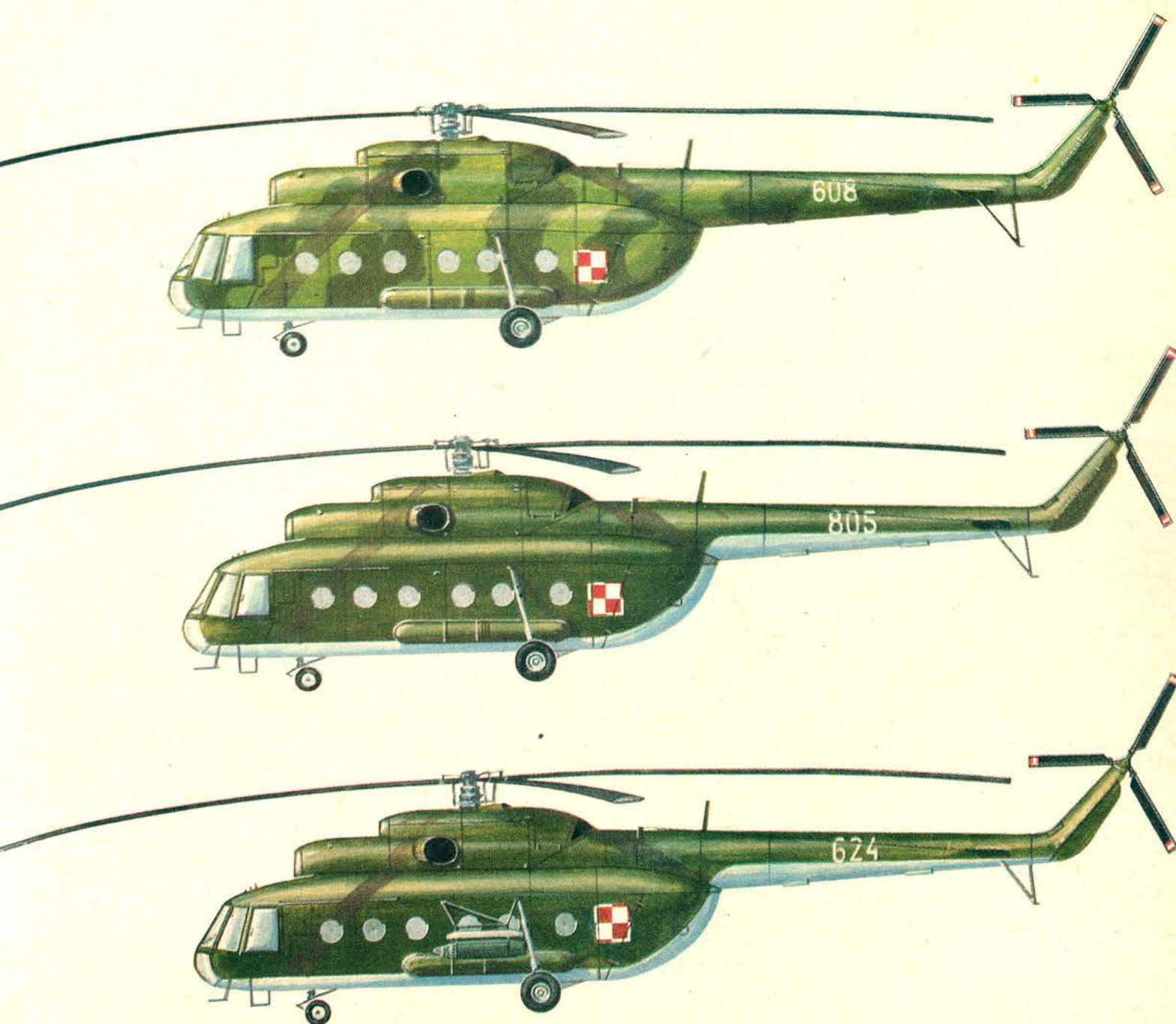


TECHNIKA

11'75

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● 12 августа, во время визита в Польшу **Премьер-министр СССР Алексей Косыгин** навестил Бытвурню Спшенту Комуникацийного ПЗЛ-Мелец, где — вместе с Премьер-министром П. Ярошевичем — познакомился с продукцией самолетов Ан-2 и Искра а также польско-советского сельскохозяйственного самолета М-15. После этого гости наблюдали полеты двух самолетов М-15 и отлет в СССР группы экспортируемых самолетов Ан-2. Премьер-министр А. Косыгин сказал о самолете М-15: „Это очень хороший самолет“. На заводе ВСК в Мельце видны результаты экономического содействия Польши и СССР.

Во время визита А. Косыгина в Мельце было объявлено, что из 7000 самолетов Ан-2 построенных на этом заводе — 6060 выэкспортировались в СССР.

● 6 августа было объявлено, что первых два сельскохозяйственных самолета М-15 **передались на испытания в СССР.**

● В Министерстве Народной Обороны была образована **Комиссия Совета Общественных Наук для Исследования Проблематики Авиации.** Председателем стал заместитель командующего Воздушных Войск, ген. бриг. Л. Соберай. В состав Комиссии входят представители Воздушных Войск, Войск Противовоздушной Обороны, Авиации Военно-Морского Флота и научные работники из Войскового Института Авиационной Медицины. Установлено, что первые работы Комиссии еключат темы: „Личность летчика“, „Человек при встрече с техникой“ и „Современные методы командования авиационным подразделением“.

● В Опытной Базе Сельскохозяйственной Авиации в г. Кентшин состоялся в днях 19—23 мая **показ агроавиационной техники** и оборудования. Демонстрировались три самолета ПЗЛ-106 (с разными видами сельскохозяйственной аппаратуры), самолет М-15, сельскохозяйственный вертолет Ми-2 и самолет Ан-2 с новой сельскохозяйственной аппаратурой. Демонстрировались также загрузочные устройства для жидких и сыпучих химикатов и для заправки топливом. Очень интересным были показы поворотливости на земле, короткого взлета и посадки, перелета на малой высоте, маневренности вблизи земли и полета на минимальных скоростях.

В показах участвовали представители сельскохозяйственной авиации из СССР, ЧССР, ВНР, БНР, ГДР и Нар. Респ. Кубы. В связи с показом, в г. Гжицко состоялась также конференция по техническим темам.

● На Строительно-монтажном заводе „Инсталь“ в г. Насельск началась эксплуатация **вертолета Ми-6.** Вертолет провел уже несколько удачных операций, м.пр. установил бетонные фундаменты для столбов линии высокого напряжения, которая питает нефтеперерабатывающий завод в г. Гданьск. Вертолет поднимает подвесный груз до 8 т. Стоимость одного часа полета вертолета составляет около 108 тыс. зл. На работу Ми-6 предприятие имеет много заказов.

● Конструкторы и технологи из ВСК-ПЗЛ-Мелец и работающие совместно советские специалисты были удостоены **первой наградой** отдела Главной Технической Организации в г. Жешув за проект и постройку самолета М-15.

● На трассе Бялысток-Кентшин-Эльбленг-Слупск-Голеньов состоялся в днях 1—8 июня **XIII Самолетный Райд Журналистов и Пилотов.** Участвовало 20 команд, принимало участие 20 пилотов и 33 журналиста (команды состояли из 2 или 3 человек), на самолетах Газрон и Вильга.

● **XXIX (XX) Планерный Чемпионат Польши** в текущем году впервые разгрызался в двух классах: стандарт и открытым. В классе стандарт выступило 20 пилотов на планерах Фока и 7 пилотов на Кобра-15. В открытом классе — 15 пилотов на планерах Янтарь-1.

● 21 летчиц из 11 стран приняло участие во **II Международных Соревнованиях Женщин ФАИ**, которые состоялись в июле в Центре Планерного Обучения в г. Лешно. Все летчицы летали на планерах Кобра-15. Проведено 5 конкуренции. Три первых места заняли: А. Данковска, П. Маевска и М. Попелэк (ПНР).

● Адела Данковска на планере **Янтарь-1** завоевала **два рекорды** страны — скорости и расстояния, которые одновременно являются международными рекордами. В исключительно трудных метеорологических условиях она пролетела трассу треугольника с периметром 775 км со скоростью 74,8 км/час. Перелет длился 10 ч 35 мин.

● On August 12, during his visit in Poland, **Prime Minister of the Soviet Union** together with Prime Minister Jaroszewicz visited the **WSK-PZL-Mielec** where they got acquainted with the production of An-2s and Iskras, and the Polish — Soviet Mi-15 ag airplane. The guests watched also a demonstration flight of two Mi-15s and the departure of a vee of An-2s exported to the Soviet Union. The Soviet Prime Minister said about the Mi-15 „it is a very good aircraft“. Here at Mielec one can see what effects brings the economic co-operation of Poland and USSR. On the occasion of the visit, it was reported that 6,000 out of the 7,000 built An-2s had been exported to the Soviet Union.

● On August 6, it was reported that the first two **Mi-15 ag airplanes** were sent for tests to the Soviet Union.

● The Ministry of Defense has a **new research group for air problems.** The first works will include such subjects as „Personality of a Pilot“, „Man Confronted with Technological Innovations“ and „A Modern Style of Commanding an Air Unit“.

● The Instal Flying Crane Company started to operate a new type of a helicopter, the **Mi-6.** A few successful operations have been carried out, among others transmission tower foundations were installed. The transmission towers will supply the Gdańsk refinery. The helicopter is capable of lifting and underslung cargo to 8 tons. One hour of the helicopter work costs about 108,000 zlotys. The Instal has already had a full backlog of orders.

● **A demonstration of agricultural aircraft** and their equipment was made at the Experimental Agricultural Aviation Base at **Kętrzyn** between May 19—23. Three PZL-106 Kruk airplanes (each equipped with a different kind of equipment), one M-15 airplane, one Mi-2 helicopter and one An-2 with new ag equipment were demonstrated. Besides, such ground equipment was shown as self-propelled loading units for liquid and dry chemicals, fuel supply trucks and other field equipment. The demonstrations were watched by representatives of utility aviation and pilots from the Soviet Union, Czechoslovakia, Hungary, Bulgaria, Eastern Germany and Cuba.

● Designers and Technologists of the WSK-PZL-Mielec with their Soviet colleagues have been awarded the **first prize** of the Rzeszów section of the Chief Technical Organization for the design and construction of the **Mi-15 ag aircraft.**

● This year's **XXIX (XX) the Gliding Nationals** have been contested for the first time in the standard and open classes. In the standard class 20 pilots on **Fokas** and 7 pilot on **Cobra-15s** took part and in the open class 15 pilots on **Jantar-1s.**

● Franciszek Kępka, representative of the Bielsko-Biała aeroclub and four times a bronze medallist of world gliding championships, became a winner in the Standard Class on **Jantar Standard** at the Internationals in Finland.

● Adela Dankowska has set up two national records flying **Jantar-1.** One is a speed record and the other a distance record — both are at the same time new international ladies' records. She flew over a 775 km triangle in very difficult weather conditions at 74,4 km/h. The flight was made in 10 hours 35 minutes.

● **An air agreement between Poland and West Germany** signed this spring has given a legal basis for the regular air connections from Warszawa to Frankfurt/Main, Hamburg and Cologne.

● The most popular European route of the Polish Airlines LOT to Socialistic countries is the **Warszawa — Moscow — Warszawa service.** In 1974, 74 thousand passengers were carried that is about 30% more than in 1973. This is also operated by **IL-62.**

Adres Redakcji:

02-668 Warszawa, Al. Lotników 19 m 4

Tel. 43-59-38

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
J. LASON: Transport powietrzny na dziś i jutro (TRYBUNA LOTNIKÓW)	1
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Wytwórnice płatowców	3
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	4
W. Waśkowski: Śmigłowce wytwórnice zachodnioeuropejskich. Część I (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	6
Lotnie — teoria i praktyka. Część II — oprac. T. Wusatowski (CIEKAWE KONSTRUKCJE)	9
J. Klimek: Zastosowanie cyfrowej techniki przetwarzania informacji w kontroli ruchu lotniczego. Część I (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	12
Projektowanie profilów okółodźwiękowych metodą hodograficzną — oprac. W. Zaremba	17
W NASTĘPNYM NUMERZE	18
KARTOTEKA TLiA: Schempp-Hirth Janus	19
Lockheed L-1011-1 TriStar	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 40: Badania tunelowe spoilerów (przerywaczy)	23
B. Mycielski: Pomiary tensometryczne w przemysłowych próbach wytrzymałościowych (uwagi praktyczne)	26
R. Kosiol: Minikalkulatory	29
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 36: Transport lotniczy. Komunikacja lotnicza	33
J. Borgoń: Autorotacja wirnika silnika turbodrzutowego ze sprzężarką osiową podczas lotu samolotu	34
KSIĄŻKI LOTNICZE	36
A. Glass: II Konkurs Szybowców — Oksywie 1925 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	37
Na okładce: Śmigłowiec Mi-8 — rys. K. Cieślak	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Zofia Rubini

Redaktorzy działowi:

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

Rada Programowa:

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2. W-wa. Zam. 469/75. Nakład 3700 egz.
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
Konto PKO Warszawa nr 1-9-121637

Papier druk. sat. kl. IV. 70 g 61 × 86. B-94.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 33006/37909

● **Аделя Данковска** на плагере **Янта** рекорды страны — скорости и рассте-
повременно являются международным
ключительно трудных метеорологиче-
пролетела трассу треугольника с г.
со скоростью 74,8 км/час. Перелет дл-

Air Transport — Present and Future

WAŚKOWSKI W.

Helicopters of European Manufacturers. Part I

Hang Glider — Theory and Practice

KLIMEK J.

Application of Digital Information Handling in the Air Traffic Control. Part I

The author gives reasons for the necessity of replacing man's work in the air traffic control by digital computers to increase the flow capacity. Tasks of the new equipment and an example of a system already in use in the West Germany are given.

Design of Transonic Airfoils by a Hodographic Method

The article describes the application of hodographic transformation during the design of transonic airfoils.

MYCIELSKI B.

Practical Remarks on Strain Gauge Measurements in Industrial Strength Tests

The article describes the use of bonded wire strain gauges for the determination of loads and strains during the industrial tests of an airplane and its units; advantages and disadvantages of this method.

KOSIOŁ R.

Mini computers

The article gives an information on quantitative and qualitative characteristics of pocket calculators, their capacities and examples of how to use them.

BORGON J.

Authorotatlon of an Axial Turbojet Rotor

The article explains the idea of autorotation of a turbojet engine rotor ass'y, gives reasons why such a phenomenon occurs as well as gives examples of computing the ranges of autorotation by an analytical-graphical method.

GLASS A.

Ind Glider Competition — Oksywie 1925

The IInd Polish Gliding Competition took place 50 years ago. The author presents technical descriptions of the gliders participating in that competition and the achieved results.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXX LISTOPAD 1975

TECHNIKA lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

11

TRYBUNA LOTNIKÓW

VII ZJAZD PZPR • VII KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH

Transport powietrzny na dziś i jutro

Dr JAN LASOŃ

Lotnictwo stało się integralnym, ogromnej wagi składnikiem współczesnej cywilizacji i niepodobna sobie wyobrazić bez niego społecznego, gospodarczego, kulturalnego i militarnego rozwoju świata. Stąd też wzrost roli lotnictwa światowego w jakimś stopniu wpływa również na losy rozwoju polskiego lotnictwa, nowoczesność i postęp naszego kraju. Między innymi i z tego powodu na uwagę zasługują niektóre aspekty polskiego lotnictwa cywilnego. Ponadto polskie lotnictwo jest to już duża i ważna gałąź gospodarki narodowej. Poza przedsiębiorstwami przemysłu lotniczego i kooperującymi z nimi oraz LOT-em obejmuje lotnictwo sanitarne, gospodarcze, specjalne, dyspozycyjne, sportowe itp. Do tego dochodzą lotniska i rozległa sieć naziemnych systemów zabezpieczenia ruchu lotniczego oraz inne problemy złożonej infrastruktury lotniczej. W przyszłości nie wyklucza się własnej lotniczej bazy hotelowej, gastronomicznej, transportowej, turystycznej itp.

W ogólnych przewozach naszego kraju udział transportu powietrznego w ruchu pasażerskim wzrósł z 1,1% w 1975 r. do 6,9% w roku 1990¹⁾. Porównując w tym samym czasie pasażerski transport powietrzny w skali światowej dowiadujemy się, iż będzie on partycypował w ogólnych przewozach w 9,3% w 1975 r. i 17,5% w 1990²⁾ r. Mimo że polski transport powietrzny szybciej wzrasta niż transport w skali światowej, jednak jest on wciąż jeszcze najslabiej rozwinięty spośród pozostałych gałęzi transportu w Polsce, choć rozwija się w niemal równie szybkim tempie jak transport samochodowy³⁾. Jesteśmy jeszcze daleko w tyle za wysoko uprzemysłowionymi krajami, a zatem czekają nas niełatwe zadania w celu nadrobienia wieloletnich opóźnień w rozbudowie szeroko pojętej infrastruktury polskiego transportu powietrznego⁴⁾.

Po roku 1970 zapaliło się zielone światło dla polskiego transportu powietrznego i o tym nikogo nie trzeba przekonywać, ponieważ są już widoczne osiągnięcia w tej dziedzinie usług. Niemniej można jeszcze spotkać oponentów rozwoju polskiego transportu powietrznego⁵⁾, a czasem nawet jest kwestionowana celowość jego wzrostu z uwagi na małą powierzchnię naszego kraju i na nierentowność niektórych przedsiębiorstw transportu powietrznego na Zachodzie. Mimo konsekwencji światowego kryzysu paliwowego i związanej z nim zwyczajki cen biletów w ostatnim okresie, tempo rozwoju transportu powietrznego w skali światowej osłabło raczej nieznacznie⁶⁾. Wbrew pesymistycznym prognozom przed skutkami wzrostu cen paliwa obronił się również towarowy transport powietrzny, który uzyskał w skali światowej przeciętny ogólny wskaźnik rozwoju w 1974 r. około 16%. W krajach RWPG w roku 1974 w porównaniu z rokiem 1973 liczba pasażerów przewiezionych w lotach międzynarodowych zwiększyła się o 17,7%⁷⁾.

W ostatnim dziesięcioleciu transport powietrzny osiągnął dynamikę wzrostu nieznaną w innych gałęziach transportu (światowego). Następstwa tego niezwykle szybkiego zwiększania się przewozów powietrznych są wielorakie i wpływają z potrzeb społeczno-gospodarczych, co z kolei rzutuje nie tylko na fazy procesu reprodukcji w transporcie powietrznym, lecz również i na wszystkie dziedziny gospodarki narodowej.

W tablicy przedstawione są według obliczenia przeprowadzonego przez A. Urbańskiego⁸⁾ koszty różnych rodzajów transportu towarowego z uwzględnieniem — oprócz przewoźnego — także innych rodzajów kosztów, na przykład opakowania, ubezpieczenia, postoju i opłat portowych.

¹⁾ M. D. Kujawska: Prognoza rozwoju polskich przewozów lotniczych do roku 1990. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* 1973 nr 8, s. 5.

²⁾ M. Żylicz: Miejsce transportu lotniczego w systemie transportowym kraju, *Przegląd Komunikacyjny* 1971 nr 11 — podaje, że udział transportu lotniczego w ogólnych przewozach w roku 2000 wyniesie w Polsce 10%, a w świecie — 15%.

³⁾ M. Żylicz: Udział transportu lotniczego w obsłudze ruchu turystycznego. *Międzynarodowy Rocznik Transportu* 1971, s. 348.

⁴⁾ *Przegląd Komunikacyjny* 1974 nr 2.

⁵⁾ J. Lason: Przemysł samochodowy czy lotniczy. *Wektory* 1972 nr 5, s. 28.

⁶⁾ Przewozy lotnicze głównych towarzystw USA zmniejszyły się w I kwartale 1975 r. w porównaniu z analogicznym okresem 1974 r. o 3,5%.

⁷⁾ *Skrzydłata Polska* 1975 nr 20, s. 2.

⁸⁾ A. Urbański: Przesłanki rozwoju lotniczych przewozów towarowych, *Przegląd Komunikacyjny* 1974 nr 2, s. 5; według badań Instytutu Lotniczego w Paryżu koszty opakowań w transporcie powietrznym są przeciętnie 4-5 razy niższe niż w lądowo-morskim.

TABLICA

Rodzaj opłat	Środek transportu		
	kolej	statek	samolot
Przewożne	460	371	559
Inne opłaty	417	520	130
Razem	877	891	689

Specjaliści radzieccy uważają, iż inwestycje kolejowe są droższe od inwestycji lotniczych. Według ich obliczeń koszt budowy 1 km linii kolejowej wynosi 0,2÷2,0 mln rubli (w zależności od konieczności budowy tuneli, wiaduktów, mostów itp.), natomiast tzw. kilometr lotniczy tylko 25 tys. rubli. Jest to również ważki argument przemawiający za coraz intensywniejszą rozbudową transportu powietrznego i wydłużeniem linii lotniczych⁹⁾. Transport powietrzny jest więc — mimo tych czy innych trudności, jakie w ostatnim okresie się uwiadcniają — najkorzystniejszym środkiem przewozowym nie tylko dla przerzutów towarów drogie, lecz także w przewozach artykułów łatwo psujących się, zwierząt, środków awaryjnych, poczty, czasopism i wielu innych.

Według prognozy brytyjskiego Instytutu Marketingu, pasażerskie przewozy transportem powietrznym w krajach zachodniej Europy będą wzrastały do roku 1985 w rytmie 9÷11% rocznie. Dla przewozów towarowych przewidywany jest przeciętny wskaźnik wzrostu o 18% rocznie na trasach długodystansowych i o 12% rocznie na krótkich i średnich¹⁰⁾.

Zapotrzebowanie na usługi polskiego transportu powietrznego wynika z rozwoju krajowego przemysłu i handlu międzynarodowego¹¹⁾, stąd też i przeciętny roczny wzrost pracy przewozowej LOT-u w transporcie międzynarodowym w latach 1971÷1974 kształtował się na stosunkowo wysokim poziomie, tj. w granicach 20÷30%. Duży wzrost ilościowy i jakościowy przewozów lotniczych spowodował korzystne wyniki finansowe LOT-u¹²⁾.

Ze względu na charakter ekonomiczny i wyniki finansowe, eksportowe usługi transportu powietrznego można utożsamiać z eksportem towarów. Dlatego też powszechnie dąży się do możliwie dogodnego i korzystnego ukształtowania gospodarczych stosunków zagranicznych w odniesieniu do transportu, w tym również i do transportu powietrznego. Oczywiście dewizowe koszty przewozowe można zmniejszyć do minimum tylko wówczas, kiedy usługi przewozowe od miejsca nadania przesyłki do miejsca jej wydania odbiorcy są wykonywane głównie lub wyłącznie przez przewoźników krajowych, a nie zagranicznych. Aby taką efektywną politykę realizować, potrzebny jest własny, nowoczesny transport, co w dużym stopniu odnosi się także do transportu powietrznego. Są to raczej duże wymagania, ale jednocześnie są one małe w stosunku do potrzeb zarówno dzisiejszych, jak i przyszłościowych, jakie wynikają z dotychczasowego i futurologicznego rozwoju międzynarodowych kontaktów Polski z licznymi krajami świata. Dlatego też już dzisiaj musimy myśleć o dniu jutrzejszym i tak programować rozwój transportu powietrznego, aby przyszłe nowe pokolenie Polaków nie miało do nas pretensji, że w rozwoju współczesnej cywilizacji nie zrobiliśmy wszystkiego, na co nas było stać.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK

Działalność koła przy WSK Warszawa II

Wiosną br. odbyło się zebranie sprawozdawczo-wyborcze w Kole Sekcji Lotniczej SIMP Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego Warszawa II. W okresie kadencji zarządu Koła zorganizowano cykl wykładów z dziedziny bhp, nadawany przez zakładowy radiowęzeł. Starano się podnosić kwalifikacje zawodowe pracowników WSK przez wyświetlanie filmów o tematyce specjalistycznej i ogólnotechnicznej, jak: *Zasady tłocznictwa, Odlewanie precyzyjne, Program Apollo* i inne. Organizowano wycieczki do zakładów, w czasie których aktywnie techniczny zapoznawał się z technologią i organizacją produkcji oraz nowoczesnymi obrabiarkami. Odwzajemniając się — przedstawiciele Koła oprowadzali rewidujące grupy inżynierów i techników po interesujących wydziałach WSK.

