tourisme 1934 (28. VIII ÷ 16. IX 1934) na PZL-26 wzięli udział: *P. Dudziński* na SP-PZL „Pomorze” (nr fabr. 5) nr konkursowy 61, *I. Giedgowd* na SP-PZM „Piłsudczyk” (nr fabr. 6) nr konkursowy 62, *S. Grzeszczyk* na SP-PZN „Społem” (nr fabr. 3) nr konkurs. 63, *J. Balcer* na SP-PZO „Podoficer II” (nr fabr. 4) nr konkurs. 64 oraz *A. Włodarkiewicz* na SP-PZP „Wielkopolska” (nr fabr. 2) nr konkurs. 65. Imiona samolotów ustalili fundatorzy. Zawody obejmowały próby techniczne i rajd długości 9538 km na trasie: Warszawa — Królewiec — Berlin — Kolonia — Bruksela — Paryż — Bordeaux — Pau — Madryt — Sevilla — Casablanca — Meknes — Sidi bel Abbas — Algier — Biskra — Tunis — Palermo — Neapol — Rzym — Rimini — Zagrzeb — Wiedeń — Brno — Praha — Katowice — Lwów — Wilno — Warszawa.

Silnik Menasco — który wbrew oświadczeniom wytwórni miał okres

Rys. 1. Pierwszy egzemplarz PZL-26 nr fabr. 5 z drewnianym śmigłem i bez owiewek podwozia



Rys. 2. SP-PZL „Pomorze” (nr fabr. 5)



Rys. 3. Por. A. Włodarkiewicz na PZL-26 SP-PZP „Wielkopolska” przechodzi nad linią bramki

międzyremontowy krótszy niż liczba godzin pracy silnika potrzebna do ukończenia zawodów — spowodował, że samoloty PZL-26 odniosły w Challenge'u porażkę. Trzy z nich nie ukończyły rajdu z powodu uszkodzeń silnika (m.in. pękanie wału korbowego): inż. S. Grzeszczyk 10.IX przerwał rajd pod Sidi bel Abbas, por. A. Włodarkiewicz 14.IX pod Tarnowem, a J. Balcer też 14.IX pod Mostami Wielkimi. Zawody ukończył J. Duziński zajmując 11 miejsce i I. Giedgwod zajmując 17 miejsce. Po zawodach egzemplarz SP-PZM był wystawiony w końcu 1934 r. na Salonie Lotniczym w Paryżu.

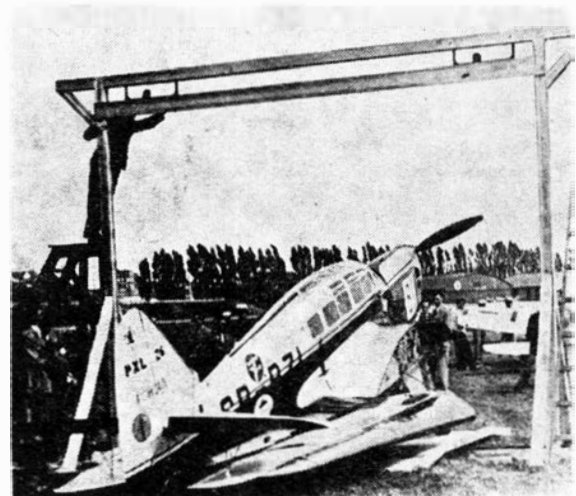
Niezbyt pewne silniki oraz duże zużywanie paliwa ze względu na dużą moc silników sprawiły, że samoloty nie znalazły zastosowania w aeroklubach. W połowie 1936 r. zostały skreślone z rejestru. Nie zostały jednak skasowane. W 1937 r. dwa z nich (w tym SP-PZO) wojsko ofiarowało *Aeroklubowi Pomorskiemu* w Toruniu, gdzie były użytkowane do wybuchu wojny we wrześniu 1939 r.

Samolot PZL-26 mógł stanowić punkt wyjścia dla opracowania w 1934 r. nowoczesnego samolotu myśliwskiego, którego prototyp byłby gotów na przełomie 1935 i 1936 r. — podobnie jak niemiecki Me-108 dał podstawę do opracowania myśliwca Me-109. Dopiero latem 1939

roku J. Dąbrowski opracował projekt wstępny jednomiejscowego samolotu myśliwskiego będącego kontynuacją koncepcji PZL-26. Samolot miał być napędzany silnikiem Hispano-Suiza 12Y o mocy 1100 KM, a jego prędkość maksymalna miała przekraczać 600 km/h.

W 1938 r. J. Dąbrowski zaprojektował dwumiejscowy samolot sportowy napędzany silnikiem PZInż Major 120 KM. Samolot ten był pomniejszoną odmianą PZL-26 — z chowanym podwoziem. J. Dąbrowski zamierzał zbudować go na użytek własny.

Rys. 5. Przetaczanie SP-PZL ze złożonymi skrzydłami przez bramkę kontrolną



Rys. 4. SP-PZO „Podoficer II” nr 64



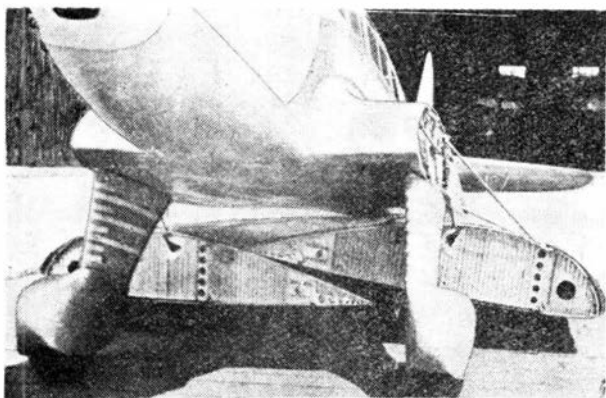
## Konstrukcja

PZL-26 to trzymiejscowy samolot sportowy (challenge'owy) metalowej konstrukcji o układzie wolnonośnego dolnopłata.

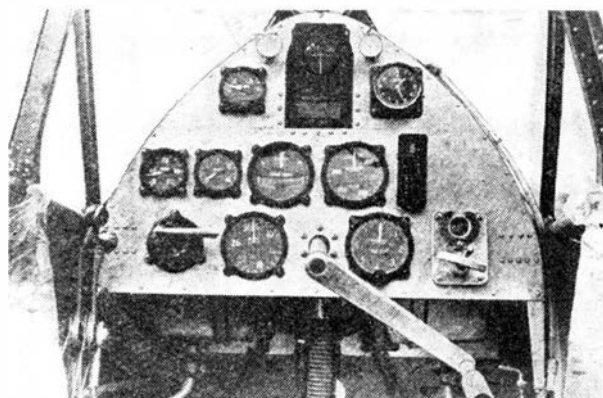
Kadłub kratownicowy, spawany z rur stalowych chromo-molibdenowych. Przód kadłuba pokryty blachą duralową, tył — płótnem na listwach duralowych. Kabina kryta, trzymiejscowa z miejscami jedno za drugim. Sterownice podwójne, na pierwszych dwóch miejscach. Sterownica tylna — wyłączalna. Fotele dostosowane do spadochronów plecowych. Kabina wykończona tapicerką i z oświetleniem elektrycznym. Przed pierwszym fotelem — tablica wyposażona w prędkościomierz, wysokościomierz, busołą, zegarek czasowy, zakrętomierz z chyłomierzem poprzecznym, chyłomierz podłużny, obrotomierz, paliwomierz oraz termometr oleju i manometr oleju. Korba rozrusznika silnika wyjmowana, na tablicy przyrządów. Dźwignie klap i przestawiania statecznika — na lewej burcie. Osłony kabiny otwierane do góry, odrzucane awaryjnie. Za kabiną obszerny bagażnik. Podwozie główne dwukołowe, jednogoleniowe, z amortyzatorami olejowo-powietrznymi PZL o skoku 350 mm. Koła niskociśnieniowe z hamulcami hydraulicznymi. Rozstaw kół 1,77 m. Owiewki kół z blachy aluminiowej, owiewki goleni — brezentowe na metalowym szkielecie. Płozą ogono-

wa z amortyzatorem olejowo-powietrznym.

Płat trapezowy z eliptycznymi końcówkami, trójdzielny, o wzniosie 2,5°. Profil IAW-333b. Środkowa część płata dwudźwigarowa, spawana z rur stalowych, integralna z kadłubem. Części zewnętrzne płata duralowe, konstrukcji kesonowej PZL z blachy falistej wg patentu F. Misztala. Keson z przodu i z tyłu zamknięty pionowymi ściankami. Pokrycie płata z blachy gładkiej. Na krawędzi natarcia dwudzielne sloty automatyczne z amortyzatorem gumowym zapew-