W październiku 1973 r. została zorganizowana — wspólnie z Sekcją Lotniczą Oddziału Warszawskiego SIMP — narada na temat nowoczesnych problemów awioniki, połączona z ciekawą wystawą osprzętu pokładowego. Członkowie SIMP brali udział w międzynarodowych targach w Poznaniu, Lipsku i Brnie. Efektem tych wyjazdów były zamówienia na zakup nowoczesnych,

zagranicznych maszyn i narzędzi. Połowa członków Koła otrzymuje bezpłatną prenumeratę wybranych czasopism technicznych. Działalność Koła jest popierana przez dyrekcję. Obecnie Koło zrzesza 80 członków. Opracowano plan rozszerzenia pracy Koła, tak by następny trzyletni okres był jeszcze bardziej udany.

Zebrań zakończyło się wyborami nowego zarządu Koła Sekcji Lotniczej SIMP. W jego skład weszli kol. kol.: przewodniczący — inż. Jerzy Folc, zastępca — inż. K. Hadryś, sekretarz — mgr inż. E. Czackowska, skarbnik — mgr inż. T. Rowińska oraz członkowie — K. Lejnert, inż. H. Łukaszewicz, mgr inż. E. Sitkowska, mgr inż. A. Szafranek i inż. Z. Zduńczyk.

Przyczynki do poszerzenia działalności Sekcji Lotniczej

Wśród wniosków zgłoszonych na Walnym Zgromadzeniu Delegatów Oddziału Warszawskiego SIMP było wiele takich, które zasługują na przeanalizowanie i wdrożenie przez Zarządy Oddziałów i Kół Sekcji Lotniczej SIMP. Ważniejsze z nich poniżej publikujemy.

● Należy propagować podwójne członkostwo, szczególnie w tych przypadkach, gdy przynależność inżyniera lub technika

do dwóch stowarzyszeń wpłynie korzystnie na działalność Sekcji Lotniczej.

● Należy starać się o zwiększenie szeregów członków Sekcji poprzez oddziaływanie na studentów — głównie specjalności mechanicznych (Wydziału Mechaniczno-Technologicznego, Mechaniki Precyzyjnej i MEL Politechniki Warszawskiej, Politechniki Rzeszowskiej, WAT i in.) i elektro-technicznych uczelni technicznych.

● Postuluje się, aby zarządy oddziałów Sekcji swoją działalność merytoryczną powiązały bezpośrednio z pracami kół zakładowych; integracja ta powinna się przejawiać w koordynacji zamierzeń, przygotowaniu i realizacji imprez.

● Przewodniczący kół powinni wchodzić do zarządów oddziałów Sekcji, gdy są najlepiej upoważnieni do reprezentowania swego środowiska.

● Ogniwa Sekcji powinny w możliwie szerokim zakresie rozwinąć akcję współpracy z zagranicą; akcja ta winna znaleźć odbicie w schemacie organizacyjnym zarządu.

● Możliwe jest wykorzystanie przez koła w I kwartale następnego roku nie zużytych w roku kalendarzowym funduszy własnych, pochodzących z członkostwa zbiorowego.

⁹⁾ W Związku Radzieckim ponad 80% podróżujących obywateli tego kraju na trasach ponad 200 km korzysta z transportu powietrznego.

¹⁰⁾ *Skrzydłata Polska* 1974 nr 38, s. 10; inne źródła podają znacznie wyższe wskaźniki wzrostu transportu powietrznego, tj. 20% rocznie.

¹¹⁾ W roku 1974 Polska prowadziła wymianę handlową ze 140 krajami całego świata. Wartość importu osiągnęła 34,8 mld zł dew., co oznacza wzrost w porównaniu z 1973 r. o 33,4%. Natomiast wartość eksportu wynosiła 27,6 mld zł dew. tj: wzrosła o 29,4% przy wartości 1 zł dew. = 0,225 rubla = 0,301 dolara USA (*Życie Gospodarcze* 1975 nr 24, s. 10).

¹²⁾ Sukcesy i zamierzenia LOT-u. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* 1975 nr 3, s. 1.



Wytwórnice płatowców

Kraj i nazwa wytwórni	Zatrudnienie z roku	Wartość produkcji [dol. US] z roku
EUROPA		
Belgia		
Fairey	1 300—1974 r.	...
SABCA	1 800—1974 r.	...
Ogółem	4 450—1974 r.	...
Czechosłowacja		
Aero Vodochody	...	...
LET Kunovice	...	...
Zlin-Moravan	...	...
Finlandia		
Valmet	~ 1 500—1974 r.	...
Francja		
Aerospatiale*	41 200—1974 r.	97 120 000—1974 r.
w tym:		
— Division Helicopteres	7 600—1974 r.	...
— SOCAT	873—1974 r.	2 525 000—1974 r.
Dassault/Breguet	15 450—1974 r.	97 932 000—1974 r.
Reims-Aviation	539—1974 r.	3 418 000—1974 r.
Robin	223—1974 r.	195 508—1974 r.
Wassmer	110—1974 r.	78 123—1974 r.
Ogółem	106 132—1974 r.	2 326 000 000—1974 r.
Grecja		
HAI	2 000—1974 r.	...
Jugosławia		
Yoko	...	...
Utva	...	...
Hiszpania		
AISA	775—1974 r.	...
CASA	6 830—1974 r.	...
Holandia		
VFW-Fokker	7 000—1973 r.	...
RFN		
Dornier	7 100—1974 r.	151 800 000—1974 r.
Messerschmitt-Boelkow-Blohm	20 100—1974 r.	359 880 000—1973 r.
Sportavia-Pützer	250—1974 r.	...
VFW-Fokker	17 210—1974 r.	422 120 000—1973 r.
Ogółem	54 015—1974 r.	574 000 000—1971 r.
Rumunia		
IRMA-Bucuresti	...	...
ICA-Braşov	...	...
Szwajcaria		
FFA	1 000—1974 r.	...
Pilatus	700—1974 r.	...
Szwecja		
SAAB-SCANIA	8 000—1974 r.	...
Wielka Brytania		
British Aircraft Corporation	(34 640)*—1974 r.	418 550 000—1973 r.
Britten Norman	26 120—1974 r.	...
Hawker Siddeley	300—1974 r.	...
Scottish Aviation	(34 800)*—1974 r.	484 700 000—1973 r.
Short	27 700—1974 r.	...
Westland	2 500—1974 r.	...
Ogółem	6 000—1974 r.	66 020 000—1973 r.
	6 700—1974 r.	165 590 000—1973 r.
	198 500—1974 r.	1 400 000 000—1971 r.
Włochy		
Aeritalia	9 500—1974 r.	133 160 000—1973 r.
Aermacchi	1 700—1974 r.	30 000 000—1971 r.
Augusta	5 600—1975 r.	113 310 000—1973 r.
Partenavia	...	...
Piaggio	1 300—1974 r.	...
SIAT-Marchetti	1 900—1972 r.	...
Ogółem	29 000—1973 r.	110 000 000—1972 r.

* — całe przedsiębiorstwo, a nie tylko dział płatowcowy.

Kraj i nazwa wytwórni	Zatrudnienie z roku	Wartość produkcji [dol. US] z roku
AMERYKA PŁN. I PŁD.		
Argentyna		
Aero Boero	...	...
FMA	3 500—1974 r.	...
Brazylia		
Embraer	~ 3 000—1974 r.	41 600 000—1974 r.
Neiva	~ 800—1974 r.	...
Kanada		
Canadair	2 700—1974 r.	2 700 000—1974 r.
De Havilland Canada	2 100—1974 r.	...
Ogółem	28 500—1974 r.	625 000 000—1974 r.
USA		
Beechcraft	6 150—1973 r.	170 232 000—1974 r.
Bell	7 300—1974 r.	...
Boeing	91 000—1973 r.	2 400 000 000—1973 r.
Boeing-Vertol	5 000—1974 r.	...
Cessna	15 300—1973 r.	318 862 000—1974 r.
Fairchild	3 000—1966 r.	...
Gates Learjet	2 000—1973 r.	65 894 000—1974 r.
General Dynamics	90 000—1966 r.	...
Grumman	30 000—1974 r.	675 680 000—1974 r.
Hughes	3 000—1974 r.	...
Kaman	2 500—1974 r.	...
Lockheed	66 900—1974 r.	1 750 000 000—1974 r.
Mc Donnell-Douglas	76 940—1974 r.	102 000 000—1973 r.
Northrop	25 700—1974 r.	...
Piper	5 050—1973 r.	131 746 000—1974 r.
Rockwell International	93 400—1971 r.	...
Sikorsky	7 000—1974 r.	...
Ogółem	968 000—1974 r.	3 950 000 000—1974 r.
AZJA		
Chiny		
Charbin, Czunking i Szeńjan	...	...
Filipiny		
Philippine Aerospace Development Co.	~ 300	...
Indie		
HAL	37 000—1975 r.	...
Indonezja		
Lipnur	~ 650—1974 r.	...
Izrael		
IAI	15 000—1974 r.	...
Japonia		
Fuji	3 445—1974 r.	...
Kawasaki	8 000—1974 r.	...
Mitsubishi i Shin Meiwa	...	...
Ogółem	26 020—1973 r.	407 500 000—1971 r.
Pakistan		
Army Aviation	~ 2 000—1974 r.	...
Taiwan		
Aide/CAF	...	...
Turecja		
Tusas	~ 600—1974 r.	...
AFRYKA		
Republika Płd. Afryki		
AFIC i Atlas	...	...
AUSTRALIA I OCEANIA		
Australia		
CAC	...	6 000 000—1974 r.
CAF	~ 2 500—1974 r.	...
Transavia	~ 40—1974 r.	...
Nowa Zelandia		
Aerospace	~ 600	...



● W dniu 12 sierpnia podczas wizyty przyjaźni w Polsce Premier ZSRR Aleksiej Kosygin odwiedził Wytwórnice Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec, gdzie wraz z Premierem P. Jaroszewiczem zapoznał się z produkcją samolotów An-2 i Iskra oraz polsko-radzieckiego samolotu rolniczego M-15. Następnie goście obejrżeli pokazy w locie dwóch samolotów M-15 pilotowanych przez F. Drozdowskiego i S. Ratusińskiego oraz odlot do ZSRR klucza eksportowanych samolotów An-2. Premier A. Kosygin o samolocie M-15 wyraził się: *To bardzo dobry samolot. W WSK w Mielcu można obserwować jakie warunki przynosi ekonomiczne współdziałanie Polski i ZSRR. Z okazji pobytu A. Kosygina w Mielcu podano, że 6000 spośród zbudowanych 7000 An-2 eksportowano do Związku Radzieckiego.*

● 6 sierpnia podano do wiadomości, że pierwsze dwa samoloty rolnicze M-15 zostały przez WSK-Mielec przekazane na próby do Związku Radzieckiego.

● 10 maja 1975 r. w Mińsku Mazowieckim odbyła się uroczystość odznaczenia 1 pułku lotnictwa myśliwskiego OPK Warszawa Krzyżem Komandorskim Orderu Odrodzenia Polski — przyznany w 30 rocznicę zwycięstwa nad faszysmem. Odznaczeniem tym sztandar 1 pml udekorował dowódca Wojsk Obrony Powietrznej Kraju gen. dyw. pil. Roman Paszkowski.

● W Ministerstwie Obrony Narodowej powołana została do życia Komisja Rady Nauk Społecznych do spraw Badań Problematyki Lotniczej, pod przewodnictwem zastępcy dowódcy Wojsk Lotniczych gen. bryg. L. Sobieraja. W skład Komisji wchodzi przedstawiciele Wojsk Lotniczych, Wojsk OPK, Lotnictwa, Marynarki Wojennej oraz naukowcy z Wojskowego Instytutu Medycyny Lotniczej. Ustalono, że pierwsze prace Komisji obejmą tematy p.n.: osobowość pilota, człowiek w konfrontacji z techniką i nowoczesny styl dowodzenia jednostką lotniczą.

● Przewodniczący Komisji Szybowcowej APRL mgr inż. E. Makula jest stałym delegatem Polski w FAI. Ostatnio inż. Makula został wybrany na wiceprzewodniczącą Komisji Szybowcowej Federacji (CIVV).

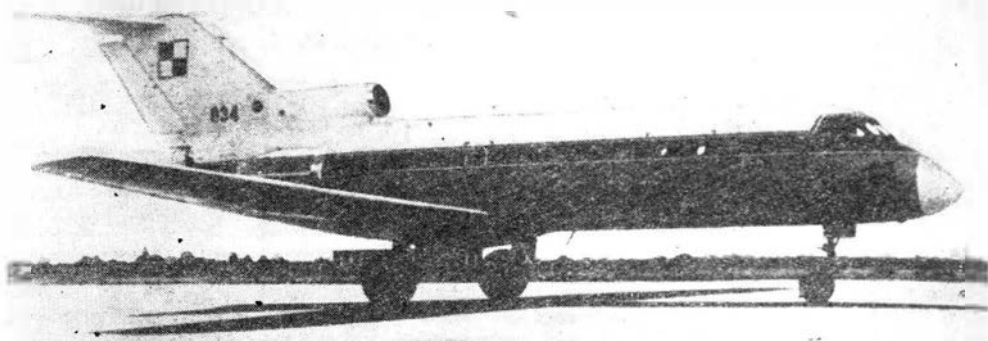
● Organizator i przewodniczący Stowarzyszenia Polskich Pilotów Komunikacyjnych kpt. inż. J. Ziolkowski przeznacząc na emeryturę zrezygnował z kierownictwa polskiego zrzeszenia międzynarodowej federacji IFALPA. Prezydium SPPK, wyrażając uznanie kpt. Ziolkowskiemu za dotychczasową działalność, wybrało na jego miejsce kapitana pilota Edwarda Makulę z PLL LOT.

● W ub. roku odbyła się w Sydney LXVII Generalna Konferencja FAI. Na konferencji tej Złoty Medal Kosmiczny otrzymał astronauta amerykański C. Conrad, członek załogi Skylab-1; Złoty Medal im. J. Gagarina otrzymał astronauta amerykański A. Bean, członek załogi Skylab-2; Dyplom Paula Tissandiera przyznano m.in. trzem zasłużonym instruktorom APRL — J. Jagodzickowi (Aeroklub Białostocki), J. Sitarskiemu (Aeroklub Grudziądzki) i A. Niżnikowi (Aeroklub Białko-Bialski), zaś jeden z 10 przyznanych przez FAI w 1974 r. Dyplomów Honorowych dla Zespołu przynależ. Zakładom Sprzętu Technicznego i Turystycznego w Legionowie, zasłużonemu producentowi spadochronów.

Jednym z wiceprezydentów FAI wybrany został po raz piąty prezes Aeroklubu PRL gen. W. Jagiełło.

● Od 1 sierpnia br. PLL LOT wprowadzają elektroniczny system rezerwacji miejsc pasażerskich na linie zagraniczne. Do systemu tego będą podłączone stowiska obsługi w największych biurach LOT-u: w Warszawie przy ul. Waryńskiego 9, przy Placu Konstytucji 3, w Alejach Jerozolimskich 44 i w Międzynarodowym Dworcu Lotniczym oraz w Nowym Jorku. Zastosowanie omawianego systemu pozwoli na lepsze wykorzystanie miejsc w samolotach.

● Powstające w Warszawie Narodowe Centrum Meteorologiczne zostanie wyposażone



Samolot dyspozycyjny Jak-40

Fot. Mieczysław Łoza

zone w sieć meteorologicznych stacji radarowych. Będą one kontrolować opady i stan hydrologiczny rzek południowej części kraju oraz obserwować zachmurzenie i ogniska burzowe nad całym krajem. Przydatność tej sieci dla komunikacji lotniczej znacznie się zwiększy po nawiązaniu współpracy meteo z krajami RWPG.

● PLL LOT skutecznie propagują turystykę zagraniczną w Polsce. LOT i Orbis wspólnie uczestniczyły w wystawie Holiday and Travel Fair w Sydney. Na Świecia Wielkanocne LOT przewiózł 1500 Hiszpanów. Kończy się druk foldera dla turystów z Japonii. Na terenie Skandynawii prowadzona jest akcja propagandowa pn. Sześć Krajów. Zacieśnia się turystyczna współpraca przewoźowa pomiędzy LOT-em i Finnair'em. Turysty i sportowcy Australii i Oceanii pragną przylecieć na sezon narciarski. Przewiduje się, że w bieżącym roku przybędzie do Polski ponad 750 tysięcy turystów z pięciu kontynentów, przy czym wielu z nich skorzysta z naszych linii lotniczych.

● Kończy się budowa nowego pawilonu w warszawskim Krajowym Porcie Lotniczym. W okresie nasilenia ruchu przez dworzec krajowy na Okęciu przepływać będzie 3500 pasażerów dziennie, to znaczy ponad jeden milion rocznie.

● Dobrze znany z lamów Życia Warszawy grafik, architekt, scenograf, projektant wystaw i autor wielu pawilonów Polski na międzynarodowych targach — Marian Steniewicz — jest twórcą czterdziestu biur miejskich LOT-u i Orbisu, rozmieszczonych w różnych miastach świata.

● Prezydium Zarządu Głównego APRL poddało ocenie działalność Rad i Klubów Seniorów Lotnictwa. Seniorzy lotnictwa w liczbie powyżej 700 — skupieni są w 16 regionalnych klubach. ZG APRL, powołując uchwałę, w której wysoko ocenił społeczne zaangażowanie i wyniki działalności zrzeszeń polskich seniorów lotniczych.

● Zła passa dla akrobacji lotniczej w Polsce przynosi spodziewane konsekwencje. Polscy piloci nie wystartowali w I Mistrzostwach Europy w Akrobacji Samolotowej, które odbyły się w czerwcu w Danii. Przewidywalnym powodem takiej decyzji Aeroklubu PRL był brak szans na czołowe lokaty. Nam się jednak wydaje, że taka konkluzja można było przewidzieć trzy lata temu i — odpowiednio się na nią zabezpieczyć.

● W okresie jesienno-zimowym Aeroklub Warszawski otrzymał nowe szybowce. Również najnowszym obsadzone zostały etaty w pionie szkoleniowo-technicznym Aeroklubu zatrudnia obecnie dwóch instruktorów spadochronowych, pięciu szybowcowych i trzech samolotowych. Szkolenie można by poszerzyć, gdyż nie nadążają się kryzys w zakresie sprzętu samolotowego.

● Polska znajduje się obecnie na trzecim miejscu pod względem ilości posiadanych międzynarodowych rekordów szybowcowych, mając ich sześć. Pierwsze i drugie miejsce załamała ZSRR i USA — po siedem rekordów. Na czwartym miejscu RFN — pięć rekordów.

● Na Kalatówkach odbyła się narada poświęcona ratownictwu górskiemu za pomocą śmigłowca. W naradzie wziął udział

prof. dr hab. M. Sliwiński — Minister Zdrowia i Opieki Społecznej. Zebrani stwierdzili, że konieczne jest zainstalowanie w Zakopanem oddziału lotnictwa sanitarnego.

● Adam Popiel (Gliwice, ul. Bekasa 21 m. 16) opracowuje książkę ku czci lotników, którzy zginęli w okresie od IX 1933 r. do X 1939 r. Z upoważnienia Komisji Historycznej Klubu Seniorów Lotnictwa autor — na łamach Skrzydlatej Polski nr 17/75 — zwraca się do społeczeństwa z apelem o udostępnienie mu materiałów i źródeł. Redakcja TLiA gorąco popiera ten apel.

● 22 kwietnia w Wojskowym Instytucie Medycyny Lotniczej odbyły się obrady XVII Konferencji Bezpieczeństwa Lotów. Obradom przewodniczył Dowódca Wojsk Lotniczych gen. dyw. pil. H. Michałowski. W konferencji brali udział m.in. wiceminister Komunikacji gen. dyw. pil. J. Raczkowski, przedstawiciele MON, dowódca Wojsk Obrony Powietrznej Kraju gen. dyw. pil. R. Paszkowski, prezes APRL gen. bryg. nawig. W. Jagiełło, dyrektor CZLC M. Roman, oraz kierowniczka kadry jednostek lotniczych. Podstawowy referat wygłosił gen. bryg. J. Jacewicz. Główna konkluzja z dyskusji — to stwierdzenie, że dominujący dla bezpieczeństwa w lotnictwie jest czynnik ludzki. Po obradach zastrzeżenia dla podnoszenia bezpieczeństwa w lotach otrzymali nagrody i wyróżnienia.

● Na trasie Białystok — Ketrzyn — Elbląg — Słupsk — Goleniów rozegrano w dniach 1-8 czerwca br. XIII Rajd Samolotowy Dziennikarzy i Pilotów. Do zawodów przystąpiło 20 pilotów i 33 dziennikarzy, tworzących 20 załóg (w składzie dwu- i trzyosobowym) na samolotach Gawron i Wilga. Otwarcia Rajdu na lotnisku Aeroklubu Białostockiego dokonał Wójtowa Białostocki. W zawodach zwyciężyła załoga: pilot W. Gross z Wrocławia oraz redaktorzy W. Dzieciolowski ze Stowa Polskiego i J. Bryl ze Sportowca. Należy dodać, że dziennikarze brali jeszcze udział w Pomorskim Samolotowym Rajdzie oraz w Łódzkim i Wrocławskim tzw. zwiadcze lotniczym.

● W Szkole Głównej Planowania i Statystyki w Warszawie odbyła się w ub. roku obrona prac doktorskiej p.k. pil. rez. Jerzego Czownickiego, poświęconej rachunkowi ekonomicznemu efektywności samolotów krótkiego startu i lądowania jako środka komunikacji międzynarodowej. Praca kierował prof. M. Madgeczi. Dr J. Czownicki prowadzi obecnie Studium Ekonomiki Transportu Lotniczego u prof. dr J. Tarskiego w SGPIŚ.

● Znana rekordzistka szybowcowa mgr inż. Wanda Szemplińska pracuje jako doc. dr hab. w Instytucie Podstawowych Problemów Techniki i m.in. prowadzi badania nad flutterem.

● Wyjątkowo trudne warunki atmosferyczne panowały podczas IX Lubelskich Zimowych Zawodów Samolotowych. Sprawiły one, że zamiast pięciu rozegrano tylko cztery konkurencje. Zwyciężyła załoga z Aeroklubu Rzeszowskiego przed zawodnikami z Warszawy.



FRANCJA

● W grudniu ub.r. francuski pilot Vuillemot wykonał — pierwszy w historii — przelot szybowcem (Nimbus II) z kontynentu na Korsykę, na trasie 456 km (w tym 200 km nad morzem). Pilot wykorzystał falę stojącą nad wybrzeżem Francji i mistral, uzyskując wysokość 7000 m, a następnie 8200 m.

● Rząd francuski domaga się od towarzystwa Air France, aby wyłączone obecnie z eksploatacji Caravelle i B-707 były zastępowane przez samoloty Mercure i A-300. Dotychczas samoloty Mercure zakupili jedynie — dla komunikacji krajowej — towarzystwo Air Inter.

● Samolot Concorde odbył w sierpniu br. dwutygodniową serię lotów próbnych między Wielką Brytanią a Kanadą. Pierwsze regularne rejsy rozpocznie Concorde w 1976 r. w służbie Air France na trasie Paryż — Rio de Janeiro — przez Dakar i w służbie British Airways z Londynu do Bahrajnu.

● Znajdujące się w eksploatacji towarzystwa Air France aerobusy A-300 B wykazują niższy poziom hałasu (90 EPNdB) i niższe o 10% koszty eksploatacyjne w porównaniu z samolotem amerykańskim B-727.

● Minister spraw wewnętrznych Michel Poniatowski poinformował, że Francja zakupiła sześć samolotów pożarniczych Canadair CL-215.

● We Francji projektuje się budowę sterowca zdolnego do przewozu ładunku o ciężarze 500 ton na odległość 650 km z prędkością 80 km/h. Sterowiec ma mieć 200 m długości.

● Lotniarze we Francji są zrzeszeni w Federacji Lotu Swobodnego. Skupia ona około 50 klubów i 500 pilotów z uprawieniami. Ministerstwo do spraw młodzieży i sportu popiera rozwój lotnictwa i troszczy się o kadrę instruktorską.



JUGOSŁAWIA

● W Belgradzie w kwietniu br. demonstrowano nowy samolot wojskowy Orao (Jurom), będący wspólnym dziełem konstruktorów jugosłowiańskich i rumuńskich wyprodukowany z pomocą przemysłu zachodnioeuropejskiego. Jest to samolot treningowo-szturmowy napędzany dwoma silnikami Viper 632 po 1800 kG ciągu.



RFN

● Doświadczalny śmigłowiec Boelkow-103 HGH osiągnął prędkość 404 km/h na wysokości 1500 m.

● W porcie lotniczym Frankfurt n.Me-nem wprowadzone zostały zniżki w opłatach lotniskowych dla samolotów odpowiadających wymaganiom aneksu 16 ICAO (ochrona środowiska). Obecnie zniżki takie otrzymują samoloty Boeing 747 B, Boeing 727-230 i DC-10. Na samoloty te przypada około 9% z ogólnej liczby operacji ruchu lotniskowego. Port we Frankfurcie nad Menem otwarto przed 50 laty. Dziś zatrudnia on ok. 25 tys. pracowników i jest głównym ośrodkiem komunikacji lotniczej RFN.

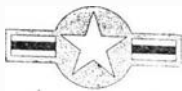


RUMUNIA

● TAROM, posiadający już 7 samolotów produkcji brytyjskiej, zamówił ostatnio 5 dalszych — typu BAC-111, z dostawą rozpoczynającą się w 1977 r. Samolot tego typu zabiera 104 pasażerów i lata

z przeciętną prędkością 885 km/h. Wartość transakcji wynosi 19 mln funtów. Przemysł rumuński kooperuje z zakładami BAC wykonując części i podzespoły.

● Rozmowy w sprawie współpracy przemysłowej NRF z Rumunią mają pomyślny przebieg. Chodzi o powołanie wspólnego towarzystwa, które miałoby na celu produkcję samolotów VFW-Fokker i w którym Rumunia miałaby 49% udziałów. Zakłady VFW-Fokker spodziewają się, że tą drogą uzyskają w Rumunii oraz w innych krajach socjalistycznych zbyt samolotów w liczbie 50 do 100.



USA

● Beechcraft Super King Air jest 9 miejscowym samolotem dyspozycyjnym z dwoma silnikami turbośmigłowymi Pratt-Whitney PT 6A-41 o mocy 850 KM każdy. Zasięg samolotu wynosi 3290 km, prędkość podróżna 505 km/h, długość startu 787 m.

● Nowa wersja samolotu transportowego B-747 SP uważana jest za bardzo poważnego konkurenta brytyjsko-francuskiego samolotu Concorde. Podaje się, że B747 SP z 288 pasażerami pokona trasę Londyn — Hong Kong w czasie 11 h, podczas gdy Concorde (ze znacznie mniejszą liczbą pasażerów), który musi mieć międzylądowanie w celu uzupełnienia paliwa, przeleci tę samą trasę w czasie 9,5 h. Przelot samolotu B-747 SP do Australii jest szacowany na 15 h, natomiast samolotu Concorde na 13,25 h.

● Zamontowany na samolocie B-707-200 towarzystwa American Airlines silnik JT3D-3B Pratt-Whitney pracował bez remontu przez 18 471 h, przy normalnej obsłudze technicznej, bez demontażu. Ma być podjęta próba mająca wykazać zdolność bezremontowej pracy tego typu silnika przez 20 tys.h.

● Zakłady lotnicze USA sprzedały w roku ubiegłym 14 300 samolotów lekkich. Połową tej liczby stanowiły znane samoloty lekkie Cessna.

● Samolot dyspozycyjny przestał już być luksusowym środkiem komunikacji i staje się obecnie niezbędny, aby uniknąć straty czasu. W 1962 r. w Stanach Zjednoczonych było tylko siedem dwusilnikowych odrzutowych samolotów dyspozycyjnych, dziś jest ich 1600. Samoloty tego rodzaju mają po 500÷900 h lotów rocznie, przy średniej odległości ok. 1000 km, natomiast nowa generacja samolotów tego rodzaju będzie osiągać odległości ok. 4000 km. Przewiduje się, że za 10 lat liczba samolotów dyspozycyjnych na świecie wzrośnie do 4000.

● Do 1 grudnia br. na samolotach transportowych towarzystw amerykańskich mają być zainstalowane audio-wizualne urządzenia antykolizyjne.

● Federal Express to przedsiębiorstwo zajmujące się transportem przesyłek „drzwi-drzwi” na terenie USA. Obecnie sieć połączeń Federal Express obejmuje na terenie Stanów Zjednoczonych 69 miast. Firma eksploatuje 33 samoloty Falcon 20 w wersji towarowej z udźwigniem 300 kG. Samoloty latają średnio ok. 2200 h rocznie. Okres międzypoprząwcy tych maszyn wynosi 7200 h.

● Ministerstwo transportu USA przewiduje — w okresie 20 lat — podwojenie lotniczych przewozów towarów na terenie Stanów Zjednoczonych. Będzie to najbardziej dynamiczny rozwój gałęzi gospodarki USA. Wymagać będzie przystosowania obecnie budowanych samolotów do transportu kontenerów. Przewiduje się również budowę nowych typów samolotów transportowych.

● W 1977 r. Amerykanie przeprowadzą w atmosferze pierwszą próbę ze statkiem kosmicznym, który w latach osiemdziesiątych zapewni łączność między Ziemią a stacjami orbitalnymi. Pierwszy lot w przestrzeni kosmicznej planuje się na 1979 r. Załoga statku ma liczyć 7 osób.

● W Stanach Zjednoczonych od 1973 r. prowadzone są przez Ministerstwo Komunikacji kursy zwalczania prób porwania samolotów. Przeszkolono na kursach ponad 1000 osób, w tym około 100 obcokra-

jowców. W Dallas przeprowadzono również trzy seminaria nt. zwalczania porwaczy w komunikacji lotniczej.

● Izba i Senat USA uzgodniły swoje stanowiska co do ustawy wymierzonej przeciwko porwaczom samolotów. Ustawa ta potwierdza prawo funkcjonariuszy linii lotniczych do prześwietlania pasażerów i ich bagaży przed wejściem do kabiny.

● Amerykańska szybowniczką Babs Nott osiągnęła w Colorado Springs na szybowcu Schweizer 2-32 wysokość 10 424 m, bijąc kobiety rekord w kategorii szybowców dwumiejscowych.

OGÓLNE

● Na XXIX Sesji RWPG, która odbyła się w Budapeszcie w lipcu br., powołano nową, stałą Komisję Lotnictwa Cywilnego.

● Po podpisaniu porozumienia o wymianie znormalizowanych palet towarowych między towarzystwami British Airways i American Airlines samoloty British Airways typu Boeing 747 lub 707 będą przewozić towary do 20 miast USA, m.in. do Nowego Yorku, Waszyngtonu, Chicago, Miami, Bostonu i Detroit.

● ICAO widzi przyszłość śmigłowców o dużej ładowności w lotnictwie cywilnym m.in. w łączności z oddalonymi szczybami naftowymi na morzach oraz w wersji dźwigowej. Zakłady Sikorskiego projektują ewolucję typu S-63. S-200 będzie mógł przewozić 100 pasażerów na odległość 900 km, z prędkością 480 km/h.

● Komunikacja satelitarna rozwija się w szybkim tempie. Według prognozy francuskiej za 15 lat będą czynne 182 satelity geostacjonarne. Sygnalizujemy o nowych osiągnięciach w tej dziedzinie:

— Chiny posiadają obecnie trzy satelity wystrzelone w 1970, w 1971 i w lipcu 1975 r.

— Rząd Ghany zdecydował wybudować stację komunikacji satelitarnej, która zapewni 24-godzinną łączność kraju z całym światem. Planuje się zainstalowanie czterech centrów automatycznych.

— W 2400 wsiach hinduskich dla 3,5 mln osób zainstalowano 24-calowe telewizory przystosowane do odbioru transmisji via satelita. Do nadawania programów rząd indyjski wydzierżawił na 12 miesięcy amerykańskiego satelitę telekomunikacyjnego, zawieszono nad Jeziorem Wiktorii, w Afryce Wschodniej.

— Iran chce wykorzystać informacje z pokładu satelity zasobów. W tym celu podpisane zostało porozumienie między rządem irańskim i amerykańską NASA, określające możliwości wykorzystania amerykańskiego satelity Landsat (ERTS-1) i ustalające budowę specjalnej stacji naziemnej do odbioru sygnałów z Kosmosu.

— Z Japonii donoszą o podpisaniu kontraktu między Agencją Kosmiczną a zakładami Mitsubishi Electric na wykonanie projektu doświadczalnego satelity łącznościowego. Wspomniana Agencja przewiduje wprowadzenie własnego satelity na orbitę okołozemską w roku 1978.

— W najbliższym czasie uruchomiona zostanie w Syrii pierwsza w tym kraju, a 25 w systemie Telspace, naziemna stacja komunikacji satelitarnej z wykorzystaniem satelity Intelsat 4, znajdującego się nad Oceanem Indyjskim. Stacja ta umożliwi Syrii łączność telegraficzną i telefoniczną z Europą Wschodnią, Afryką i Dalekim Wschodem, a jednocześnie pozwoli na przesyłanie programów telewizyjnych z całego świata.

— Pierwszy europejski satelitarny system komunikacyjny będzie wybudowany w Wielkiej Brytanii. Przeznaczony do tego celu satelita Skynet II został wprowadzony na orbitę okołozemską z kosmodromu Cape Canaveral w końcu 1974 r. Wykonawcą była firma Marconi Space and Defence System. Satelita o masie 400 kg wyposażony jest w urządzenia służące brytyjskiemu systemowi obronemu i ma pełnić służbę w zasięgu Wielkiej Brytanii, aż po Daleki Wschód.

● Linie o ruchu wahadłowym — bez rezerwacji miejsc — cieszą się dużą frekwencją. Obserwuje się to zarówno na trasie Londyn—Glasgow, jak też Madryt—Barcelona.

Śmigłowce wytwórni zachodnioeuropejskich • Część I

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Przegląd śmigłowców firm: Messerschmitt-Boelkow-Blohm (RFN), Agusta, Elicotteri Meridionali i SIAI-Marchetti (Włochy), z uwzględnieniem śmigłowców będących w stadium projektowania.

Messerschmitt-Boelkow-Blohm (RFN)

Wydział Śmigłowcowy firmy Messerschmitt-Boelkow-Blohm jest najmłodszym producentem śmigłowców w Europie, ale jego wkład w rozwój nowoczesnej konstrukcji tego sprzętu jest znaczny, gdyż MBB jest pionierem i twórcą bezprzegubowego wirnika, który już wdrożył do produkcji seryjnej.

Bo-105

Na razie Wydział Śmigłowcowy MBB produkuje tylko jeden typ śmigłowca, tj. Bo-105, ale w sposób bardzo intensywny prowadzi studia i prace rozwojowe nad jego następnymi odmianami.



Rys. 1. Boelkow Bo-105

Historia narodzin i rozwoju Bo-105 jest długa. Pierwsza koncepcja zachodnio-niemieckiego śmigłowca powstała jeszcze przed 25 laty w firmie Boelkow, który samodzielnie finansował studia nad własnym projektem śmigłowca. Następnie Boelkow drogą dwu fuzji połączył się z przedsiębiorstwami płatowców Blohm i Messerschmitt. Dopiero jednak w pierwszej połowie lat sześćdziesiątych koncepcja typu została sprecyzowana. Ustalono również, że pierwsza odmiana ma być cywilna, przeznaczona dla 5 osób i wyposażona w dwa silniki turbinowe Allison 250 C-18 o mocy łącznej 634 KM.

Prototyp został oblatany w 1967 r. W trzy lata później śmigłowiec uzyskał zachodnioniemiecki certyfikat, a w październiku 1971 r. — amerykańskie świadectwo typu. Produkcję rozpoczęto na przełomie lat 1971/72. Koszt studiów i prac rozwojowych nad podstawową odmianą Bo-105 wyniósł 40 mln dolarów.

W 1975 roku Wydział Śmigłowcowy firmy Messerschmitt-Boelkow-Blohm zatrudnia 1500 pracowników, z czego w biurze konstrukcyjnym 500 osób, głównie naukowców, inżynierów i techników. W 1974 r. biura studiów i konstrukcyjne przepracowały łącznie 600 000 roboczogodzin, a Wydział Produkcji — 900 000 godzin. Należy się spodziewać, że w roku bieżącym i w latach następnych proporcja pomiędzy liczbą godzin przepracowanych w biurach studiów i konstrukcyjnym będzie się zmieniała na korzyść produkcji z uwagi na jej rosnące tempo, gdyż praktycznie budowa śmigłowców MBB znajduje się dopiero w stadium ruchu.

Produkcja podzielona jest pomiędzy trzy zakłady: w wydziałach mechanicznych w Augsburgu odbywa się obróbka elementów, w Donawoert — buduje się płatowce i wytwarza podwozia, a w Manching ma miejsce montaż ostateczny i odbywają się próby w locie. Wytwórnia śmigłowców MBB zajmuje 10 000 m² krytej powierzchni, a wartość sprzedaży śmigłowców Bo-105 wyniosła w 1974 r. 27 mln dol. W ostatnim kwartale 1974 r. tempo produkcji wynosiło po osiem Bo-105 miesięcznie.

Drugą linię montażową Messerschmitt-Boelkow-Blohm zainstalował w Republice Filipińskiej, wspólnie z tamtejszym przedsiębiorstwem Philippine Aerospace Development Co. Pierwsza umowa kooperacyjna z tym krajem opiewa na dostawę 38 kompletów zestawów Bo-105. Przewiduje się, że już wkrótce Philippine Aerospace rozpocznie licencyjną produkcję niektórych elementów śmigłowca dla własnych potrzeb i będzie również wytwarzał mniej złożone elementy dla licencjodawcy, tj. MBB.

Bliskie stosunki handlowe łączą MBB z amerykańskim wytwórcą śmigłowców — firmą Boeing-Vertol, która oprócz zakupu licencji Boelkowa na produkcję bezprzegubowych wirników podjęła się również przedstawicielstwa niemieckiego przedsiębiorstwa w zakresie sprzedaży śmigłowców Bo-105. Wydaje się, że Boeing z powodzeniem rozwija zbyt tego sprzętu na terenie Stanów Zjednoczonych, gdyż rozprzedał prawie w całości w 1974 i 1975 r. pierwszą partię Bo-105 liczącą 50 sztuk.

W bezprzegubowe wirniki MBB będą wyposażone rozwojowe wojskowe śmigłowce amerykańskiej konstrukcji Boeing-Vertol: Uttas i Advanced Scout Helicopter. Oba te typy śmigłowców mają być produkowane w wielkich seriach.

Na 31.XII 1974 r. MBB uzyskała zamówienia potwierdzone na dostawę 300 śmigłowców, z czego zrealizowała już 175 zleceń. Głównymi odbiorcami Bo-105 oprócz kraju macierzystego są cywilne przedsiębiorstwa transportowe w Brazylii, Argentynie, Japonii, Hiszpanii, Grecji i Wielkiej Brytanii oraz — jak wspomnieliśmy wyżej — w USA. Obecnie MBB dąży do uzyskania zamówień ze strony instytucji wojskowych w kraju i z zagranicy. Wydaje się, że i tę akcję czeka powodzenie. W roku 1975 MBB oczekiwała bardzo poważnego zlecenia (na dostawę 300 sztuk Bo-105) ze strony Bundeswery. Być może, że w czasie ukazania się bieżącego numeru TLiA zlecenie to będzie już podpisane. Wydaje się, że MBB może liczyć na to zlecenie ze strony wojska RFN, podobnie jak i z Holandii, tj. państw, które obecnie przezbrajają swoją flotę śmigłowcową wymieniając stare francuskie śmigłowce Alouette na nowoczesne, a jedynym poważnym konkurentem są właśnie śmigłowce Bo-105 (Holandia zamówiła jesienią 1974 r. 30 łącznikowych Bo-105).

Symbol VBH to oznaczenie łącznikowego i obserwacyjnego śmigłowca (*Verbindungs- und Beobachtungshubschrauber*), który ma być zakupiony przez siły zbrojne RFN. Portfel zleceń MBB nie zawiera jeszcze zamówienia na tę odmianę sprzętu. MBB jest przekonane, że otrzyma zlecenie na dostawę co najmniej 300 sztuk tej odmiany. W sierpniu 1974 r. Bundeswehra w zasadzie uznała Bo-105 VBH za następcę Alouette. W kwietniu 1975 r. trwały jeszcze negocjacje pomiędzy firmą a przedstawicielami sił zbrojnych RFN w sprawie ceny, wyposażenia i terminu dostaw tych śmigłowców.

Piloci doświadczalni lotnictwa armii lądowej RFN odbyli liczne loty próbne na śmigłowcach VBH. Wyrazili się oni, jak podaje Flight (24.IV 1975 r.) *entuzjastycznie o osiągnięciach tego śmigłowca*.

VBH jest wyposażony w dwa silniki Allison C-250-C20B o mocy startowej po 420 KM i standardową awionikę Bundeswehry, używaną w tego rodzaju śmigłowcach. Ponadto konstrukcja płatowca została wzmocniona w celu zmniejszenia ewentualnych uszkodzeń spowodowanych ostrzałem z broni naziemnej.

Próby przeprowadzono również z uzbrojeniem (próby odbywały się w RFN i Szwajcarii, która dostarczyła zasobniki rakietowe — Oerlikon Sura). Testy strzeleckie przy użyciu działek 20 mm wykazały dobrą stateczność przy odpalaniu. Przeprowadzono również próby z pociskami przeciwczołgowymi typu HOT. MBB spodziewa się rozpocząć dostawy odmiany VBH w połowie 1977 r.

Bo-105 odmiana dyspozycyjna

Podstawowa odmiana Bo-105 (cywilna) ma (na życzenie firmy Boeing-Vertol) wydłużoną kabinę o 30 cm, tak aby można ją było wyposażać w specjalne fotele i stoliki, czego żądają amerykańscy klienci w przypadku zakupu tej wersji. Ponieważ jak dotychczas MBB dostarczał do Stanów Zjednoczonych odmianę standardową, Boeing zlecił swemu poddostawcy — firmie Carson Helicopters — wykonanie tych prac. Ponadto MBB z chwilą otrzymania (prawdopodobnie latem 1975 r.) partii silników Allison-250-C-20B będzie w nie wyposażał wydłużone, cywilne Bo-105.

Bo-106 (siedmioosobowy śmigłowiec)

MBB rozpoczął próby z powiększoną odmianą wersji standardowej. Dodanie dwu foteli nie spowodowało pogorszenia sterowności i stateczności śmigłowca, jedynie prędkość przelotowa zmniejszyła się o 10 km/h. Obecnie MBB prowadzi prace analityczne nad chłonnością rynku na ten rodzaj śmigłowców. W przypadku przekonania się o istniejącym zapotrzebowaniu — MBB zamierza przystąpić do seryjnej produkcji siedmiomiejscowych śmigłowców cywilnych.

Na razie MBB proponuje potencjalnym klientom dostawę zmodyfikowanych elementów w celu przeróbki standardowej Bo-105.

Bo-107 (odmiana dziesięcioosobowa)

Prace nad tą odmianą znajdują się dopiero w trakcie studiów prowadzonych wspólnie z amerykańskim Boeingiem i japońskim Kawasaki. Jak zawsze MBB rozpoczął prace nad Bo-107 od analizy popytu rynkowego, badając wielkość zapotrzebowania, wysokość racjonalnej ceny i kosztów własnych modyfikacji. Dla tej odmiany przewidziane są silniki o mocy 600÷650 KM. MBB ma zamiar uwzględnić wyłącznie silniki amerykańskie (francuski Ariel nie jest brany pod uwagę) jak najnowszy Allison 250-C-30 oraz Lycoming LTS-101. W przypadku pozytywnych wyników analizy rynkowej działalność marketingowa może się rozpocząć już w 1977 r.

Przeprowadzenie pogłębionej analizy jest konieczne z uwagi na fakt, że na rynku już istnieją, albo też w najbliższym czasie pojawią się na nim, seryjnie produkowane włoski śmigłowiec Agusta 109 Hirundo, francuski Dauphin 365 i 366 oraz Sikorsky S-76. A zatem czy na rynku znajduje się jeszcze miejsce dla niemieckiego Bo-107?

Bo-115 (śmigłowiec przeciwczołgowy)

W rok po rozpoczęciu negocjacji z Bundeswehrą w sprawie dostaw śmigłowca łącznikowo-obserwacyjnego MBB przedstawiły zachodniemieckim siłom zbrojnym swój projekt śmigłowca przeciwczołgowego.

Nawiasem mówiąc, stratedzy Bundeswehry nie wierzą, aby śmigłowce mogły być użyteczne na polu walki z wyjątkiem działań przeciwczołgowych, dlatego też interesują się jednym tylko wariantem śmigłowca bojowego, a mianowicie sprzętem przystosowanym wyłącznie do walki z bronią pancerną przeciwnika. Bundeswehra ustaliła już warunki taktyczne, które ma spełniać śmigłowiec przeciwczołgowy, jako uzbrojenie (pociski HOT) i osiągi.

MBB opracowuje projekt przeciwczołgowego śmigłowca w kooperacji z włoską firmą Agusta, dlatego też projekt MBB musi również uwzględniać żądania stawiane przez wojsko włoskie (np. Włosi pragną uzbroić swoje śmigłowce przeciwczołgowe w pociski TOW).

HGH/Hochgeschwindigkeit — Hubschrauber (śmigłowiec szybkościowy)

Przed ostatecznym ustaleniem koncepcji śmigłowca przeciwczołgowego MBB przeprowadza próby z eksperymentalnym śmigłowcem HGH, służącym do badań nad niektórymi elementami konstrukcji, które firma zamierza udoskonalić, a następnie wdrożyć do produkcji seryjnej.

Przed wszystkim chodzi o zbadanie zachowania się bezprzegubowych wirników przy bardzo dużej prędkości postępowej, a dalej o możliwości ulepszenia aerodynamiki zespołu kadłub—wirnik i o odciążenie prac wirnika przez zastosowanie stałego płata o rozpiętości 6 m. Przy okazji wypróbowano również nową konstrukcję łopat o cieńszym profilu, przy czym w jednym z nich użyto grubszego niż dotychczas włókna szklanego, a w drugim włókien węglowych. Podstawowy program badań został zakończony w marcu 1975 r. Uzyskano prędkość postępową 404 km/h, przy prędkości obrotowej końcówek wirnika wynoszącej 0,97 liczby M.