Rys. 6. Złożone skrzydła zawieszono pod kadłubem



Rys. 7. Tablica przyrządów z korbą rozrusznika

niającym stopniowe otwieranie slotów i pozwalającym na rezygnację z mechanizmu blokowania. Kłapy krokodylowe wychylane o 60°, lotki duralowe, z żebrami z blachy falistej, kryte blachą. Duże owiewki przejścia skrzydło — kadłub. Części zewnętrzne płata mocowane na czterech sworzniach, które były szybko wyjmowane za pomocą mechanizmu pokręcanego korbką. Skrzydła składane do tyłu, pod kadłub, przez obrót na rurkowych wieszakach, bez rozłączania napędów sterowania. Usterzenie duralowe, z żebrami z blachy falistej, kryte blachą gładką. Stery z dźwigną z rury stalowej chromo-molibdenowej, żebrami z blachy,

obrzeżem ze spłaszczonej rurki duralowej i pokryciem z blachy. Zawiasy z łożyskami kulkowymi. Statecznik poziomy przestawialny w locie.

Silnik chłodzony powietrzem, sześciocylindrowy, rzędowy Menasco-Bucaneer B-6S3 o mocy startowej 265 KM przy 2500 obr/min, mocy nominalnej 200 KM, o ciężarze 193 kG, ze sprężarką. Silnik wyposażony w rozrusznik mechaniczny i gaśnicę. Łoże silnika spawane z rur stalowych, osłona silnika z blachy duralowej. Śmigło dwułopatowe metalowe, przestawialne na ziemi, Letov. Dwa zbiorniki paliwa w skrzydłach, skąd paliwo pompowane jest do zbiornika

opadowego w kadłubie. Łączna pojemność zbiorników 180 l. Zbiornik oleju o pojemności 15 l. Przelotowe zużycie paliwa — 60 l.

#### Malowanie

Prototyp w trakcie prób był srebrny. Później wszystkie samoloty otrzymały malowanie srebrno-czerwone (dolna połowa kadłuba, podwozie oraz krawędzi płata i usterzenia — czerwone). Znaki rejestracyjne czarne. Nr konkursowy na osłonie silnika. Na usterzeniu pionowym napis PZL-26, imię samolotu oraz znak PZL i ARP.

#### DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	10,42 m
Długość	7,5 m
Wysokość	2,09 m
Powierzchnia nośna	16,34 m <sup>2</sup>
Ciężar własny	560 kG
Ciężar użyteczny	445 (255) * kG
Ciężar całkowity	1105 (795) * kG
Obciążenie powierzchni	61,5 (48,5) * kG/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	3,8 (3,0) * kG/KM
Prędkość maksymalna	298* km/h

Prędkość przelotowa	215÷250* km/h
Prędkość minimalna	60,6* km/h
Wznoszenie	5,0* m/s
Pułap	5500* m
Zasięg	800* km
Start na bramkę 8 m	78* m
Łądowanie z h = 8 m	80* m

\* Przy ciężarze całkowitym 795 kG, czyli z dwiema osobami załogi.

#### Książki lotnicze

HERLINGER J.: **Jak samolot nauczył się latać.** RSW Prasa-Książka-Ruch, Warszawa 1974. Str. 148, cena 17 zł.

Książka ma zaznajamiać z dziejami rozwoju samolotu. I byłaby to czyniła, gdyby nie niezliczona ilość błędów historycznych i fachowych oraz brak wymienienia głównych osiągnięć nauki i techniki, które pozwoliły na rozwój samolotu. Opisanie wszystkich błędów nie jest możliwe, gdyż zajęłoby objętość bliską jednej czwartej objętości książki. Fakty wymienione w książce nie tylko, że nie zostały sprawdzone w którejś z autorytatywnych książek z historii lotnictwa, lecz z zupełną beztroską te same fakty są podawane w sprzecznej z sobą formie (np. data pierwszego lotu braci Wright na s. 45 — 1903 r., na s. 134 — 1905 r.; na s. 69 występuje nazwisko *Krzemiński*, pisane później jako *Kamiński*). Przytoczymy tylko kilka przykładów błędów. Ze str. 92 i 93 dowiadujemy się, że najpierw odbył się przelot Skarżyńskiego na RWD-5, a następnie w 1933 r. (!) zwycięstwo Żwirki i Wigury, zaś dwa lata później —

kolejny Challenge. Na s. 98 podane jest, że samoloty szturmowe IŁ-14 były pierwszymi samolotami wyposażonymi w broń rakietową (nie IŁ-14, lecz IŁ-2 i nie pierwsze). Na s. 67 czytamy taki opis lądowania Bleriota XI: „szybki pęd powietrza zmusił pilota do szarpnięcia sterów z nadludzką siłą, w ściśle określonym ułamku sekundy; gdy tylko koła dotknęły ziemi”. Ze str. 100 dowiadujemy się, że „opór powietrza jest zależny i od prędkości i od masy lecącego ciała”, zaś ze str. 115, że krawędzie natarcia samolotów naddźwiękowych są ostre i mają często grubość ułamka milimetra. Jedyną zaletą tej książki są fachowe ilustracje lotnicze *B. Wróblewskiego*. Niestety brak podpisów pod rysunkami przeważnie uniemożliwia zidentyfikowanie, jakie balony i samoloty na nich przedstawiono. Wydawca powinien wyciągnąć konkretny wniosek. Pozytywnie opiniowania przez fachowców, np. z *Komisji Historycznej Rady Seniorów Lotnictwa APRL*.

STASZEK J.

### **Was hat die Bearbeitung von Concorde Frankreich und England eingebracht**

Technische und ekonomische Erfolge des Concorde-Programms, als ein Beispiel der führenden Rolle der Luftfahrtindustrie in dem technischen Fortschritt. Erfolge im Bereich der Technologie, der Metrologie, des Maschinenbaus, des Produktionsverfahrens usw.; seine Benutzung in anderen volkswirtschaftliche Gebieten Frankreichs und Englands.

BRODZKI Z.

### **Moderne Hubschrauber-Rotorköpfe**

Übersicht der modernen Hubschrauber-Rotoren mit besonderer Berücksichtigung der angewandten Rotorkopfart. Häufigste Verbesserungen im Rotorkopfbau.

KOWALSKI J.

### **Die Beschädigungen der Gehäuse der Luftfahrtszahnradpumpen unter Einfluss der Kavitationserosion.**

STAFIEJ W.

### **Die Ermittlung des Kippmoment-Koeffizients für das Segelflugzeug ohne Höhenleitwerk, nach den Flugmessungen**

Die Methode der Schrittweisen Annäherung wird für die Ermittlung des Kippmoments nach den Flugmessungen des Höhenruderausschlag in den Längsgleichgewicht — Zustände dargestellt. Die Methode berücksichtigt die Wirkung der Konstruktion-Deformationen.

SMOLEŃSKI J.

### **Wirkungsrichtungen der Flughafen, Teil I**

In fünftem Aufsatz aus der Reihe „Flughafen in der modernen Welt“ (nach J. V. Block) wird den Wirkungsbereich des Flughafens analysiert und seinen Verwaltungsapparat charakterisiert.

SŁODOWNIK A.

### **Die Flughafen-Aussenbordenergiequellen**

Es wird den Energiebedarf des Flugzeuges während seines Aufenthalts im Flughafen analysiert.

Es wird ein modernes Bordenergie-Versorgungssystem, beispielweise für IL-62 dargestellt. Es wird auch technische Charakteristik des GPU-745 Aggregates gegeben, das als eine universelle Flughafenenergiequelle bekannt ist.

ŚWITKIEWICZ R.

### **Verbesserung der Dauerfestigkeitseigenschaften der Flugzeugkonstruktion mittels der Verwendung der geklebten Schichtstrukturen. Teil II**

Eigenschaften der geklebten Schichtstrukturen in Abhängigkeit von der angewandten Klebemittelart. Vergleich der Gurte, die mit WK-3 Klebemittel geklebt wurden, mit den integralen Gurten von Gesichtspunkt der Dauerfestigkeit.

GLASS A.

### **PZL-26, das Flugzeug für Challenge**

Es wurde ein speziell für Challenge 1934 gebautes Flugzeug PZL-26 beschrieben, dessen Konstruktion aus dem Muster PZL-19 entwickelt worden war.

Es wurde die Konstruktion des Flugzeugs besprochen und seine technischen Hauptdaten gegeben.



STASZEK J.

#### **Что принесла Франции и Великобритании разработка самолета Конкорд**

Технические и экономические результаты программы Конкорд как пример ведущей роли авиационной промышленности в области технического прогресса. Достижения в области технологии, метрологии, машиностроения, методики производства и т.п., а также использование их в народном хозяйстве Франции и Великобритании.

BRODZKI Z.

#### **Современные втулки несущих винтов вертолетов**

Дается краткое описание современных конструктивных решений несущих винтов вертолетов, с учетом применяемой схемы втулки. Указываются наиболее часто встречающиеся усовершенствования конструкции втулок.