HGH będzie nadal użytkowany jako latające laboratorium dla badań nowych konstrukcji wirników.

Bo-125 (śmigłowiec dla transportu 20÷25 żołnierzy z uzbrojeniem)

MBB przewiduje, że ma to być europejska powiększona odmiana amerykańskiego śmigłowca wojskowego UH-1D, przeznaczonego do tego samego celu (w USA zaprzestano produkcji UH-1D już przed pięciu laty), albo odpowiednik najnowszych amerykańskich śmigłowców typu UTTAS. Koncepcja takiego śmigłowca jest opracowywana przez wszystkich czterech wielkich europejskich producentów wiropłata, z których każdy ma przedłożyć swoje optymalne rozwiązania techniczne. Istnieje sugestia (dla autora niniejszego artykułu całkowicie nierealna), że powstanie na naszym kontynencie spółka celowa, która podejmie się produkcji wojskowych śmigłowców typu UTTAS. Autor jest zdania, że w warunkach budowy przez Stany Zjednoczone własnych śmigłowców UTTAS oraz istnienia we Francji podobnego śmigłowca (PUMA), który znajduje się w trakcie unowocześniania i wyposażenia w silniki o mocy wyższej o 500 KM każdy — nowe śmigłowce o podobnym przeznaczeniu nie znajdą zbytu ani na rynku europejskim, ani na rynkach zamorskich, gdzie napotkają Amerykanów.

Być może MBB liczy na zakup projektowanych Bo-125 przez Bundeswehrę podkreślając, że jego produkcja będzie tania, zważywszy możliwość zastosowania wielu zunifikowanych elementów konstrukcyjnych, ale jeżeli nawet MBB wysunęła podobny argument — jego skuteczność wydaje się więcej niż wątpliwa. Natomiast najbardziej prawdopodobny staje się zakup przez Bundeswehrę śmigłowców Boeinga UTTAS, które są wyposażone w wirniki bezprzegubowe MBB.

Jeżeli chodzi o przyszłość, to można zaryzykować wniosek, że Wydział Śmigłowcowy MBB będzie się rozwijał dynamicznie, gdyż dysponuje dobrym sprzętem, który będzie stale udoskonalany, oraz że firma będzie mogła oferować swym cywilnym klientom liczne wyspecjalizowane odmiany Bo-105, dopasowane do ich wymogów i zapotrzebowania. Również należy się spodziewać poważnego napływu zamówień wojskowych na lekkie śmigłowce łącznikowe i przeciwczołgowe, zarówno ze strony Bundeswehry, jak i importerów z krajów Trzeciego Świata oraz krajów rozwijających się, czego pierwszą oznaką jest współpraca z Filipinami i zamówienia (jeszcze niewyspecyfikowane przez MBB) pochodzące z tamtego regionu geograficznego.

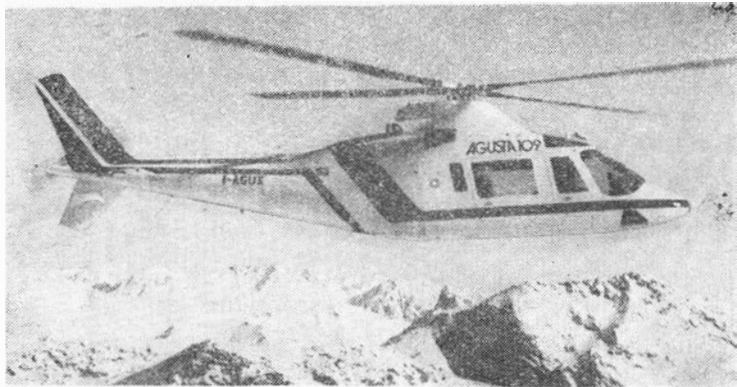
Agusta (Włochy)

Firma Constructione Aeronautiche Giovanni Agusta Spa, założona w 1907 r. jest zasadniczym wytwórcą śmigłowców we Włoszech. Wytwórnia Elicotteri Meridionali i Siai Marchetti są jej podporządkowane.

Siedziba firmy Agusta znajduje się w Coscina Costa (w pobliżu mediolańskiego lotniska). Zakłady zatrudniają 3200 ÷ 3500 osób. W 1974 r. wartość sprzedaży zgrupowania wynosiła 125 mln dolarów — głównie na eksport (ok. 80%), a wartość eksportu wzrosła w 1974 r. w porównaniu do 1973 r. o 30%.

Od rozpoczęcia przez Agustę działalności w dziedzinie śmigłowców (tj. od ponad 20 lat) firma wyprodukowała około 3000 śmigłowców, sprzedanych do 54 krajów. Najwięcej zbudowano lekkich, tłokowych maszyn licencyjnych Bell-47 — gdyż 1100, około 1000 lekkich turbinowych Bell-206 Jet Ranger i około 800 sztuk Bell-204, 205 i 212.

Agusta nawiązała współpracę z Bellem jeszcze w 1952 r. podpisując umowę na licencyjną produkcję znakomitych jak na owe czasy, tłokowych, 2 ÷ 4 osobowych śmigłowców rodziny Bell-47 (obecnie są jeszcze budowane w krótkich seriach). Po zakończeniu wytwarzania śmigłowców AB-204 (amerykański wojskowy UH-1B) podstawę produkcji bieżącej zakładów macierzystych Agusta stanowią 14-miejscowe śmigłowce AB-205 i 205 A-1 (amerykańskich UH-1D i H) 5-miejscowy AB-206 Jet Ranger, AB-206L Long Ranger, 15-miejscowy AB-212 Twin Huey i AB-214 Biglifter. Ponadto, Agusta zakupiła w 1967 r. licencję na produkcję śmigłowców S-53D Sea King do zwalczania okrętów podwodnych. Seria przeznaczona dla marynarki włoskiej liczy 24 sztuki. Śmigłowiec jest także eksportowany do Iranu (30 sztuk).



Rys. 2. Agusta A-109 Hirundo

Oprócz wersji oryginalnej Agusta produkuje dwie dalsze modyfikacje Sea Kinga: wielozadaniowy AS-61A-4 i ratowniczy HH-3F.

A-109 Hirundo

Jest cechą charakterystyczną, że każda wytwórnia produkująca śmigłowce na zasadzie zagranicznych licencji ma ambicję, aby wcześniej czy później budować sprzęt własnej konstrukcji.

Nie zważając na duży wysiłek przy produkcji i częściowej modyfikacji siedmiu typów wytwarzanych śmigłowców licencyjnych — Agusta znalazł czas i środki na studia i prace rozwojowe nad śmigłowcem własnej konstrukcji. Pierwszy etap tych prac nie był zbyt pomyślny, gdyż Agusta skonstruował i przeprowadził próby w locie kilku mniej udanych konstrukcji. Dopiero ostatnia odmiana, oznaczona jako A-109, oblatana w 1971 r., przekroczyła prototypowy etap rozwoju. Agusta spodziewa się uzyskania wkrótce włoskiego świadectwa zdatości do lotu.

Zbudowano dziesięć egzemplarzy przedseryjnych, z których pięć przechodzi próby kwalifikacyjne we włoskim wojskowym ośrodku badań. Nie czekając na wyniki prób kwalifikacyjnych Agusta jesienią 1974 r. rozpoczął budowę pierwszej serii Hirundo liczącej 50 sztuk. Hirundo jest śmigłowcem cywilnym zabierającym siedmiu pasażerów, napędzanym przez dwa silniki Allison 250 C-20B o mocy startowej po 420 KM. Osiągi i charakterystyka tego śmigłowca wzbudziły poważne zainteresowanie na światowym rynku, atoli wydaje się, że Agusta napotka na poważne



Rys. 3. Agusta A-129

trudności z jego sprzedażą, gdyż na światowym rynku czeka ją konkurencja w postaci śmigłowców Bell-222, Aérospatiale Dauphin SA-365 i 366 oraz cywilnej odmiany angielskiego wojskowego Lynxa tj. śmigłowca Westland 606.

A-129 (śmigłowiec przeciwczołgowy)

Agusta prowadzi równocześnie z pracami nad dopracowaniem Hirundo studia nad śmigłowcem przeciwczołgowym (A-129), w którym mają być wykorzystane elementy dynamiczne śmigłowca A-109. Włoskie przedsiębiorstwo zawarło kontrakt z zachodnioniemieckim koncernem MBB w sprawie wspólnego opracowania tego typu śmigłowca (MBB pracuje nad własnym śmigłowcem przeciwczołgowym Bo-115).

Dalsze projekty nowych lub modyfikowanych śmigłowców Agusta

Biuro konstrukcyjne Agusta pracuje obecnie nad śmigłowcem do zwalczania okrętów podwodnych. Jego konstrukcja jest oparta o typ AB-212. Pierwszy prototyp bada Marynarka wojenna Włoch.

Ponadto zakłady Agusta studiują sprawę budowy śmigłowca dla 65 pasażerów (A-120B — Elibus) i 14 ÷ 17 śmigłowca pasażerskiego (14 ÷ 17 osób). Nie wyszły one jeszcze poza stadium projektu wstępnego.

Elicotteri Meridionali

Przedsiębiorstwo, zgodnie z postulatami rządu włoskiego w sprawie rozwoju południowych dzielnic kraju, zostało założone we Frosinone (100 km na południe od Rzymu). Na pierwszym etapie swej działalności ta filia Agusty zajmowała się remontami i przeglądami śmigłowców (1967 r.). W latach siedemdziesiątych zakłady wytwarzają wiele elementów dla śmigłowców macierzystych zakładów w Coscina Costa, zwłaszcza elementy dla śmigłowców AB-206. Również we Frosinone przeprowadzane są remonty i przeglądy wszystkich silników Allison.

Elicotterii Meridionali zawarły umowę licencyjną z trzecim amerykańskim wytwórcą śmigłowców (1968 r.) Boeing Vertol na produkcję, marketing i serwis techniczny na terenie Włoch, Szwajcarii i Środkowego Wschodu transportowego śmigłowca CH-47 Chinook (transport trzech członków załogi i 33 ÷ 44 żołnierzy; liczba żołnierzy zależna jest od ciężaru zabieranego uzbrojenia).

Bieżąca produkcja przewiduje budowę 70 Chinooków dla lądowej armii Iranu i 26 sztuk dla wojska włoskiego. E.M. zatrudniały w styczniu 1975 r. około 1000 pracowników.

SIAI-Marchetti

Wydział śmigłowcowy tej firmy, który wchodzi w skład Zgrupowania Agusta, działa w charakterze poddostawcy macierzystej firmy Agusta.

SIAI-Marchetti produkuje elementy dla śmigłowców AB-205 i 206 oraz Chinook, którego finalny montaż odbywa się w zakładach SIAI w Vergiate (na północny zachód od Mediolanu).

Lotnie — teoria i praktyka • Część II

Problemy z mechaniki, aerodynamiki i konstrukcji lotni (start, lądowanie, zagadnienia lotu z małą prędkością, przepisy budowy). Szerzej opiszano lot w zakręcie, zwłaszcza skutki zmiany rozkładu siły nośnej i obciążenia od podmuchów podczas zakrętu. Opisano również konstrukcje już latające.

Przemieszczenie rozkładu siły nośnej wzdłuż rozpiętości płata podczas lotu w zakręcie z małą prędkością

Wskutek małego promienia zakrętu i jednocześnie małej prędkości lotu na zewnętrznych częściach płata istnieje stosunkowo duży przyrost prędkości opływu. Ma on znak dodatni na skrzydle zewnętrznym zakrętu i ujemny na skrzydle wewnętrznym. Jak już uprzednio zaznaczono, odbywa się to w niekorzystnym zakresie lotu — na wierzchołku hiperbolicznej krzywej granicznej. Na lewo od tego punktu promień zakrętu wzrasta bardzo szybko, na prawo rośnie prędkość lotu tak, że w obu przypadkach względne przyrosty prędkości opływu będą mniejsze. Zmiany prędkości i zmiany ciśnienia prędkości na końcach płata zachodzą zgodnie ze wzorami:

$$\frac{V_{z/w}}{V} = \frac{R \pm s \cdot \cos \varphi}{R} = \frac{R \pm \frac{S}{n}}{R}$$

(znak „+” dla skrzydła zewnętrznego)

$$\frac{q_{z/w}}{q} = \frac{R \pm \frac{S^2}{n}}{R}$$

gdzie: $2s$ jest rozpiętością płata, odnośniki oznaczają z — zewnętrzny; w — wewnętrzny, $q = \frac{\rho V^2}{2}$ — ciśnienie prędkości, φ — kąt przechYLENIA; ρ — gęstość powietrza.

Ocenę tych wzorów dla punktów z krzywej granicznej pokazuje rysunek 13. Linia jest zgodna ze spodziewanym przebiegiem i we właściwy sposób pokazuje duże przyrosty ciśnienia prędkości na końcach płata. Przeliczenie rozkładu ciśnienia prędkości na rozkład siły nośnej wzdłuż rozpiętości pokazuje rys. 14. Wartości są przeliczone na rozpiętości obu konfiguracji (układów) odniesienia i jednocześnie przedstawiają wielkość przesunięcia pilota, które jest potrzebne do zachowania stałego przechYLENIA. Wyprowadzenie z zakrętu wymaga jeszcze silniejszej reakcji pilota, ponieważ jej działanie będzie zmniejszone przez siłę odśrodkową.

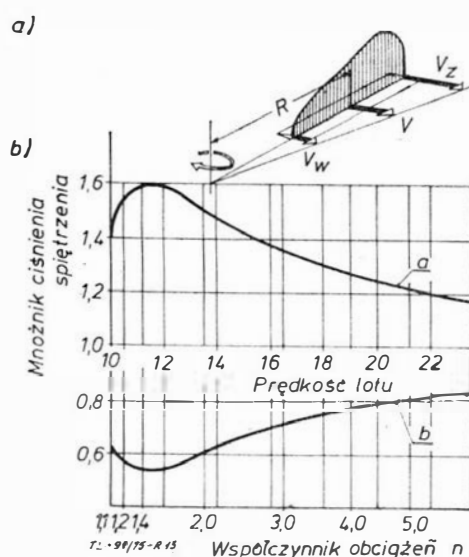
Wyniki te przedstawiają najbardziej prawdopodobne średnie wartości,

które w zależności od układu mogą się zmieniać w przeciętnych granicach. Podsumowując można powiedzieć, że przynajmniej dla lotni o konwencjonalnym układzie i większych rozpiętościach jako efektywny sposób sterowania poprzecznego powinny być zalecane lotki. Przy płacie o kształcie strzały na skutek du-

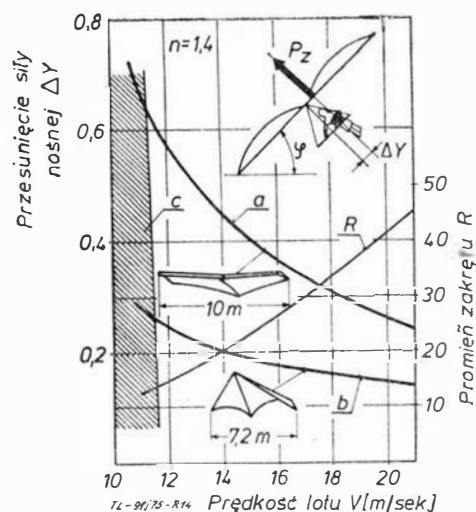
żego momentu przechylającego wywołanego ślizgiem może okazać się wystarczające sterowanie tylko wokół osi pionowej.

Przyrosty kąta natarcia i współczynnika przeciążenia na skutek podmuchów podczas lotu w zakręcie

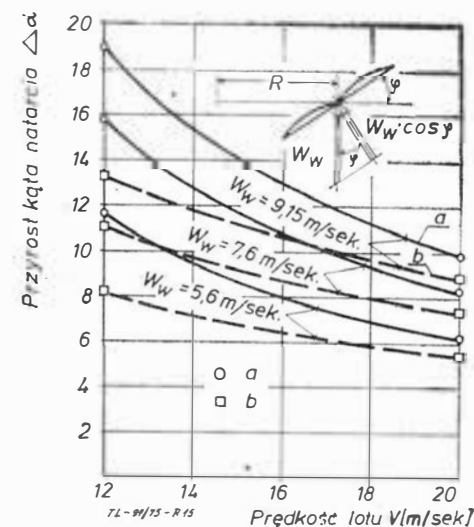
Z powodu zmian prędkości opływu wzdłuż rozpiętości podczas wykonywania zakrętu przyrost kąta natarcia od podmuchu musi się zmieniać wzdłuż rozpiętości. Przyrosty te na



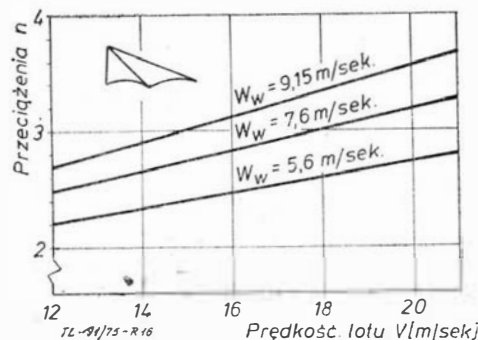
Rys. 13. Zmiany rozkładu siły nośnej w zakręcie (a): V_z — prędkość na zewnętrznym końcu płata, V_w — prędkość na wewnętrznym końcu płata; (b) — przyrosty ciśnienia prędkości na końcach płata o rozpiętości $2s = b = 5$ m w zakręcie, w funkcji prędkości lotu i przeciążeń: a — dla zewnętrznego końca płata, b — dla wewnętrznego końca płata



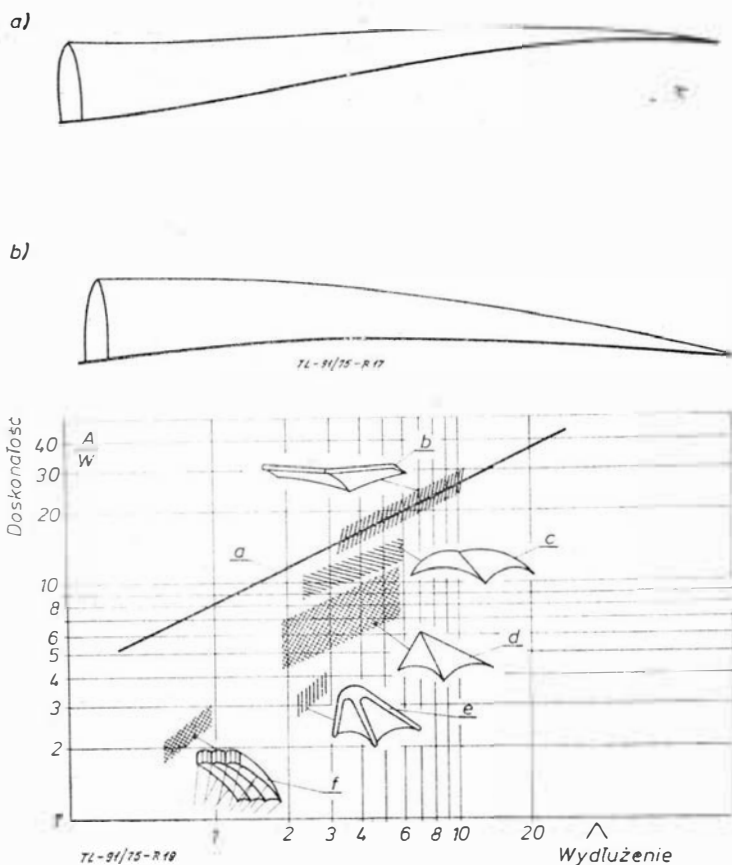
Rys. 14. Przesunięcie wypadkowej siły nośnej w zakręcie ze współczynnikiem przeciążeń $n = 1.4$ dla dwóch układów lotni: a — dla miękko płata o rozpiętości 10 m, b — dla lotni Rogallo o rozpiętości 7,2 m, c — obszar nieosiągalny ze względów aerodynamicznych, R — promień zakrętu



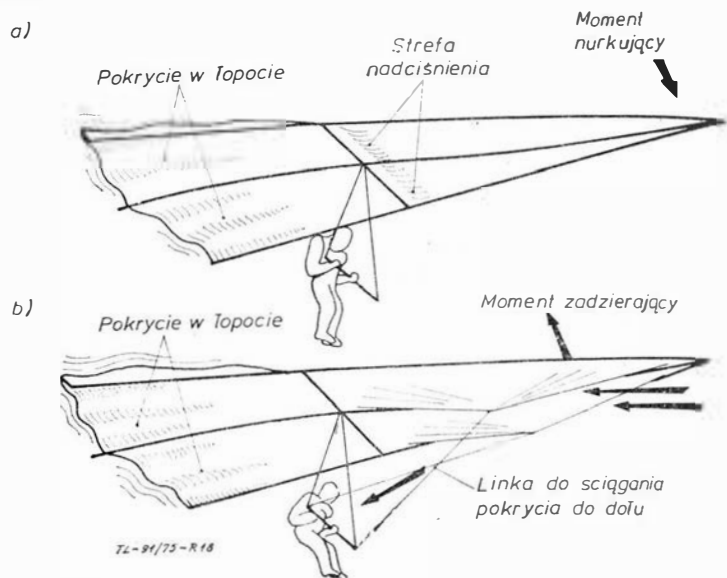
Rys. 15. Przyrost kąta natarcia $\Delta\alpha$ w zależności od prędkości lotu V , prędkości podmuchu pionowego w_w i przy stałym przechYLENIU w zakręcie; $n = 1.4$, $C_z = 0.9$, $\eta = 0.5$ — współczynnik zlagodzenia podmuchu, $s = 3.6$ m — połowa rozpiętości płata; a — linie stałych prędkości podmuchów pionowych w_w na wewnętrznym końcu płata, b — linie stałych prędkości podmuchów pionowych w_w na zewnętrznym końcu płata



Rys. 16. Całkowite przeciążenie n w funkcji prędkości lotu V i prędkości podmuchów w_w przy stałym przechYLENIU w zakręcie $\varphi = 44.5^\circ$, $\eta = 0.5$ współczynnik zlagodzenia podmuchu, a — linie stałych prędkości podmuchów $w_w = \text{const}$

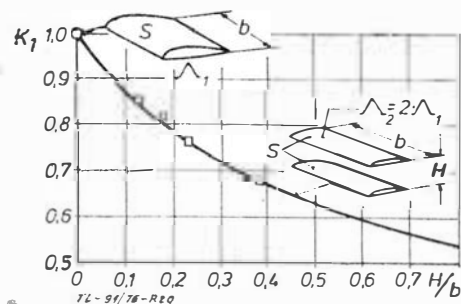


Rys. 17. Skrzydło Rogallo (widok z boku): a) o krawędzi natarcia zapewniającej dobrą stateczność podłużną; b) z krawędzią natarcia dającą złą stateczność podłużną



Rys. 18. Wejście lotni w łopot (a); niektórzy piloci szwajcarscy — aby zapobiec nurkowaniu po wejściu w łopot — stosują ściąganie przodu pokrycia w dół (b)

Rys. 19. Dookonałość różnych rodzajów lotni w zależności od wydłużenia i ; a — płaty sztywne, b — skrzydło elastyczne. c — płat Rogallo walcowy, d — płat Standard-Rogallo (stożkowy), e — płat Rogallo z dmuchanymi dźwigarami, f — płat Jalberta



Rys. 20. Opór indukowany dla układu dwupłata, C_{xi} dwupłata = $K \cdot C_{xi}$ jednopłata

końcach można wyliczyć według wzoru:

$$\Delta a = \frac{w_w \cdot R}{n \cdot V \cdot \left(R \pm \frac{s}{n}\right)} \cdot \eta \cdot 57,3$$

gdzie: znak „+” odnosi się do zewnętrznego końca płata, a „-” do wewnętrznego, η jest współczynnikiem złagodzenia podmuchu, w_w — prędkość pionową podmuchu.

Odpowiednio do rozkładu prędkości przyrosty kąta natarcia są duże na stosunkowo powoli poruszającym się wewnętrznym skrzydle. Dla ważnego praktycznie przypadku zakreśu z przeciążeniem $n = 1,4$ i prędkością lotu $V = 12 \text{ m/s}$ oraz dla prędkości podmuchu $w_w = 5,6 \text{ m/s}$ przyrost tego kąta wynosi $11,8^\circ$. Dla skrzydła stożkowego Rogallo wg rys. 5 przy założonym $C_z = 0,9$ kąt natarcia wynosi około 31° . Wynikający stąd całkowity kąt natarcia na wewnętrznym końcu płata wynosi ok. 43° . Wartość ta jest już na opadającej części biegu-

nowej, zwiększając prawdopodobieństwo oderwania opływu.

W sytuacji meteorologicznej z możliwością wystąpienia silniejszych podmuchów (turbulencji) należy zwiększyć prędkość lotu i promień zakreśu. Przyrost przeciążenia od podmuchu podczas wykonywania zakreśu określa wzór:

$$\Delta n = \frac{p \cdot S \cdot V \cdot \eta}{2 \cdot Q \cdot n} \cdot w_w \cdot \frac{dC_z}{d\alpha}$$

gdzie: S — powierzchnia nośna, Q — ciężar w locie, q — gęstość powietrza.

Przyrosty kąta natarcia i współczynnika przeciążenia od podmuchu podczas lotu w zakreśu powstają na skutek oddziaływania składowej prędkości podmuchu prostopadłej do płata, a więc $w_w \cdot \cos \varphi = w_w \cdot \frac{1}{n}$, stąd

też n w mianowniku dwóch ostatnich równań. Rysunek 16 pokazuje całkowite przeciążenie dla zakreśu wykonywanego z przechyleniem $\varphi = 44,5^\circ$, a więc z przeciążeniem $n = 1,4$ w zależności od prędkości lotu i prędkości podmuchu.

Stateczność podłużna

O ile stateczność i sterowność skrzydła Rogallo przy prędkościach lotu większych od prędkości nurkowania (przy której występuje łopotanie tylnej części pokrycia) jest zadowalająca, o tyle wprowadzenie lotni w nurkowanie z łopotem pokrycia — może prowadzić do wypadku.

Pierwszym sposobem zabezpieczenia się przed nurkowaniem jest wykonanie lotni statecznej. Stateczność pod-

łużna skrzydła Rogallo w dużej mierze zależy od kształtu krawędzi natarcia. Właściwy i niewłaściwy kształt listwy natarcia podaje rys. 17 a i b.

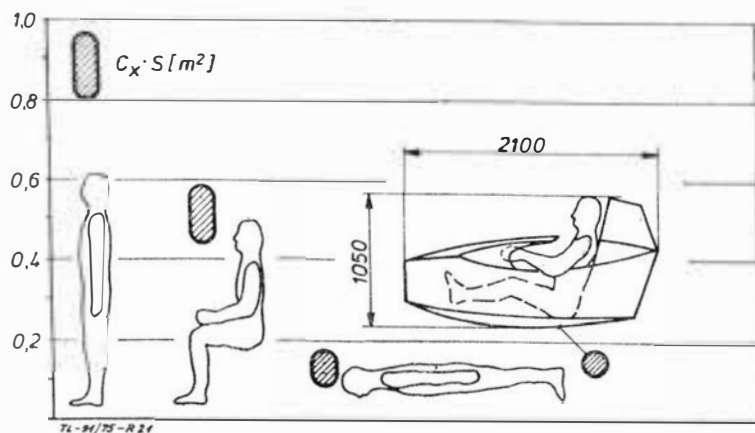
W Szwajcarii został wypróbowany sposób zmiany momentu pochylającego lotnię podczas nurkowania z łopotem pokrycia. Przednia część pokrycia jest ściągana w dół za pomocą dodatkowych linek (rys. 18 a i b).

Układy konstrukcyjne i osiągi

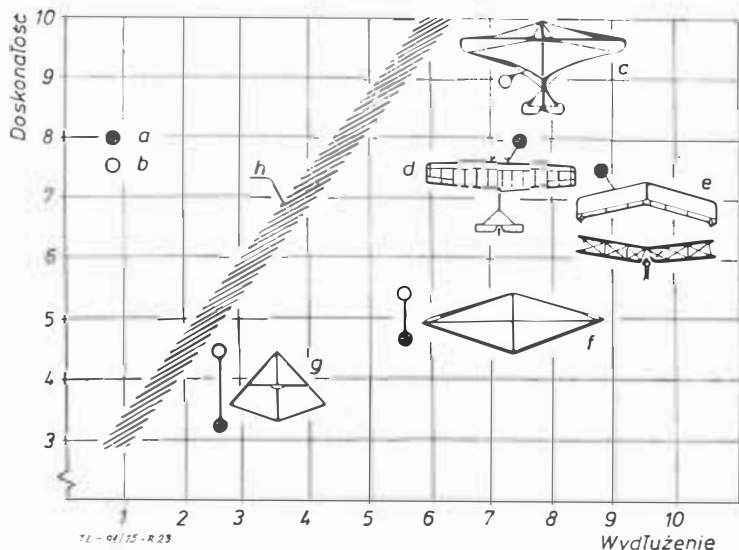
Podobnie jak przy innych szybowcach, także w przypadku lotni powierzchnia nośna w zasadniczy sposób decyduje o osiągnięciach w locie. Przypomnijmy wzór na współczynnik oporu płata jako funkcji wydłużenia:

$$C_{x\text{całk}} = C_{x_0} + K \cdot \frac{C_z^2}{\pi \cdot \lambda}$$

Ponieważ współczynnik siły nośnej występuje w drugiej potęgowej, ma on bardzo duży wpływ na zachowanie lotni, latającej przy stosunkowo dużych C_z . Pierwszy składnik wzoru jest współczynnikiem oporu przy zerowej sile nośnej, a drugi współczynnikiem oporu indukowanego, czynnik K uwzględnia wpływ kształtu płata i wszystkich innych elementów zależnych od kąta natarcia. Rysunek 19 zawiera przegląd osiągniętych doskonałości dla różnych rodzajów skrzydeł i w funkcji wydłużenia. Odnoszą się one do samych tylko płatów i będą musiały być zredukowane w mniejszym lub większym stopniu przez opór zastrzałów, linek usztywniających, usterzenia, kadłuba i pilota. Z jednej strony z powodu wymaganego małego Q/S powierzchnia



Rys. 21. Opór pilota w funkcji pozycji, opór oprofilowanej kabinki



Rys. 23. Maksymalna doskonałość różnych typów lotni w funkcji wydłużenia z zaznaczeniem pozycji pilota: a — pozycja wisząca, b — pozycja leżąca, c — lotnia Eagle II, d — lotnia VJ-23, e — lotnia Icarus II, f — lotnia Rogallo z płatem walcowym o dużym wydłużeniu, g — lotnia Rogallo z płatem stożkowym, h — obszar graniczny

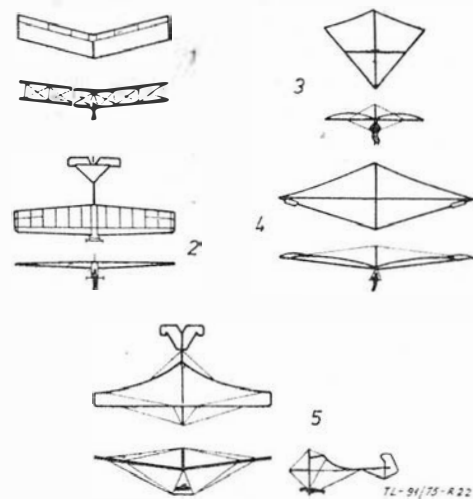
nośna nie może być za mała, natomiast z drugiej strony ze względu na łatwość obsługi rozpiętość nie powinna być dużo większa ponad 10 m. Stąd dostajemy górne wartości wydłużenia $\lambda = \frac{b^2}{S}$ między 7 i 8. Można

zmniejszyć opór indukowany przy danej rozpiętości i powierzchni nośnej przez podzielenie tej ostatniej na dwa płaty o dwukrotnie większym wydłużeniu geometrycznym. Otrzymuje się wówczas układ dwupłatowy, dla którego opór indukowany w zależności od wzajemnego pionowego rozstawienia płatów pokazano na rys. 20. (K , jest czynnikiem redukującym opór indukowany pierwotnego płata). Zapewne w przypadku bardzo wykrzywionego dwupłata istnieje możliwość, że zysk z oporu dwupłata zostanie pochłonięty przez dodatkowy opór usztywnień. Z drugiej strony robi się dwupłatowce o niezbyt dużym wydłużeniu, ale dużej powierzchni nośnej, uzyskując poprzez małe obciążenie powierzchni małą prędkość opadania.

Dalszym elementem, który warto udoskonalić polepszając osiągi lotni, jest stosunkowo duży opór pilota. Rysunek 21 pokazuje przeciętne wartości czynnika $C_x \cdot S$ (współczynnik o-

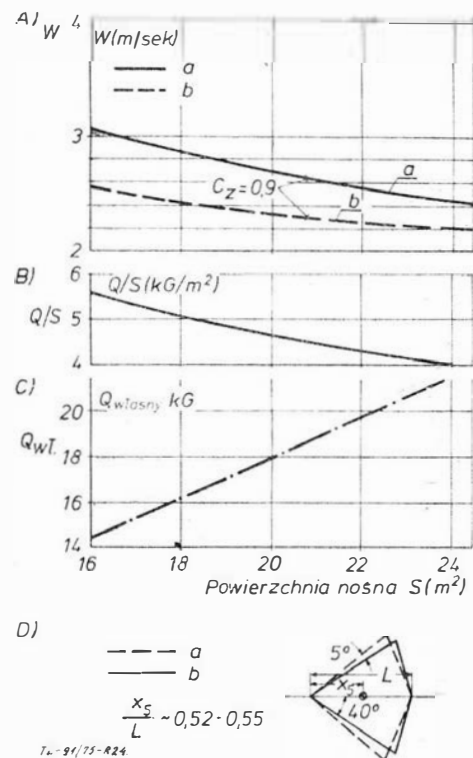
poru przemnożony przez powierzchnię odniesienia) dla pilotów w zależności od zajmowanego położenia oraz w porównaniu z oprofilowaną kabinką. Zupełnie oczywiście jako optymalna pod względem kosztów wykonania, ciężaru i oporu przedstawia się pozycja leżąca. Rysunek 22 daje przegląd głównych układów konstrukcyjnych lotni wraz z ich głównymi danymi technicznymi. Lotnie Icarus II i VJ-23 mają tzw. sztywny płat, natomiast Standard-Rogallo, Seagull V (Rogallo z dużym wydłużeniem) oraz Eagle II płat z elastycznym pokryciem, dającym się składać, co bardzo ułatwia transport. Na rysunku 23 pokazano maksymalne doskonałości dla tych konstrukcji, przy czym zaznaczono również godne uwagi zwiększenie doskonałości po zastosowaniu leżącej pozycji pilota.

Ponieważ największym zainteresowaniem cieszy się lotnia Standard-Rogallo, więc dla niej przedstawiono wykresy na rys. 24 spodziewane wartości ciężaru własnego, obciążenia powierzchni nośnej i prędkości opadania dla dwóch pozycji pilota oraz jako funkcji powierzchni nośnej. Należy na zakończenie podkreślić, że konstrukcja ta wybiją się wśród pozostałych prostotą budowy, osiągniętymi w locie i właściwościami lotnymi.



Rys. 22. Układy konstrukcyjne wykonanych lotni:

Nr	Typ	CieŜar własny	Powierzchnia nośna	Doskonałość	Wydluzenie	Rozpiętość
1	Icarus II	25	13,2	7,5	8,85	3,85
2	VJ-23	45	12,0	9,0	7,5	9,50
3	Rogallo	16	15,6	3,2	2,60	6,40
4	Seagull V	21	29,7	5,0	5,60	12,2
5	Eagle II	34	14,7	9,0	7,3	10,3



Rys. 24. Dane techniczne lotni Standard-Rogallo dla ciężaru pilota 75 kg; A — prędkość opadania własnego w jako funkcja pola powierzchni nośnej S dla dwóch pozycji pilota: a — wisząca, b — leżąca, $C_z = 0,9$; B — obciążenie powierzchni Q/S w funkcji powierzchni nośnej; C — ciężar własny lotni $Q_{własny}$ w funkcji powierzchni nośnej S ; D — szkic konstrukcyjny lotni Rogallo: a — powierzchnia rozwinięta, b — powierzchnia w locie

Opracował Tadeusz Wusatowski na podstawie: 1) F. Müller: Der Hängegleiter, Deutscher Aerokurier nr 12/1974, s. 930-931, nr 2/1975, s. 118-120. 2) D. Pierre: Ce vol libre... qui nous enchaîne. Aviation Magazine nr 656, 15.4.1975, s. 61-65. 3) J. Lacarme: A la poursuite du rêve d'oiseau. Aviation Magazine nr 650, 15.1.1975, s. 34-41.

Zastosowanie cyfrowej techniki przetwarzania informacji w kontroli ruchu lotniczego • Część I

Inż. JANUSZ KLIMEK

Uzasadnienie konieczności zastąpienia pracy człowieka w kontroli ruchu lotniczego przez cyfrową technikę przetwarzania informacji w celu zwiększenia przepustowości. Zadania nowych urządzeń oraz przykład systemu już stosowanego w RFN.

Zadania kontroli ruchu lotniczego

W celu zapewnienia bezpieczeństwa ruchu lotniczego w przestrzeni powietrznej i na lotniskach we wszystkich rozwiniętych krajach istnieją specjalne służby, które ogólnie określają się służbami kontroli ruchu lotniczego. Zadaniem tych służb jest:

- zapobieganie zderzeniom statków powietrznych z przeszkodami powietrznymi i naziemnymi znajdującymi się w przestrzeni kontrolowanej i na polach manewrowych lotnisk kontrolowanych;
- zapewnienie płynnego przebiegu ruchu statków powietrznych wszystkich użytkowników przestrzeni i lotnisk kontrolowanych;
- koordynowanie lotów kontrolowanych z innymi lotami niekontrolowanymi;
- spełnianie funkcji informacji powietrznej i alarmowania.

Ruch lotniczy kontrolowany odbywa się w określonych przestrzeniach powietrznych, w których działają odpowiednie organy jego kontroli. Różnią się:

- strefę kontrolowaną lotniska (CTR), która obejmuje przestrzeń bezpośrednio w pobliżu lotniska — rozciągającą się od ziemi do określonej wysokości; kontrolę ruchu w tej strefie sprawuje wieża kontroli lotniska (TWR);
- rejon kontroli zbliżania (TMA), który obejmuje przestrzeń powietrzną w dalszym otoczeniu jednego lub kilku lotnisk, w granicach określonych wysokości; kontrolę ruchu w tym rejonie sprawuje ośrodek kontroli zbliżania (APP)
- obszar kontroli (CTA), w którym znajdują się określonej szerokości (10 ÷ 20 km) drogi lotnicze łączące między sobą lotniska; poszczególne drogi lotnicze posiadają również określoną dolną i górną granicę wysokości; kontrolę ruchu na drogach lotniczych sprawuje ośrodek kontroli obszaru (ACC).

Wypełnienie zadań kontroli ruchu lotniczego przez poszczególne organy umożliwiają informacje o przewidywanym ruchu samolotów i odpowiednie wykorzystanie ich. Szczególnie ważne znaczenie mają przy tym in-

formacje o odchyleniach od wcześniej zaplanowanego i zgłoszonego ruchu oraz ich oszacowanie. Służba kontroli ruchu lotniczego musi mieć również informacje pozwalające na określenie rzeczywistych pozycji samolotów w kontrolowanej przestrzeni, natomiast piloci samolotów muszą otrzymać informacje, które gwarantują im bezpieczny lot w warunkach ciągłego rozwoju sytuacji ruchowej oraz zezwolenie kontroli ruchu na żądane przez nich warunki lotu. Kontrolę bezpieczeństwa ruchu w przestrzeniach kontrolowanych sprawują bezpośrednio kontrolerzy ruchu lotniczego.

Elektroniczne przetwarzanie danych jako środek pracy w kontroli ruchu lotniczego

Stałe narastanie natężenia ruchu lotniczego i rozwój coraz szybszych samolotów doprowadziły do tego, że nasilenie pracy w kontroli ruchu lotniczego szybko wzrasta. Pojemność przestrzeni powietrznej jest ograniczona przez wymagania wypełniane dla bezpieczeństwa ruchu jak i przez czynności myślowe kontrolera ruchu, które wydłużają się wraz z obciążeniem go pracą. Zrozumiałe jest, że szukając dróg wyjścia należy zastosować w kontroli ruchu lotniczego elektroniczne przetwarzanie danych.

Z uwagi na wysoki stopień odpowiedzialności w kontroli ruchu lotniczego nie do przyjęcia jest zastąpienie funkcji człowieka przez systemy całkowicie zautomatyzowane. Znacznie większym zadaniem elektronicznego przetwarzania danych będzie takie odciążenie kontrolera od jego zadań rutynowych (np. koordynacja informacji różnego pochodzenia) i przygotowanie rozstrzygnięć (np. wyliczanie możliwych sytuacji konfliktowych), aby mógł on nieograniczenie skupiać uwagę głównie na zajmowaniu i prawidłowym utrzymywaniu różnych poziomów i odległości między samolotami, tzn. ich separacji zapobiegającej kolizjom.

Wprowadzenie automatycznego przetwarzania danych do kontroli ruchu lotniczego musi być zatem opracowane i dogłębnie przeanalizowane jako jeden kompleksowy plan dla nowego rodzaju rozwiązań technicznych i operacyjnych, który może być tylko stopniowo, po wszechstronnym wypróbowaniu, wdrożony do eksploatacji. Przez bieżącą ocenę i porównanie z osiąganymi międzyetapowymi doświadczeniami można zwiększyć pewność, że ostateczne rozwiązanie odpowiadać będzie stawianym wymaganiom.

Dopiero po rozważeniu technicznych i operacyjnych problemów można wskazać, gdzie w systemie kontroli ruchu lotniczego istnieją możliwości zastosowania elektronicznego przetwarzania informacji oraz jakie problemy przy tym muszą być rozwiązane.

Proceduralna kontrola ruchu lotniczego

Proceduralna kontrola ruchu lotniczego polega na stosowaniu między poszczególnymi samolotami standardowych separacji wysokościowych (300 lub 600 m w zależności od wysokości lotu) i czasowych (10' lub 15' w zależności od prędkości lotu) oraz zobrażenia sytuacji ruchu na stanowisku kontrolera za pomocą specjalnie przygotowanych dla każdego lotu i odcinka drogi lotniczej pasków postępu lotu (rys. 1).

Orientacja pilota o pozycji samolotu jest zapewniona przy pomocy licznych urządzeń radionawigacyjnych (radiolatarni), które przede wszystkim stanowią oznakowanie przebiegu dróg lotniczych. Przy przelocie nad radiolaternią pilot danego samolotu obowiązany jest zgłosić meldunek do centrum kontroli ruchu lotniczego, pod którego kontrolą znajduje się dana droga. Meldunek ten zawiera znak wywoławczy, wysokość lotu, faktyczny czas przelotu i przewidywany czas przelotu następnej radiolatarni. Wartości te pozwalają na potwierdzenie lub skorygowanie naniesionych danych na pasku postępu lotu, który wstępnie jest przygotowany dla danego odcinka drogi i przedłożony właściwemu kontrolerowi do kontroli tego lotu. Zestawienie wszystkich pasków postępu lotów (rys. 2) obrazuje kontrolerowi sytuację ruchu lotniczego w kontrolowanej przez niego przestrzeni powietrznej i umożliwia stwierdzenie, czy samoloty nie przekraczają określonych bezpieczeństwem separacji.

Komputerowy wydruk pasków postępu lotów

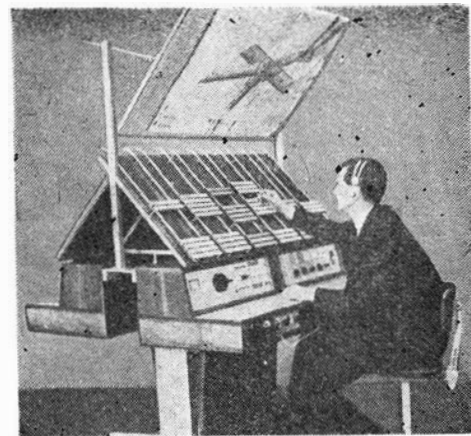
Jako pierwszy element w zastosowaniu zautomatyzowanych środków pomocniczych w kontroli ruchu lotniczego nasuwa się sporządzanie pasków postępu lotu np. przy starcie samolotu albo przy przejściu pod kontrolę nowego organu kontroli ruchu. Wymagany do tego zakres danych może być wprowadzany z planu lotu automatycznie lub ręcznie do kompu-

tera i użyty do wydruku pasków postępu lotu przez odpowiednie urządzenie drukujące. Komputer może również przejąć wykonanie niezbędnej pracy obliczeniowej do wyliczania danych przelotu poszczególnych punktów meldunkowych (czasów odcinkowych między radiolatarniami) oraz analizę sytuacji konfliktowych. Dane, jak również wyniki mogą być przekazywane siecią telekomunikacyjną do zainteresowanych organów kontroli ruchu lotniczego i tam automatycznie wydrukowane.

Elektroniczne przetwarzanie danych dla pasków postępu lotów wykonywane jest już od dłuższego czasu w centrach kontroli o dużym ruchu lot-

niczym. Jako przykład służą zastosowane do tego celu urządzenia we Frankfurcie n. Menem, schematycznie zobrazowane na rys. 3. Główny element urządzeń stanowią dwa komputery TR-4 (AEG-Telefunken) w układzie dublującego się systemu obliczeniowego, które dokonują wydruku pasków postępu lotów nie tylko dla miejscowego centrum kontroli ruchu lotniczego, ale również dla odległych centrów kontroli ruchu w Monachium i Hannoverze. Pokazane na rys. 1 przykłady wydrukowanych pasków postępu lotu wykonane zostały w tym systemie.

W podobnym układzie system na bazie dwóch komputerów CII 10070



Rys. 2. Stanowisko proceduralnej kontroli ruchu lotniczego

60	CV44	DF 3	EDDL DF3	80
1441	LH-120	EDDF	B1 GMHB1	
45	200			
14	60	80	CV44	DF 3
4	LH 120	WBD	EDDF DF3 B1 GMH	
	200	DF3	B1	EDDL
49	60	80	CV44	SIE
14	LH-120	LIM	EDDF DF3 B1 GMH	45
	200	DF3	B1	EDDL

Przewidywana godzina przylotu nad punkt meldowania Siegen (godzina i minuty)	Aktualny poziom lotu	Wymagany poziom lotu	Typ statku powietrznego (Metropolitan)	Punkt meldowania odnoszący się do tego paska postępu lotu (Siegen)	Następny punkt meldowania (Germinghausen, FIR Hannover)	Czas nad ostatnim punktem meldowania	Przewidywany czas przylotu nad Germinghausen	Przewidywany czas przylotu pomiędzy Siegen a Germinghausen
56	60	80	CV44	GMH	EDDL	49	15	6
14	7		LH-120	SIE	EDDF B1 GMH B1			
			200	DF3	EDDL			

Przewidywany czas przylotu od ostatniego do danego punktu meldowania

Znak wywoławczy lub numer rejsu

Prędkość rzeczywista względem powietrza (w węzłach)

Droga odlotowa

Lotnisko odlotu (Frankfurt)

Droga lotnicza (niebieska)

Punkt meldowania (Germinghausen)

Lotnisko przylotu (Düsseldorf)

Rys. 1. Układ pasków postępu lotu dla jednego odlotu

(SIGMA 7) stosuje francuska służba kontroli ruchu lotniczego do wydruku pasków postępu lotów w centrach kontroli ruchu: Paris-Orly, Aix en Provence i Bordeaux.