KOWALSKI J.

#### **Общий анализ повреждений корпусов шестеренчатых насосов в результате кавитационной эрозии.**

Представлены теории возникновения повреждений от эрозии-механическая, химическая и механическо-химическая.

Описан анализ эрозийных повреждений шестеренчатых насосов гидравлической системы самолета.

STAFIEJ W.

#### **Определение продольного момента вертолета без оперения на основании летных измерений**

Представлен метод последовательных приближений для определения коэффициента продольного момента на основании измерения угла отклонения руля высоты планера в полете в состояниях продольного равновесия. Метод учитывает влияние упругости конструкции.

SMOLEŃSKI J.

#### **Характер работы аэропортов. Часть I**

Пятая статья из цикла „Аэропорты в современном мире” (на основе книги Ж. В. Блока) анализирует характер работы аэропорта и описывает его управление.

ŚWITKIEWICZ R.

#### **Улучшение усталостных свойств самолетных конструкций путем применения слоистых склеиваемых структур. Часть II**

Свойства слоистых структур зависят от типа применяемого клея. Сравнение усталостной прочности поясов понжеронов, склеиваемых клеем Wk-3 и интегральных поясов.

GLASS A.

#### **Самолет для соревнований „шалланж” — PZL-26**

Описан самолет PZL-26, построенный специально для соревнований „Шалланж”. Самолет, которого конструкция и технические данные приведены в статье, являлся развитием самолета PZL-19.

---

Kształtowanie i ochrona środowiska człowieka to dziś jeden z najważniejszych problemów. Omawia go wszechstronnie na swych łamach miesięcznik

## A U R A

jedyne pismo w kraju poświęcone wyłącznie tej tematyce

- popularyzuje problemy, poglądy, badania, a przede wszystkim konkretne działania we wszystkich dziedzinach związanych z ochroną środowiska
- podejmuje zagadnienia gospodarki zasobami naturalnymi i przestrzenią, ochrony powietrza, wód i gleby przed zanieczyszczeniami, ochrony przed hałasem, nowych — „czystych” — technologii produkcji
- przedstawia socjologiczne, demograficzne, medyczne, prawne i ekonomiczne aspekty ochrony środowiska
- ukazuje dorobek nauki w tej dziedzinie, praktyczne osiągnięcia zakładów przemysłowych i innych jednostek gospodarki narodowej w zakresie ochrony środowiska, wymienia doświadczenia, a także ukazuje zaniedbania i braki w celu przyspieszenia ich usunięcia

„Aura” — miesięcznik Naczelnej Organizacji Technicznej — jest do nabycia w kioskach „Ruchu”. Najpewniejszą jednak formą zaopatrywania się w pismo jest prenumerata. Cena jednego egzemplarza rocznej prenumeraty „Aury” wynosi 120 zł. Zamówienia przyjmuje Dział Prenumeraty Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, ul. Mazowiecka 12, 00-048 Warszawa: konto PKO I OM Warszawa, nr 1-9-121697.

---

1 stycznia 1975 roku na naszym rynku wydawniczym pojawił się nowy tytuł

### ***INNOWACJE — PRZEGLĄD TECHNICZNY***

Jest to nowa edycja ukazującego się od 1866 roku tygodnika „Przegląd Techniczny”, powstała w wyniku połączenia go z miesięcznikiem „Wektory”.

„Przegląd Techniczny — Innowacje” — tygodnik Naczelnej Organizacji Technicznej i Polskiego Towarzystwa Ekonomicznego — podejmuje zagadnienia:

■ techniczne ■ ekonomiczne ■ socjologiczne ■ społeczne

Publikuje opinie o węzłowych zagadnieniach rozwoju nauki, techniki, gospodarki i organizacji, informuje o żywotnych sprawach społecznych i zawodowych.