Radiolokacja jako środek pomocniczy w kontroli ruchu lotniczego

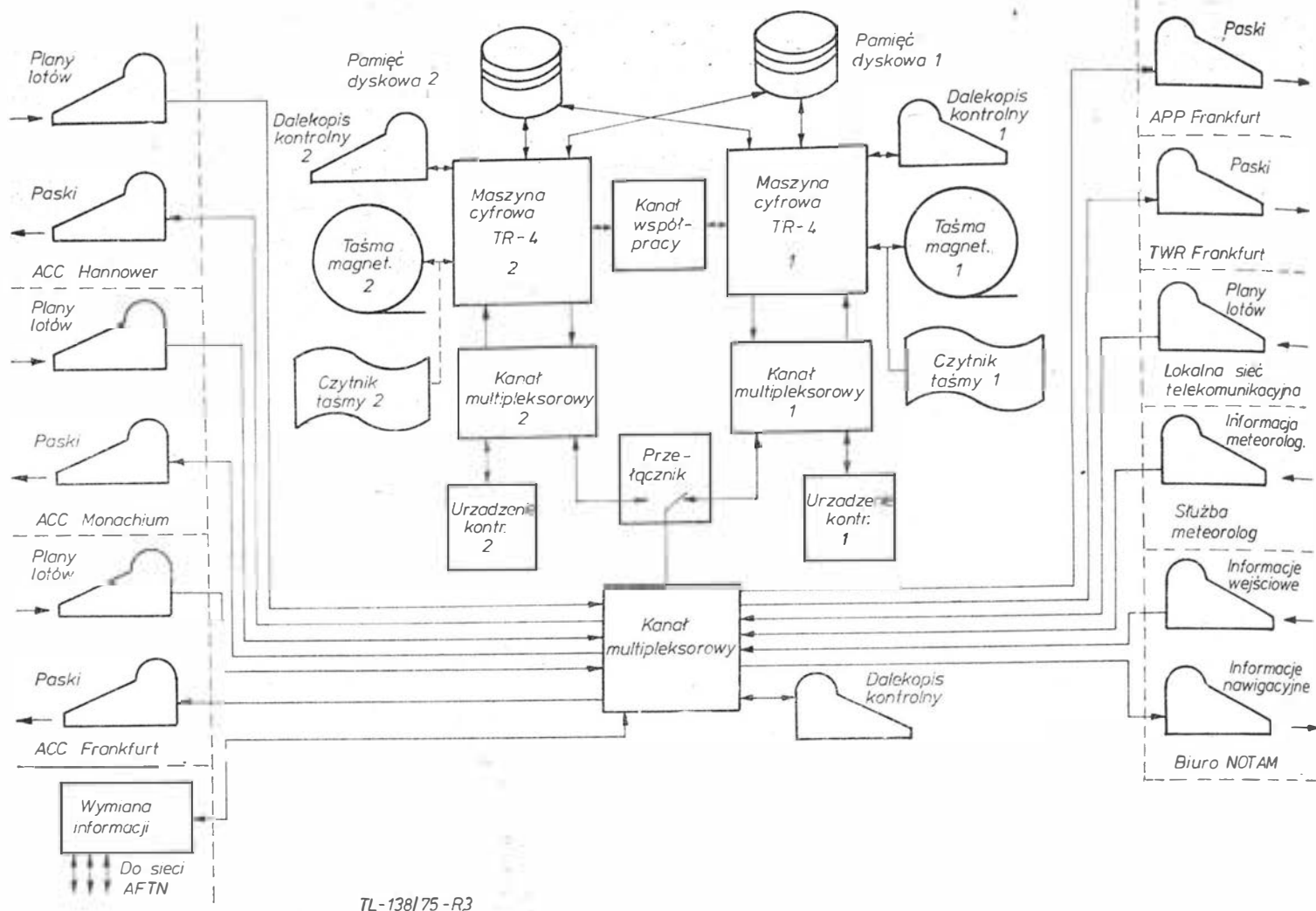
Chociaż elektroniczne przetwarzanie danych i automatyczny wydruk pasków postępu lotów oznacza już pomoc w pracy służby kontroli ruchu lotniczego, to jednak nie stanowi to pomocy w istotnej części samego przedstawienia obrazu o sytuacji ruchu, wynikającego z zestawienia pasków postępu lotów na stanowisku kontrolera.

Z uwagi na stosunkowo duże przerwy w podawaniu meldunków o pozycji każdego samolotu obraz o sytuacji ruchu nie zawiera dokładnych chwilowych pozycji samolotów w kontrolowanej przestrzeni powietrznej. Mając przy tym na uwadze coraz większe prędkości i wysokości lotów współczesnych statków powietrznych oraz konieczność schodzenia z wysokości na znacznych odcinkach dróg lotniczych, a tym samym przecinania poziomów lotów, zachodzi potrzeba stosowania stosunkowo dużych separacji, co w efekcie znacznie ogranicza przepustowość ruchu lotniczego.

W celu wyeliminowania tej wady już od dłuższego czasu służby kontroli ruchu lotniczego stosują urządzenia radiolokacyjne, które pozwalają na ciągłą obserwację ruchu lotniczego bez udziału załogi samolotu (rys. 4). Konwencjonalny radar obserwacji okrężnej, tzw. radar pierwotny (PR), pozwala jednocześnie na określenie odległości i azymutu samolotu na podstawie odbitych od samolotu sygnałów echa zobrazowanych na lampie oscyloskopowej (rys. 5).

Ogólnie stosowane obecnie radary wtórne (SSR) pozwalają ponadto na określenie znaków identyfikacyjnych samolotu i jego wysokości lotu, jeżeli samolot wyposażony jest w urządzenie odzewowe (Transponder). Wypożyczenie takie już od pewnego czasu jest wymagane dla wszystkich samolotów przy przelotach w przestrzeniach powietrznych niektórych państw.

Właściwości techniczne urządzeń radiolokacyjnych w każdym przypadku



Rys. 3. Schemat blokowy pierwszego etapu automatyzacji kontroli ruchu lotniczego w RFN

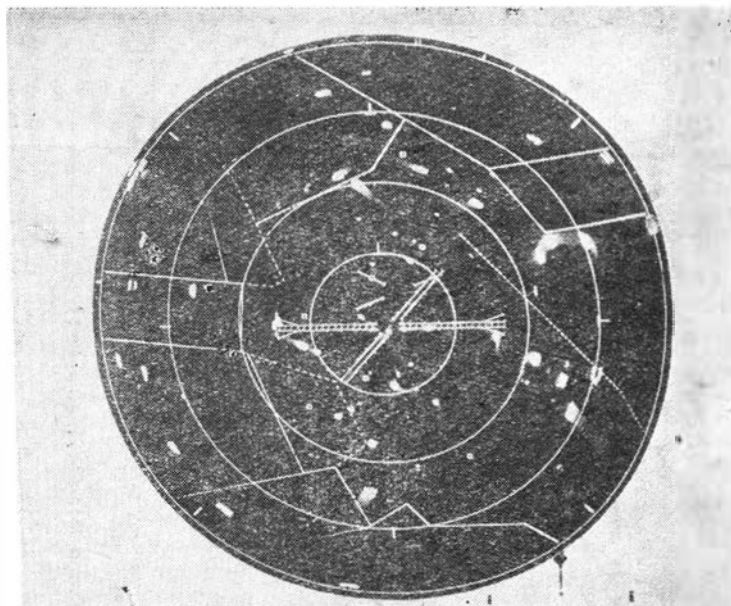
narzucają służbie kontroli ruchu lotniczego określone użyteczne granice pracy. Istotą w końcu nie jest tu rodzaj surowego zobrazowania na ekranie, które wynika z właściwości fizycznych radaru i powoduje, że kontroler sam musi rozpoznawać echa samolotów i odróżnić je od zakłóceń spowodowanych echami stałymi od

przeszkód terenowych, chmur itp. Oprócz tego musi on rozróżniać poruszanie się i kierunek poruszania się echa samolotu, przy czym zadanie to jest utrudnione przez to, że niemożliwe jest ciągłe śledzenie echa, gdyż określone właściwości radarów pierwotnych (tzw. martwe odległości i wysokości) jak również systemu ra-

darów wtórnych (bliskie odległości samolotów i zakłócenia od odpowiedzi dla sąsiednich stacji) powodują gubienie echa samolotu. Wreszcie kontroler musi także ciągle wypracowywać przyporządkowanie rozpoznanego na ekranie wskaźnika radarowego ruchu samolotów do pozostałych danych zawartych na paskach postępu lotów.



Rys. 4. Stanowiska proceduralnej i radarowej kontroli ruchu lotniczego



Rys. 5. Zobrazowanie analogowe sytuacji ruchu lotniczego w konwencjonalnym systemie radarowym

Zadania nowych urządzeń technicznych przy zwiększaniu przepustowości kontroli ruchu lotniczego

Aby rzeczywiście móc odciążyć kontrolera w analizowaniu zobrazenia radarowego i informacji zawartych na paskach postępu lotów, konieczne jest podanie określonego zakresu zadań, które w przyszłości muszą być wypełnione w ogólnym zestawie urządzeń technicznych w kontroli ruchu lotniczego.

- Między uzyskanymi z radarów danymi o aktualnym położeniu samolotu oraz danymi z planu lotu umieszczonymi na pasku postępu lotu lub w pamięci komputera musi być zastosowane skuteczne automatyczne sprzężenie, tak aby dane planu lotu były aktualizowane na podstawie danych radarowych, tzn. aby zawierały w każdej chwili najbardziej aktualne informacje.

- Pełna realizacja wyżej wymienionego zadania możliwa jest przy niezawodnej kontroli radiolokacyjnej. Może to nastąpić tylko w przypadku wielokrotnego pokrycia radiolokacyjnego kontrolowanej przestrzeni powietrznej, co oznacza, że ilość zainstalowanych stacji radarowych musi być powiększona.

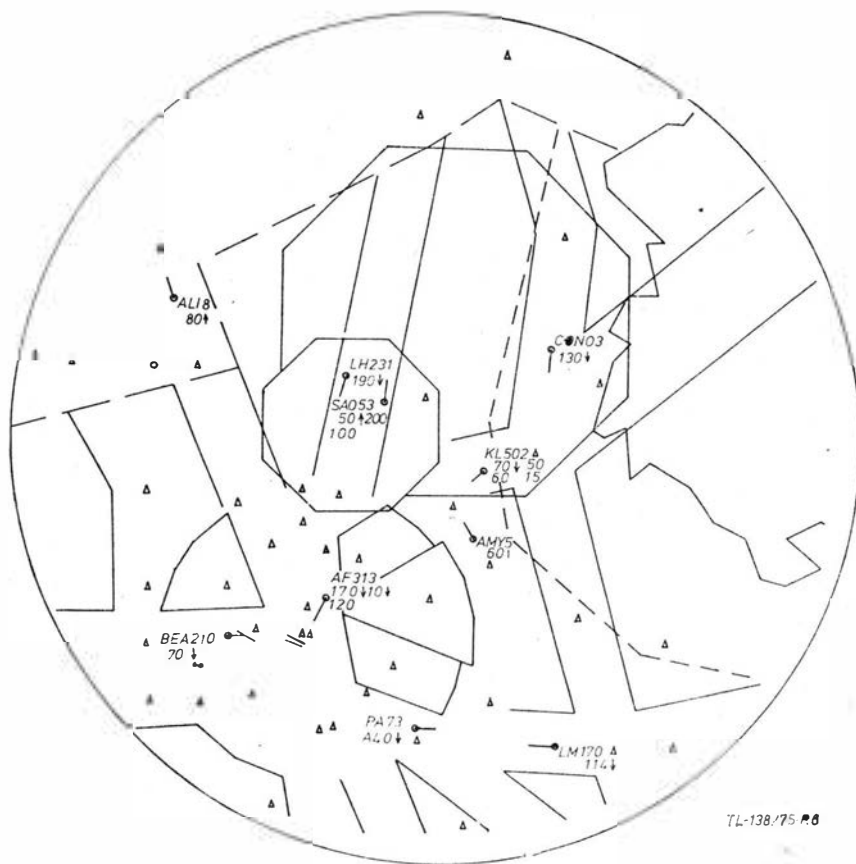
- Realizowanie tych wymagań powoduje także zwiększenie zbioru informacji radiolokacyjnych, które w centrum kontroli ruchu lotniczego muszą być przetwarzane, że staje się to niemożliwe siłą ludzką i musi być przejęte przez automaty.

- Dane ze stacji radarowych, które usytuowane są w określonych miejscach geograficznych dla pokrycia radiolokacyjnego przestrzeni, muszą być przesyłane do centrum kontroli ruchu lotniczego. Wynika stąd potrzeba optymalnego technicznego rozwiązania

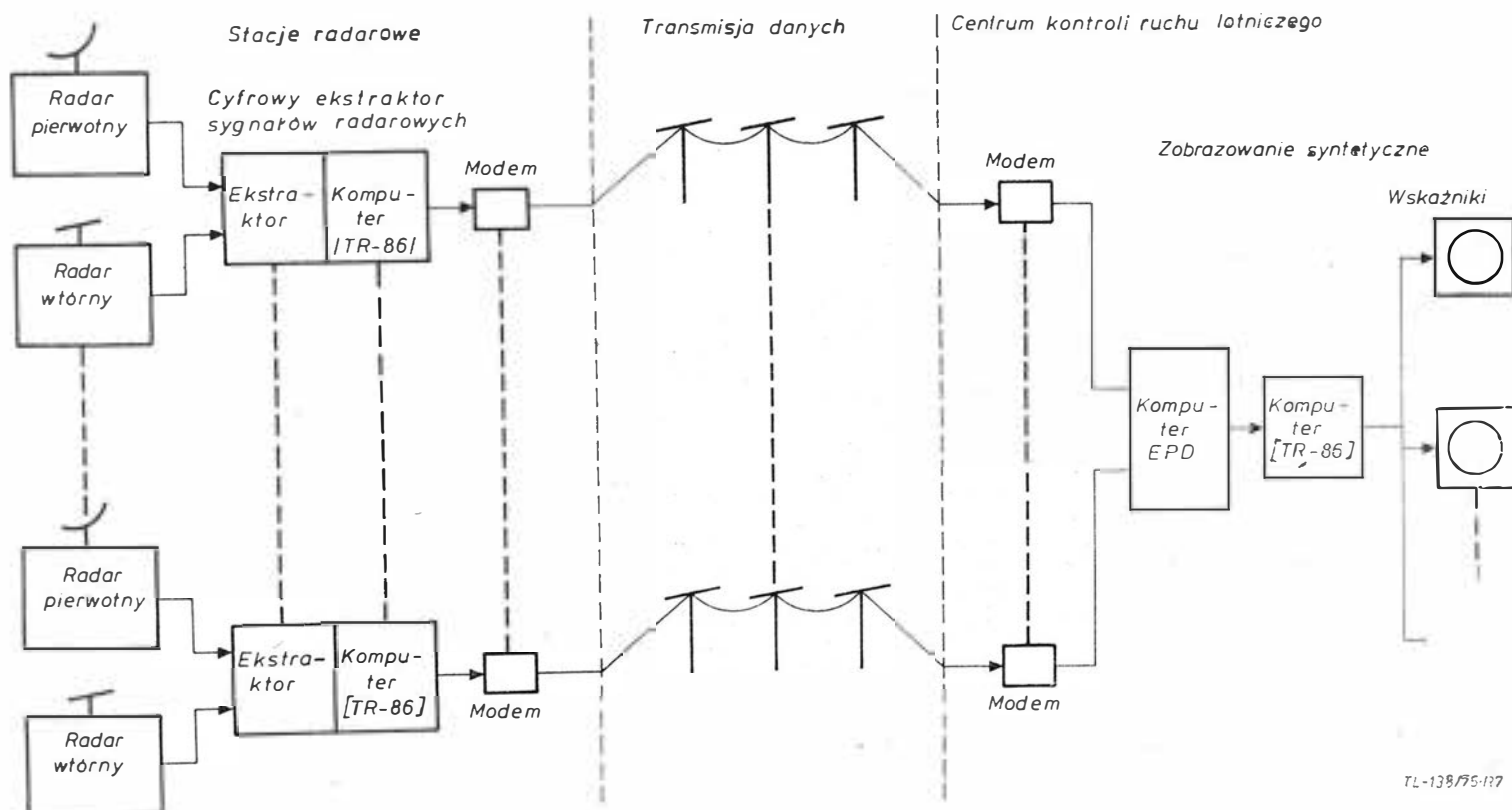
problemu przesyłania zobrazenia radarowego z zastosowaniem łączy radiowych (o szerokości pasma ok. 10 MHz) między stacjami radarowymi i centrum kontroli ruchu lotniczego lub zastosowania odpowiednich przetworników analogowo-cyfrowych pozwalających na wąskopasmowe (ok. 3 kHz) przesyłanie wstępnie zredukowanego zbioru informacji radiolokacyjnej za

pośrednictwem stałych łączy telefonicznych.

- Z technicznego rozwiązania opisanych zaleceń wynika, że przy wykrywaniu radiolokacyjnym będą również przejęte przez odpowiednie automaty niezbędne funkcje identyfikacji samolotu i śledzenia trasy lotu, które obecnie wykonuje kontroler ruchu lotniczego.



Rys. 6. Zobrazowanie syntetyczne sytuacji ruchu lotniczego w zautomatyzowanym systemie radarowym



Rys. 7. Schemat blokowy systemu kontroli ruchu lotniczego z automatycznym przetwarzaniem danych radarowych

Radiolokacyjne zobrazenie syntetyczne

Jeżeli zostaną spełnione nakreślone wymagania, wówczas możliwe jest wytworzenie kontrolerowi na wskaźniku radarowym sterowanym z komputera tzw. syntetycznego zobrazenia, które pozwala na zczarowanie wszystkich istotnych dla jego pracy informacji w układzie geograficznym w formie symbolicznej i alfanumerycznej, przy czym wszystkie informacje są automatycznie aktualizowane. Zastosowanie jednocześnie dodatkowych alfanumerycznych urządzeń wskaźnikowych oraz środków pamięciowych dla ruchu wejściowego i wyjściowego daje kontrolerowi możliwość uzyskania z komputera dodatkowych informacji o określonym samolocie jak również zmiany rodzaju zobrazenia.

Urządzenia syntetycznego zobrazenia radarowego sytuacji ruchowej oraz odpowiednie wyposażenie stanowisk kontrolerskich stosowane są już w wielu krajach w systemach kontroli ruchu lotniczego (USA, Francja, Anglia, RFN, Szwecja, Japonia, Jugosławia, Australia i in.).

Rysunek 6 przedstawia jeden z możliwych rodzajów syntetycznego zobrazenia radarowego. Na podstawie danych ze stacji radarowych pozycje i ruch samolotów oznaczone są symbolem kółka z przyporządkowanym wektorem. Kierunek wektora odpowiada kierunkowi lotu, natomiast długość wektora obrazuje szybkość lotu. Inne informacje odnoszące się do danego samolotu przedstawione są obok symbolu pozycyjnego w postaci alfanumerycznego opisu bloku tzw. formularza. Zawiera on najważniejsze dane, takie jak: znak identyfikacyjny samolotu (np. LH 138), wysokość lotu (np. 190 = 19 000 stóp) oraz strzałkę określającą wznoszenie lub zniżanie lotu. Oprócz tego zobrazenie zawiera dane, które stanowią tzw. mapę elektonową, np. symbole trójkątów oznaczają punkty meldunkowe, odpowiednie linie określają granice rejonów kontroli, dróg lotniczych itp.

Systemy kontroli ruchu lotniczego z automatycznym wypracowywaniem danych

Schematyczny układ urządzeń potrzebnych do przekazywania danych i uzyskania syntetycznego zobrazenia radarowego przedstawia rys. 7. Przy stacji radarowej pojawia się nowy rodzaj urządzenia, którym jest cyfrowy ekstraktor sygnałów radarowych. Urządzenie to, którego zasada pracy omówiona jest dokładniej w dalszej części opisu, spełnia rolę przetwornika analogowego-cyfrowego, tzn. przekształca analogowe sygnały radarowe na informacje cyfrową. Urządzenie to równocześnie wybiera i porównuje sygnały z radaru pierwotnego i wtórnego oraz automatycznie rozpoznaje obiekty, dzięki czemu przejmując te funkcje, które dotychczas wykonywał kontroler przy wskaźniku radarowym. Strumień danych zostaje tak dalece zmniejszony, że do przesyłania zobrazenia radarowego wystarczają w tym wypadku

dwa lub trzy normalne kanały telefoniczne o szerokości pasma ok. 3 kHz. Przesyłane informacje zawierają w szczególności współrzędne geograficzne położenia określonego samolotu i dodatkowo informacje z radaru wtórnego (znak identyfikacyjny samolotu i jego wysokość lotu). W ten sposób otrzymuje się jednocześnie ekonomiczne rozwiązanie przesyłania zobrazenia radarowego za pomocą normalnych łączy telefonicznych.

Nowym elementem występującym w centrum kontroli ruchu lotniczego jest zestaw komputera, który wykonuje zadania przetwarzania danych i koordynacji, określone przy omawianiu zadań nowych urządzeń technicznych do zwiększania przepustowości. Najważniejszą jego funkcją jest automatyczne śledzenie ruchu samolotów. Zadanie to sprowadza się do koordynacji pozycji samolotu otrzymanych w czasie kilku obrotów anteny radaru i tworzenia trasy lotu, a tym samym odpowiada automatycznemu rozpoznawaniu kierunku i szybkości ruchu samolotu, tzn. funkcji wykonywanych dotychczas w każdym wypadku przez kontrolera ruchu lotniczego.

Do śledzenia ruchu samolotów mogą być przy tym wybierane dane z kilku stacji radarowych, których zasięgi pokrycia przestrzeni powietrznej wzajemnie się nakładają, dzięki czemu wzrasta niezawodność pracy systemu radiolokacyjnego. W tym wypadku następną funkcją komputera w kontroli ruchu lotniczego jest tzw. uogólnianie zobrazenia (koordynacja zobrażeń radarowych przychodzących z wielu stacji).

Rozpoznane trasy lotu są wreszcie korelowane z umieszczonymi w pamięci tego samego komputera planami lotów, przy czym automatycznie rozpoznaniem lotowi przyporządkowany zostaje odpowiedni plan lotu i wprowadzone zostają charakterystyczne dane lotu do zobrazenia przedstawionego na rys. 6. Bez automatycznego śledzenia obiektów dane identyfikacyjne każdorazowo muszą być wprowadzane ręcznie (z klawiatury).

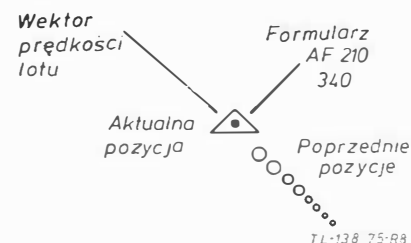
Automatyczna identyfikacja, a przede wszystkim bieżące uzyskiwanie jednocześnie zobrazenia pozycji obiektu i jego identyfikacji wypracowywanych przy pomocy środków automatycznych, ma duże znaczenie, ponieważ dotychczas kontroler musiał większą część swego czasu przeznaczyć na bieżącą identyfikację.