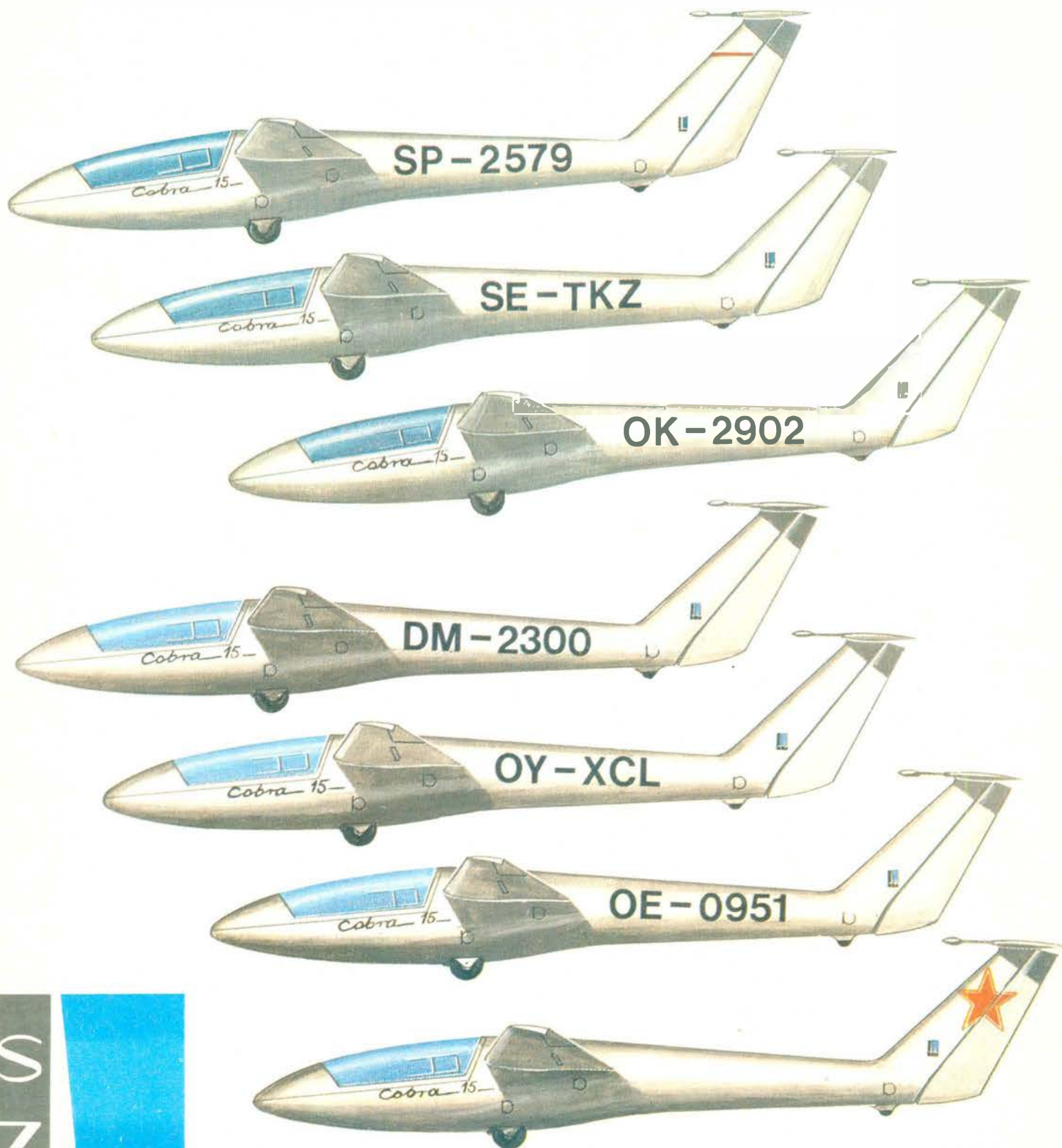
Dialog z Czytelnikami będzie służył temu, co w praktyce dnia codziennego nadaje naszemu krajowi i jego ludziom nowoczesne oblicze.

Redakcja oczekuje szczególnie twórczej dyskusji związanej z tematyką VII Kongresu Techników Polskich.

„Przegląd Techniczny — Innowacje” ukazuje się w objętości 34 stron, jest bogato ilustrowany.

Cena jednego egzemplarza 3 złote.

# SZD – 36 COBRA Everywhere



AUSTRIA, BULGARIA, CZECHOSLOVAKIA, DDR,  
DENMARK, FINLAND, FRANCE, GREAT BRITAIN,  
HOLLAND, HUNGARY, ITALY, POLAND, SWEDEN,  
USA, USSR

Manufacturer:  
Zakłady Szybowcowe Bielsko  
ul. Cieszyńska 325  
43-302 Bielsko-Biała, POLAND  
Phone: 250-21, Cable: Sezed,  
Telex: 035259 SZD PL

 **PEZETEL**  
POLAND

Export  
PEZETEL  
of Aviation Industry,  
ul. Przemysłowa 26  
00-950 Warszawa, POLAND  
PO Box 371; Cable: Pezetel;  
Phone: 28-50-71; Telex: 313430