Dołączony komputer zobrazenia sterujący wskaźnikami w istocie rzeczy ma za zadanie doprowadzić do poszczególnych dołączonych wskaźników przygotowane informacje, w zależności od zakresu pracy danego stanowiska. Jednocześnie za pośrednictwem tego komputera może być realizowane przekazywanie kontroli z jednego stanowiska pracy na drugie, jeżeli kontrolowany samolot przelatuje w inny sektor kontroli.

Jest oczywiste, że wprowadzenie do eksploatacji tego rodzaju zautomatyzowanego systemu przetwarzania informacji radarowych, który wybiega daleko ponad przepustowość istniejących środków w aktualnie eksploatowanym systemie kontroli ruchu lotniczego, wymaga pełnego rozwiązania

problemów technicznych i operacyjnych, przy czym należy mieć na uwadze, że powrót do doświadczeń eksploatacyjnych może być bardzo trudny. Szybki wzrost natężenia ruchu lotniczego zmusza jednak do szybkiego podejmowania decyzji odnośnie planowanych urządzeń i organizacji kontroli ruchu lotniczego w następnych latach. Z uwagi na długie terminy realizacji inwestycji i dostaw urządzeń technicznych dla tego rodzaju systemu oraz niezbędne wysokie środki finansowe, o przyszłej wydolności systemu kontroli ruchu lotniczego na określonym etapie decydować będzie staranność planowania. Nie może przy tym zabraknąć intensywnych rozważań jak może być wprowadzony zestaw komputera w systemie kontroli ruchu lotniczego i jak, już w najbliższej przyszłości, można będzie sobie pozwolić na etapowe wykorzystanie doświadczeń technicznych i eksploatacyjnych w ramach planowanego i realizowanego długoterminowo całego systemu.

Wynikiem tego rodzaju rozważań w RFN jest system DERD (*Darstellung*



Rys. 8. Zobrazenie syntetyczne stosowane we francuskim systemie kontroli ruchu lotniczego

extrahierter Radardaten), który stanowił etap przejściowy, wyprzedzający wprowadzenie długoterminowo planowanego systemu kontroli ruchu lotniczego, opartego na elektronicznym przetwarzaniu danych. System DERD można łatwo wyjaśnić na rys. 7, jeżeli usunie się z niego zestaw komputera do przetwarzania danych. W ten sposób odpadają przejęte przez ten komputer funkcje, tj. automatyczne śledzenie celu i korelacja z planem lotu. Mimo to system ten nadal umożliwia skoordynowane zobrazenie przychodzących informacji z jednej lub kilku stacji radarowych. Pozycje samolotów przedstawione są z czterech kolejnych obrotów anteny radaru w postaci kółek bez migania. Jasność zobrazenia kółek poprzednich pozycji stopniowo się zmniejsza. Kontroler może przez to odróżnić ruch obiektów na ekranie i rozpoznać fałszywe obiekty, przy czym kierunek ruchu obrazuje narastająca jasność zobrazenia, a wielkość odstępu między kółkami obrazuje prędkość lotu.

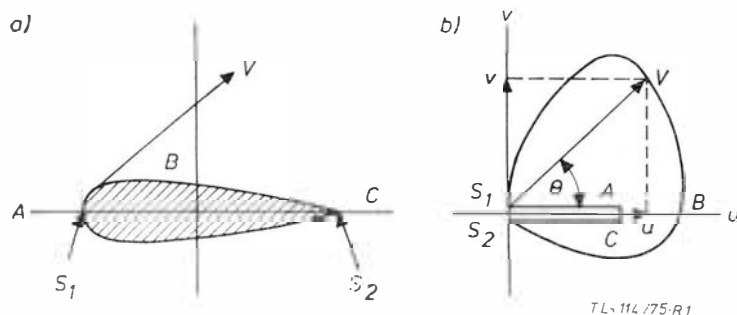
Rodzaj zobrazenia, które zawiera aktualne informacje z wektorowym wskaźnikiem kierunku i prędkości lotu i w którym zastosowano podobnie jak w systemie DERD zobrazenie poprzednich pozycji samolotu (rys. 8) zastosowany został m.in. w kontroli ruchu lotniczego we Francji. Inne warianty zobrazenia były swego czasu intensywnie próbowane w USA.

Projektowanie profili okołodźwiękowych metodą hodograficzną

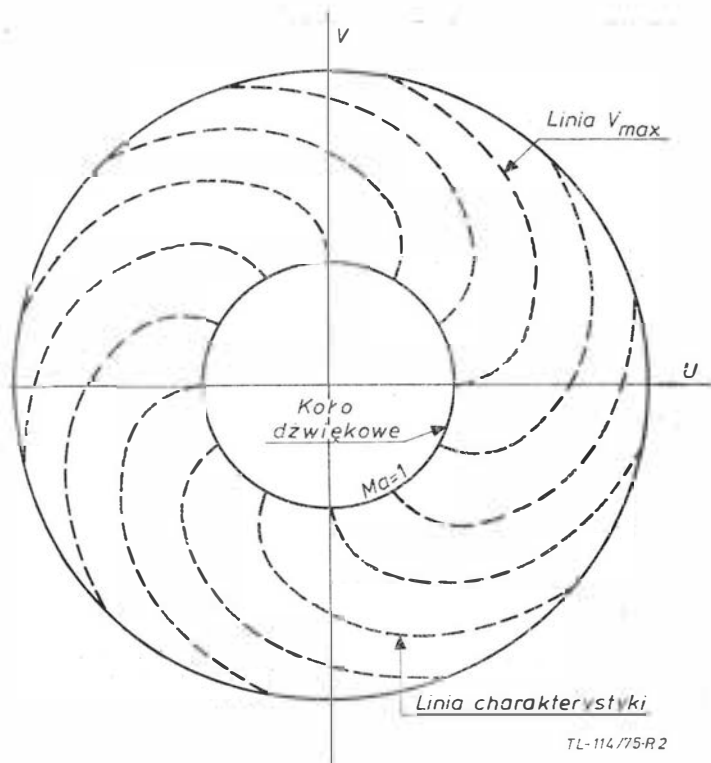
Zastosowanie transformacji hodograficznej przy projektowaniu profili okołodźwiękowych.

W celu zaprojektowania profilu dla przepływu okołodźwiękowego można zastosować transformację hodograficzną*.

Rysunek 1a przedstawia płaszczyznę fizyczną opływu dokoła symetrycznego profilu, przy czym prędkość w pewnym punkcie górnej powierzchni profilu przedstawia wielkość V . Rysunek 1b przedstawia płaszczyznę hodografu, w której obrano początek układu i z niego wykreślono wektor $\bar{V}$, równoległy do V na rys. 1a. Począwszy od punktu S_1 — idąc od punktu do punktu wzdłuż górnej powierzchni



Rys. 1. Optyw dokoła profilu: a — płaszczyzna fizyczna, b — płaszczyzna hodografu



Rys. 2. Rodzina linii charakterystycznych w płaszczyźnie hodografu

* Zastosowanie tej metody było po raz pierwszy opublikowane przez P. Molenbroeka w pracy pt. *Über einige Bewegungen eines Gases mit Annahme eines Geschwindigkeit keitspotentials* w 1890 r. oraz przez S. A. Czaplęgina, Moskwa 1904 r. (opracowanie dostępne w biuletynie NACA TM nr 1063/1944 r. pt. *On gas jets*). Pełne omówienie metody hodograficznej znaleźć można w pracach J. E. Garricka, C. Kaplana: *On the flow of compressible fluid by the hodograph method, II fundamental set of particular flow solutions of the Chaplygin Differential Equation*, NACA 1944 i M. J. Lighthilla: *The hodograph transformation in transonic flow*, 1947.

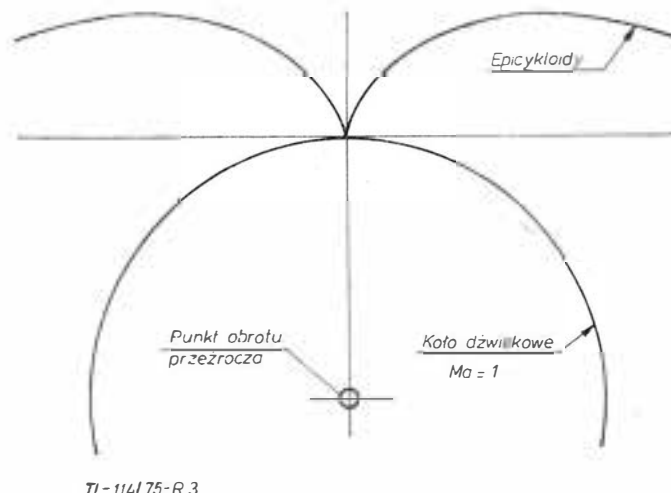
profilu i napotykając różne wielkości i kierunki wektora — dochodzi się do punktu S_2 (rys. 1a). W płaszczyźnie przedstawionej na rys. 1b powstaje miejsce geometryczne końców wektorów V : krzywa $A-S_1-B-C-S_2$ stanowiąca hodograf prędkości. Dolna powierzchnia profilu leży w innej płaszczyźnie hodografu, połączonej — z uwidocznioną na rysunku — poprzez odgańlenie: AS_1 i CS_2 .

Główną zaletą różniczkowych równań hodograficznych jest to, że są one liniowe dla zmiennej ψ (funkcja przepływu). Można zatem łatwo je rozwiązać i stosować zasadę superpozycji.

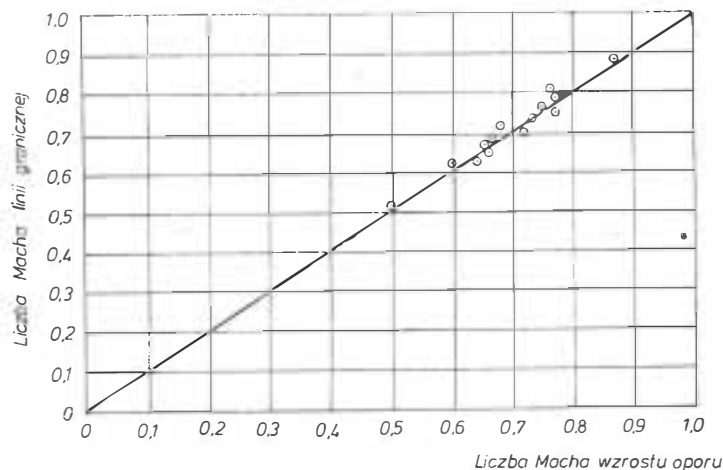
Gdy przepływ jest określony w płaszczyźnie hodografu, a następnie odwzorowuje się go na płaszczyznę fizyczną — wówczas niejednokrotnie pojawiają się przerwy, które nie istniały w hodografie. Linie przepływu wykazują kształty wymagające nieskończenie wielkich przyspieszeń, które nie mogą istnieć w rzeczywistym przepływie. Znaczący to, że że stały przepływ musi się załamać.

Doświadczenie poucza, że fale uderzeniowe powstają tam, gdzie występują linie graniczne. Istnienie linii granicznych w płaszczyźnie fizycznej może być określone liniami charakterystycznymi w płaszczyźnie hodograficznej. Istnieją dwie rodziny linii charakterystycznych: każda rodzina tworzy nieskończony zbiór epicykloid wywodzących się z linii dźwiękowych. Taka rodzina uwidoczniła jest na rys. 2, przy czym drugą rodziną stanowi lustrzane odbicie pierwszej.

Aby sprawdzić użyteczność linii granicznej dla konstrukcji profili, posłużono się danymi doświadczalnymi. Dane te

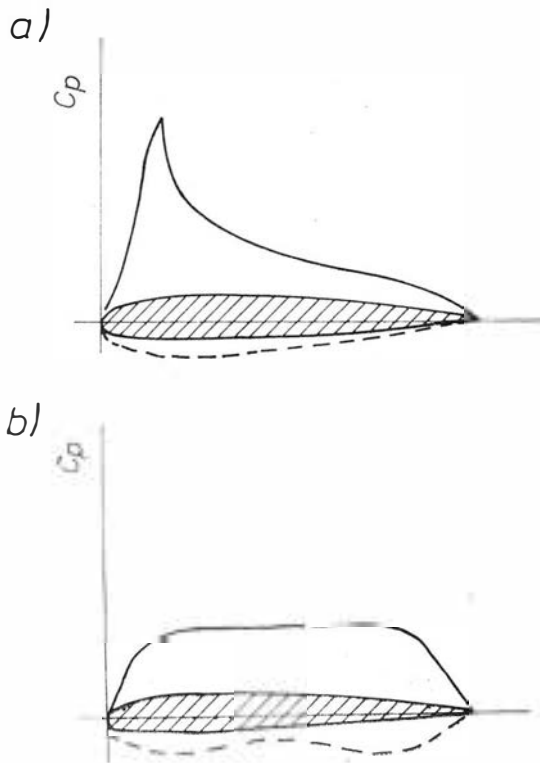


Rys. 3. Poszukiwanie stycznej linii opływowej profilu z epicykloidą



Rys. 4. Porównanie liczby Macha linii granicznej i liczby Macha rozbieżności oporu

odnosiły się do profilów NACA serii 64 A. Badania odnosiły się do profilów o kątach natarcia od 0° do 10° , przy liczbach Macha od 0,4 do 0,93. Współczynniki ciśnienia $C_p = \Delta p/q$ przeliczono na stosunek prędkości miejscowej do prędkości dźwięku. Stosunek ten ujęto w wykres biegunowy, obierając za zmienną kątową kąt nachylenia przepływu. Otrzymano w ten sposób hodograficzny obraz opływu.



TL-114/75-R5

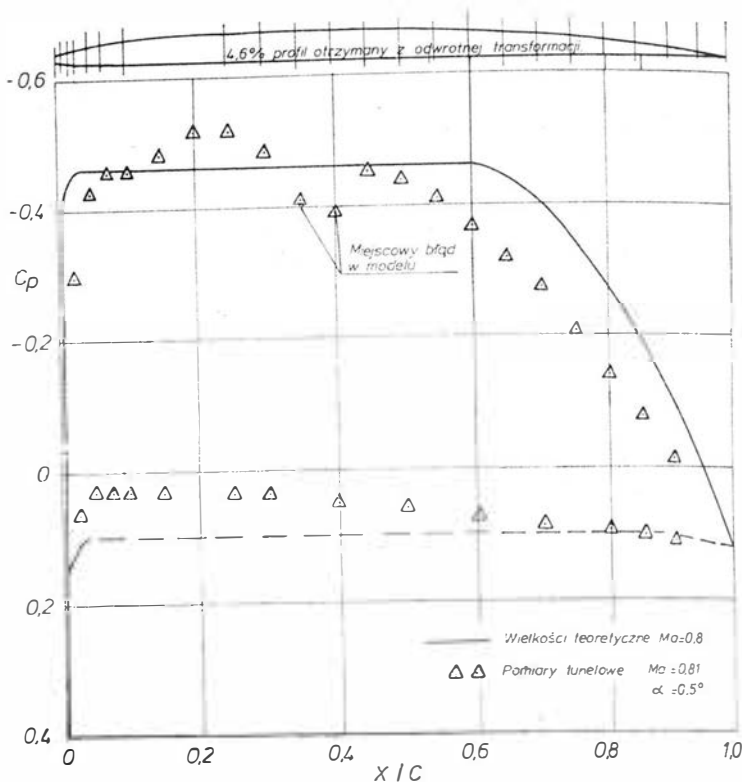
Rys. 5. Rozkład ciśnień na profilu: a — wartości C_p na zwykłym profilu, b — wartości C_p dla profilu o opóźnionym powstawaniu fali uderzeniowej

Epicykloidy obu rodzin wykreślono oddzielnie, tak żeby wykres ten mógł być podłożony pod przeźrocze hodograficzne. W celu stwierdzenia, czy linie opływowe profilu nie są gdziekolwiek styczne do epicykloidy, obracano wymienione przeźrocze na ostrzu pluskiewki (rys. 3). Jeżeli odnaleziono taką styczność, notowano liczbę Macha, przy której wystąpiła ona po raz pierwszy.

Wykres liczby Macha rozbieżności oporu w stosunku do liczby Macha linii granicznej pokazany jest na rys. 4. Wykres wykazuje doskonałą zgodność parametrów.

Niniejsze opracowanie stanowiło podstawę do przeprowadzenia odwrotnej transformacji: przejścia z płaszczyzny hodografu do płaszczyzny fizycznej. Ponieważ każdej prędkości opływu odpowiada współczynnik ciśnienia C_p , przeto

można obrać rozkład ciśnień wzdłuż profilu, który konstruktor ocenia jako korzystny dla profilu okołodźwiękowego i przez odwrotne odwzorowanie otrzymać kształt właściwego profilu. Przeciętny profil ma na górnej powierzchni przy brzegu natarcia wysokie wartości $C_p = \frac{\Delta p}{q}$ (rys. 5a). Powoduje to powstanie fali uderzeniowej. Projektując płaski rozkład ciśnień na górnej powierzchni profilu (rys. 5b) i w kształcie listery S na dolnej oraz sto-



TL-114/75-R6

Rys. 6. Porównanie między teoretycznym i doświadczalnym rozkładem ciśnień

sując omówioną wyżej odwrotną transformację — otrzymuje się geometrię profilu o opóźnionym powstawaniu fali uderzeniowej. W ten sposób — posilując się maszyną matematyczną IBM wyznaczono wiele profili okołodźwiękowych. Dla niektórych z tych profili wykonano modele służące do pomiarów ciśnień w tunelu aerodynamicznym. Porównanie wartości ciśnień założonych z wielkościami mierzonymi w tunelu (rys. 6) wykazuje ich dużą zgodność.

W ten sposób uzyskano użyteczną metodę do projektowania dobrych profili okołodźwiękowych.

Oprac. W. Zaremba na podstawie pracy prof. G. A. Mokrzyckiego

W NASTĘPNYM NUMERZE

Druga część artykułu pt. „Śmigłowce wytwórni zachodnioeuropejskich” przedstawia bogatą produkcję francuskiej wytwórni Aérospatiale. Artykuł omawia również ważniejsze zagadnienia organizacyjno-ekonomiczne wydziału śmigłowcowego tej wytwórni.

W dziale PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK zamieścimy drugą część artykułu J. Klimka. Autor omówi zastosowanie komputera przy automatycznym rozpoznawaniu i śledzeniu celu.

LOT PROBLEMY omówią manewr odejścia na drugi krąg w świetle przepisów o drugiej kategorii lądowań. Artykuł przedstawi analizę ergonomiczną tego manewru oraz wymagania meteorologiczne i techniczne według ICAO, IFALPA, FAA i ARB.

Artykuł pt. „Metoda oceny przegrzania łopatek turbin silników odrzutowych wykonanych ze stopu HN77TJUR” omówi zmiany strukturalne zachodzące w stopach na osnowie niklu podczas długotrwałego wyrzarcia. Autorzy przedstawiają na podstawie własnych badań metodę oceny podatności łopatek turbin do dalszej eksploatacji.

Kolejny artykuł omówi stopień rozpowszechnienia i poziom technologii wytwarzania żarowytrzymałych stopów na osnowie niklu i kobaltu. Zostaną również przedstawione własności tych stopów oraz metali trudno topliwych.

W dziale Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ A. Glass przedstawi samolot sportowy RWD-4, który powstał w

1930 r. jako rozwinięcie samolotu RWD-2 i RWD-3. Samolot ten brał udział w zawodach międzynarodowych i krajowych w latach 1930—1933. Autor omówi dzieje rozwoju, osiągnięcia sportowe i konstrukcję RWD-4.

KARTOTEKA TLiA przedstawi lekki samolot turystyczny Rockwell Commander 112A oraz dwusilnikowy turbośmigłowy samolot pasażerski LET L-410A Turbolet.

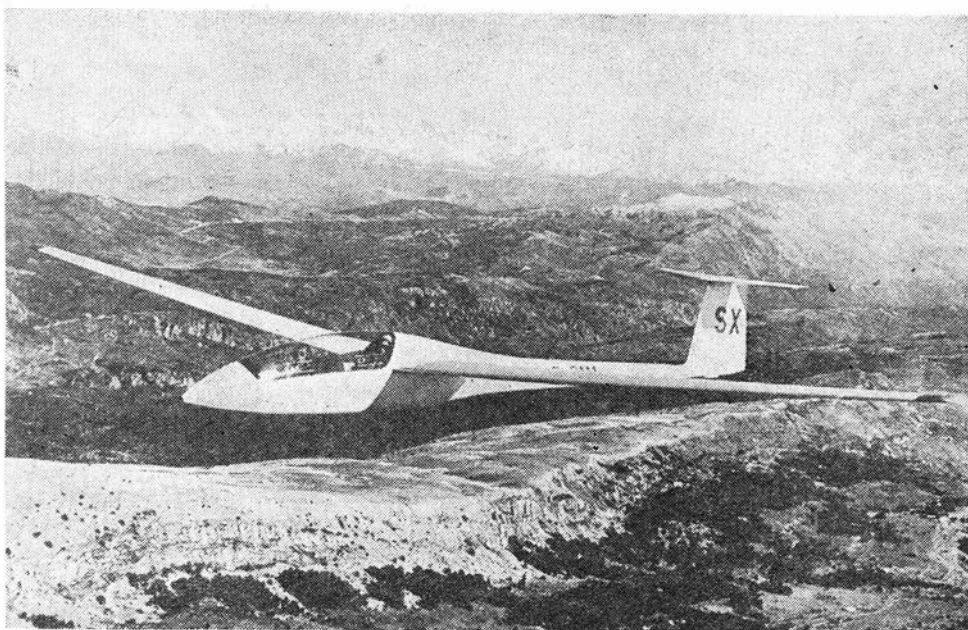
POMOCE KONSTRUKCYJNE omówią analizę cięzarową konstrukcji płatowca. W TECHNICZNYM SŁOWNIKU LOTNICZYM znajdą Czytelnicy cztery wersje językowe terminów dotyczących pilota.

W numerze 12'75 zamieścimy również „Roczny spis treści TLiA 1975”.

Schempp—Hirth

Janus

● RFN ●



Wyczynowy szybowiec dwumiejscowy

KONSTRUKCJA. Dwumiejscowy, laminatowy średniopłat.

Płat dwudzielny, dwutrapezowy, wolnonośny, z profilem Wortmanna FX 67/170/150, o grubości względnej 17% unasady i 15% na końcu. Wznios 4° , kąt zaklinowania $2^\circ 36'$, a skos do przodu mierzony na krawędzi natar-

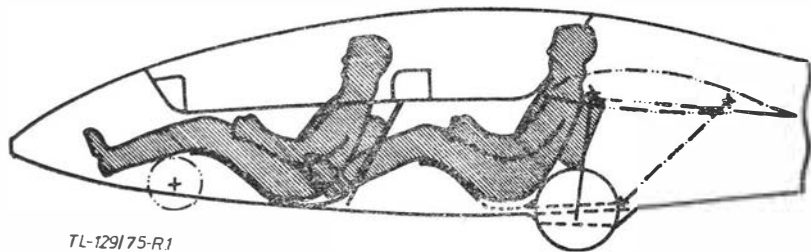
ki wychylają się wraz z klapami. Uzyskano przez to efekt skrzydła z klapą na całej rozpiętości. Przy lądowaniu klapy można wychylić do 12° . Sama lotka ma większą głębokość niż kłapa, dając bardzo skuteczne sterowanie poprzeczne.

Kadłub laminatowy o strukturze skorupowej (lecz nie przekładkowej) i grubości ścianki 1,5 do 2 mm, usztywniony wklejonymi piankowymi wręgami. Kabina z miejscami w u-

okienka przesuwane i jedno zamykane na zawiasach. Siedzenia zapewniają dużą wygodę podczas lotu.

Usterzenie wolnonośne, trapezowe, konstrukcji przekładkowej z laminatu i pianki. Usterzenie poziome w układzie T, płytowe, ze skosem do tyłu, podobne jak w Nimbusie II, lecz nieco większe. Ster kierunku kryty płótnem. W ogonie spadochronik hamujący, przewidziany do krótkiego lądowania znad wysokich przeszkód.

Podwozie stałe z pojedynczym kołem głównym i kołem przednim. Rozwiązanie niechowane wybrano ze względu na koszty i uniknięcie napraw wskutek lądowań na brzuchu, a straty aerodynamiczne z tego tytułu są stosunkowo niewielkie, ponieważ powierzchnia skrzydła i kadłuba jest tu duża w porównaniu z powierzchnią koła. Ogumienie Continental o wymiarach $380 \times 150 \times 150$ mm i ciśnieniu $2,75 \text{ kg/cm}^2$ na kole głównym oraz $260 \times 85 \times 123$ mm i ciśnieniu $0,8 \text{ kg/cm}^2$ na kole przednim. W kole głównym hamulec bębnowy firmy Tost. Tył kadłuba chroniony zderzakiem.



TL-129/75-R1

Rys. Układ kabiny

cia 2° . Konstrukcji przekładkowej laminat szklany — pianka — laminat. Lotki i klapy konstrukcji skorupowej. Hamulce aerodynamiczne typu Schempp-Hirth wysuwane tylko na górnej powierzchni płata, co likwiduje możliwość zahaczenia płytą hamulca o wysoką roślinność przy lądowaniu w terenie przygodnym. Klapy i lotki współdziałają ze sobą, mianowicie lot-

kładzie tandem pod jednoczęściową, otwieraną na zawiasach, przeźroczystą osłoną. Osłona dopasowana do obrysu kadłuba i starannie uszczelniona. Pedale steru kierunku w pierwszej kabine przestawialne. Wentylację zapewniono wykorzystując ciśnienie spiętrzenia na przodzie kadłuba, średnica otworu wentylacyjnego jest 50 mm. W osłonie kabiny również dwa

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Konstruktor szybowca K. Holighaus początkowe prace konstrukcyjne rozpoczął jeszcze w 1969 r. Zostały one jednak przerwane na korzyść Nimbusa II, gdy odczuwano wówczas duży brak seryjnego szybowca w klasie otwartej. Później kontynuowano je od początku 1972 r. Prototyp odbył swój pierwszy lot wiosną 1974 r. Wówczas

otrzymano zamówienie na 20 sztuk i rozpoczęto produkcję seryjną w planowanej liczbie 2 szybowce na miesiąc.

Początkowa koncepcja z 1969 r. zakładała skrzydło 22-metrowe od Nimbusa I. Jednak po przerwie projekt zupełnie zmieniono. Chciano otrzymać szybowiec łatwy eksploatacyjnie i tani. Zmniejszono więc rozpiętość do 18,2 m, zastosowano konstrukcję i profil podobne jak w Nimbusie II. Wykorzystano też wszystkie doświadczenia zdobyte podczas konstrukcji i produkcji tego znakomitego szybowca klasy otwartej. Janus jest przewidzia-

ny jako szybowiec wysokowyczynowy i treningowy, służący jednocześnie do szkolenia wyczynowego. Założono, że osiągi powinny być wyraźnie lepsze od osiągnięć laminatowych szybowców klasy standard, aby piloci, którzy dotychczas latali na standardkach, mogli się bez kłopotów przesiąść na ten dwumiejscowy szybowiec i uzyskiwać równorzędne wyniki. Cała koncepcja prowadzi bardziej do konstrukcji o dobrych właściwościach lotnych, a mniej do najlepszych osiągnięć. Przez zwiększenie rozpiętości można by przecież bez trudności otrzymać lepsze osiągi, jednakże szybowiec byłby

wówczas droższy. Stosując np. niechowane podwozie zmniejszono koszty o 2000 DM. Wstępnie skalkulowana cena wynosi 55 000 do 60 000 DM, przy czym nie przewyższa to widocznie ceny współczesnych szybowców klasy otwartej. Obecnie istnieje już 35 zamówień. Pierwsze loty porównawcze wykazały, że zwłaszcza przy dużych prędkościach Janus jest dużo lepszy niż oczekiwano. Biegunowa wykazuje tam bardzo płaski przebieg. Na przykład przy prędkości 160 km/h i $Q/S = 37 \text{ kg/m}^2$ (dwuosobowy) ma opadanie tylko 1,5 m/s, a nie jak wyliczono 1,75 m/s.

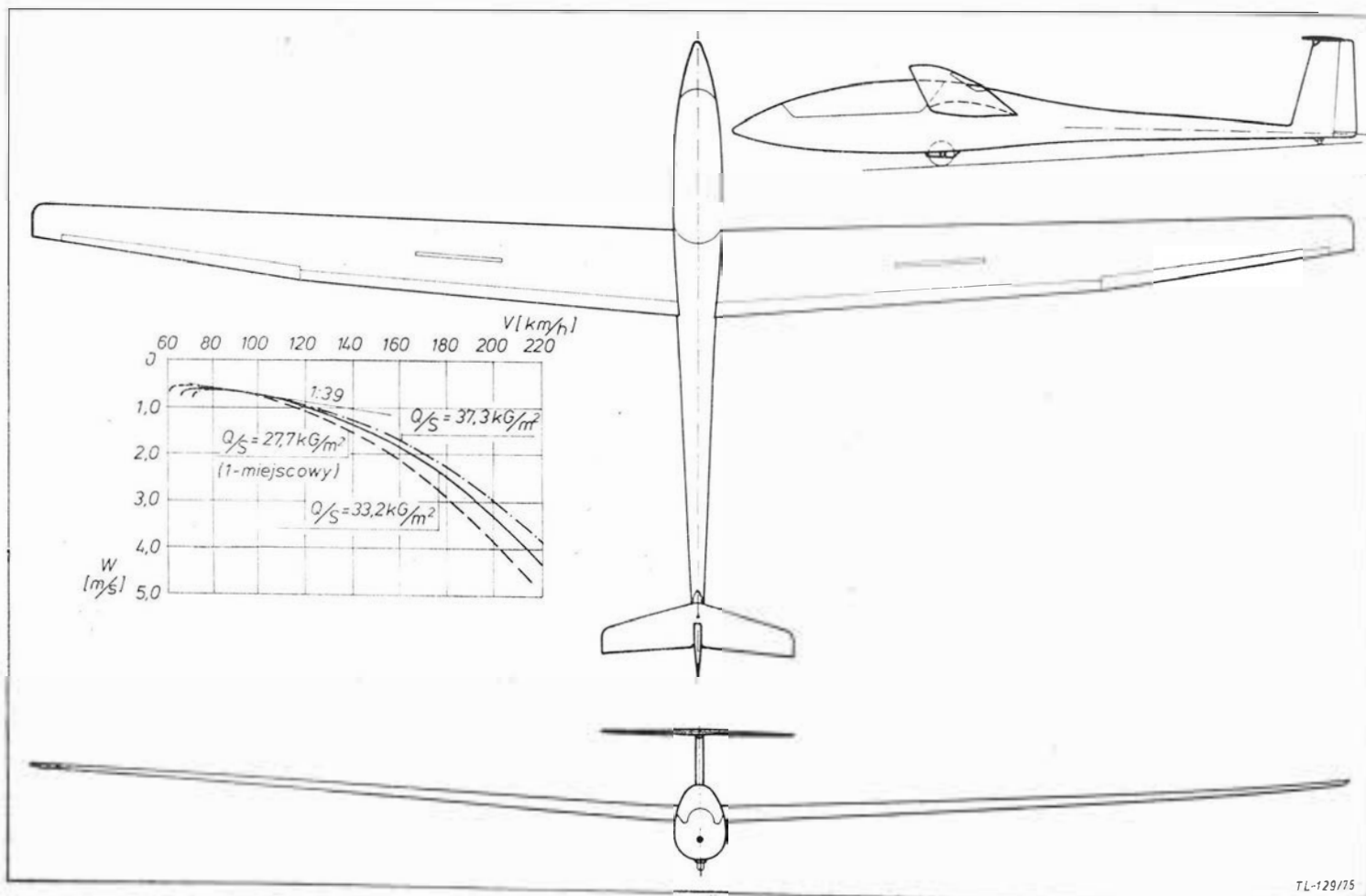
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość
Ciężar skrzydła u nasady
Średnia ciężar aerodynamiczna
Wydłużenie płata
Długość całkowita
Wysokość całkowita
Rozpiętość usterzenia poziomego
Powierzchnie:
— nośna
— lotek całkowita
— kłap całkowita
— statecznika pionowego
— steru kierunku
— usterzenia wysokości
Doskonałość
Prędkość optymalna: z 1 pilotem
— z 2 pilotami

18,20 m
1,18 m
0,912 m
20
8,57 m
1,45 m
2,70 m
16,20 m²
1,03 m²
1,82 m²
0,75 m²
0,49 m²
1,24 m²
39,5
90 km/h
95 km/h

Prędkość minimalna: z 1 pilotem 67 km/h
— z 2 pilotami 70 km/h
Opadanie minimalne z 2 pilotami 0,61 m/s
Prędkość ekonomiczna z 2 pilotami 75 km/h
Ciężar własny 370 kG
Ciężar użyteczny: z 1 pilotem 70÷250 kG
— z 2 pilotami 250 kG
Maksymalny ciężar startowy 620 kG
Obciążenie powierzchni nośnej $28 \div 37,4 \text{ kg/m}^2$
Prędkość dopuszczalna w atmosferze spokojnej i burzliwej 220 km/h
Maksymalna prędkość holowania 170 km/h
Maksymalna prędkość za wyciągarką 150 km/h
Prędkość lądowania z 2 pilotami 65÷70 km/h
Współczynnik obciążenia niszczącego +9

T.W.



TL-129/75

Odrzutowy samolot pasażerski krótkiego i średniego zasięgu, klasy „jumbo”

KONSTRUKCJA. Trzysilnikowy dolnopłat całkowicie metalowy.

Płat wolnonośny o profilu specjalnym Lockheed. Wznios płata na krawędzi spływu: $7^{\circ}31'$ przy kadłubie i $5^{\circ}30'$ na końcach. Skos na 1/4 cięciwy 35° . Płat składa się z części centralnej przechodzącej przez kadłub i zewnętrznych skrzydeł. Konstrukcja typu fail-safe: pokrycie ze stopu aluminiowego usztywnione żebrami i dźwigarami. Integralne zbiorniki paliwa. Hydraulicznie napędzane lotki o konstrukcji w postaci wudźwigarowego kesonu z ulowym wypełniaczem w krawędzi spływu pracują w połączeniu ze spoilerami. Na krawędzi spływu dwuszczelinowe kłapy typu Fowlera; każdy segment kłapy składa się z duralowego pokrycia usztywnionego żebrami, dźwigara i wypełniacza ulowego w krawędzi spływu. Do przednich segmentów przymocowane są prowadnice umożliwiające obrót i wysuwanie tylnych segmentów. Na krawędzi natarcia na każdym ze skrzydeł cztery aluminiowe sloty począwszy od wspornika silnika do końcówki płata i trzy sloty między wspornikiem a kadłubem. Konstrukcja slotów ze stopów aluminium z wypełniaczem ulowym. Na górnej powierzchni każdego skrzydła sześć spoilerów, dwa na części przykadłubowej i cztery w obszarze części zewnętrznych lotek. Brak kłapki wyważającej. Wszystkie napędy dublowane przez dodatkowe dźwigniki, a cała instalacja zasilana przez cztery niezależne pompy hydrauliczne. Odladzanie krawędzi natarcia gorącym powietrzem doprowadzanym ze sprężarek silników.

Kadłub. Konstrukcja półskorupowa o przekroju kołowym i stałej średnicy (5,97 m) na większej części długości. Pokrycie wzmocnione podłużnicami, podparte przez wręgi rozstawione co 0,51 m. Wręgi z wyjątkiem wręgi głównej i wręgi w okolicach drzwi mają grubość ok. 7,5 cm i stopniowo zwiększają swoją grubość do ok. 15 cm w dolnej części pod podłogą. Kabina pasażerska mieści 256 + 13 miejsc w pierwszej klasie, a maksymalnie do 400 miejsc w wersji ekonomicznej. Wyboru liczby miejsc dokonuje się przez ustawienie 6, 8, 9 lub 10 miejsc w rzędzie z dwoma przejściami. Kuchnia pod podłogą. Sie-



dem toalet — dwie z przodu i pięć z tyłu. Trzy wejścia otwierane od góry po każdej stronie kadłuba. Jedna para pośrodku i po parze z przodu i z tyłu kadłuba. Dwa wyjścia bezpieczeństwa po jednym na każdej stronie kadłuba. Pomieszczenia ładunkowe i bagażowe pod podłogą.

Usterzenie wolnonośne, składające się ze statecznika poziomego i steru wysokości oraz statecznika pionowego i steru kierunku. Konstrukcja statecznika pionowego kesonowo-dźwigarowa z żebrami rozmieszczonymi co 0,51 m. Ster kierunku składa się z przedniego i tylnego dźwigara, kesonu, laminatowej krawędzi spływu, okuć. Ster wysokości ma podobną konstrukcję. Brak kłapki wyważającej. Napędy hydrauliczne. Czułość sterów zmienna zależnie od warunków lotu. Nie ma urządzeń odladzających.

Podwozie trójkołowe, chowane, produkowane przez Menasco Manufacturing. Każda goleń główna ma cztery koła ustawione po dwa w tandem. Podwozie przednie ma dwa koła sterowane, po 65° na stronę. Koła przednie chowane do przodu, koła podwozia głównego chowane do wewnątrz. Amortyzatory olejowo-powietrzne w przednim i głównym podwoziu. Piasty kół firmy Goodrich kute ze stopów aluminium

i rozbieralne. Opony bezdętkowe. Koła podwozia głównego o wymiarach $50 \times 20,20$, typ VIII i ciśnieniu $10,5 \div 11,6 \text{ kg/cm}^2$ dla małych i średnich dystansów oraz $12,7 \text{ kg/cm}^2$ dla zasięgu przy maks. obciążeniu. Koła przednie o wymiarach $36 \times 11,16$, typ VII i ciśnieniu $13,0 \text{ kg/cm}^2$. Hamulce uruchamiane hydraulicznie, sterowane pedalami steru kierunku.

Napęd. Trzy silniki trójwałowe turbo-wentylatorowe Rolls-Royce RB.211-22B o ciągu 19 050 każdy. Dwa silniki podwieszono pod skrzydłami, trzeci umieszczony w tyle kadłuba w stateczniku pionowym. Gorące powietrze ze sprężarki silnika użyte jest do odladzania wlotu do silnika. Dwa integralne zbiorniki w każdym skrzydle: wewnętrzny o pojemności 30 581 l i zewnętrzny o pojemności 14 489 l. Pojemność całkowita 90 140 l. Końcówki napełniania paliwa na krawędzi natarcia. Pojemność oleju 34 l na silnik.

Wypożarzenie. Instalacja klimatyzacyjna i instalacja ciśnieniowa korzystają z ciśnienia ze sprężarki silnika lub pomocniczego zespołu napędzanego APU. Instalacja ciśnieniowa zapewnia ciśnienie w kabine odpowiadające wysokości 2440 m do wysokości lotu 12 800 m. Normalne nadciśnienie

DANE TECHNICZNE

Wymiary		Ciężary	
Rozpiętość	47,34 m	Ciężar własny	108 325 kG
Długość	54,35 m	Maks. ładunek	39 092 kG
Wydłużenie	6,95 m	Maks. ciężar w locie	195 050 kG
Wysokość	16,87 m	Maks. ciężar startowy	195 955 kG
Rozpiętość usterzenia	21,82 m	Maks. ciężar bez paliwa	147 420 kG
Rozstaw kół	10,97 m	Maks. ciężar do lądowania	162 390 kG
Rozstaw osi	21,34 m	Maks. obciążenie pow. nośnej	607,9 kG/m ²
Drzwi pasażerskie: wysokość	1,93 m	Osiągi	
— szerokość	1,07 m	Maks. prędkość przelotowa	M = 0,85
Wyjście awaryjne: wysokość	1,52 m	— na wysokości	10 670 m
— szerokość	0,61 m	Prędkość maksymalna	M = 0,90
Przednie i środkowe drzwi bagażowe:		— na wysokości	9 145 m
— wysokość	1,73 m	Maks. prędkość długotrwała	M = 0,82
— szerokość	1,78 m	— na wysokości	10 670 m
Tylne drzwi bagażowe: wysokość	1,22 m	Prędkość minimalna	232 km/h
— szerokość	1,22 m	Prędkość podchodzenia do lądowania	306 km/h
Powierzchnia nośna	320,00 m ²	Maks. wznoszenie	14 m/s
Powierzchnia usterzenia poziomego	119,10 m ²	Pułap praktyczny	12 800 m
Wymiary kabiny: objętość	453,00 m ³	Długość lotniska do startu wg FAR	2 313 m
— długość	41,43 m	Długość lotniska do lądowania wg FAR	1 725 m
— maks. szerokość	5,77 m	Zasięg przy maks. ilości paliwa, z ładunkiem 18 145 kG i z prędkością M = 0,85	7 189 km
— maks. wysokość	2,41 m	Zasięg z maks. ładunkiem i z prędkością M = 0,82	4 308 km
— pow. podłogi	215,52 m ²		
Objętość przestrzeni ładunkowej	71,58 + 19,80 m ³		

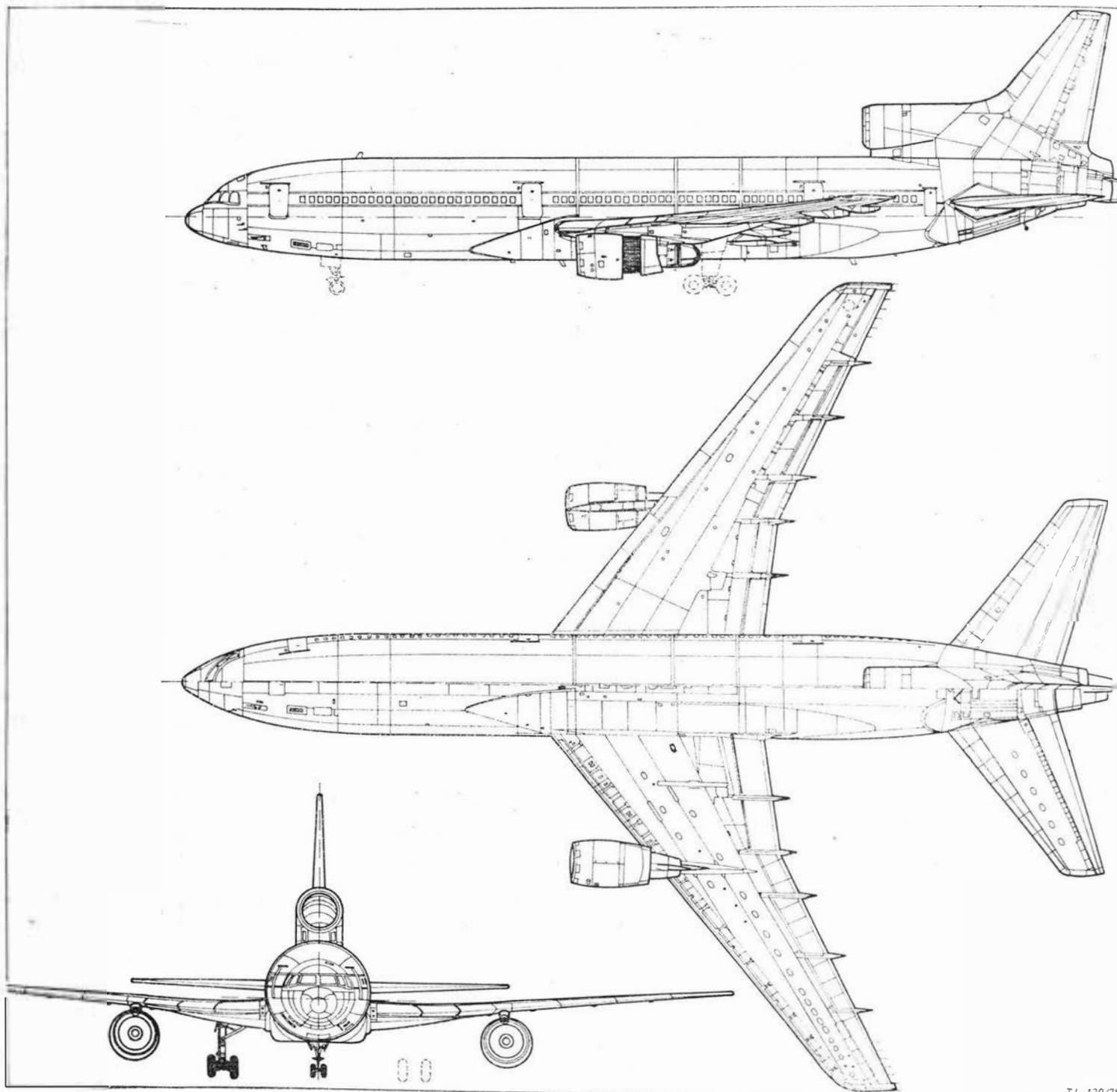
w kabinie wynosi 0,59 kG/cm². Cztery niezależne pompy hydrauliczne dają ciśnienie 210 kG/cm². Instalacja elektryczna zasilana jest z czterech prądnic 120/208 V 400 Hz, po jednej przy każdym silniku i jednej przy APU (pomocniczy zespół napędowy, który umieszczony jest w tyle samolotu i dostarcza ciśnienie w czasie startu i lotu do wysokości 9145 m. Odladanie okien odbywa się przy użyciu podgrzewaczy elektrycznych. Wyposażenie nawigacyjne w wersji standardowej zawiera podwójne systemy radionawigacji UKF wg ARINC 546 i wg ARINC 547, radar meteorologiczny wg ARINC 564, trzy giroskopy układu kursowego, podwójny system antykolizyjny, dwa radary wtórne (transpondery) przekazujące automatycznie parametry lotu do kontroli ruchu lotniczego na ziemi, wszystkie przyrządy do lotu bez widoczności. Przewidziano miejsce do zabudowy podwójnego systemu SATCOM (łączości satelitarnej).

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W styczniu 1966 r. firma Lockheed w Kaliforni (USA)

rozpoczęła studia nad wymaganiami dla samolotu pasażerskiego krótkiego i średniego zasięgu. Powstała konstrukcja oznaczona L-1011 (Lockheed Model 385 TriStar zwany początkowo też Ten-Eleven) uwzględniała wymagania opublikowane przez American Airlines, które określały optymalne wartości udźwigu i zasięgu na trasie Chicago — Los Angeles, z uwzględnieniem możliwości startu. Dla porównywalnych krótkich przelotów przy pełnym udźwigu początkowo skłaniano się ku napędowi dwusilnikowemu, turbowentylatorowemu. Dyskusja z krajowymi przewoźnikami powietrznymi doprowadziła do trzysilnikowej konfiguracji i wybrano jako napęd samolotu silniki Rolls-Royce RB 211. W lipcu 1968 r. L-1011 wszedł w stadium realizacji. Konstruowanie pierwszego samolotu zaczęto w marcu 1969 r. Pierwszy lot odbył się 16 listopada 1970 r., a 22 grudnia 1971 r. samolot uzyskał warunkowy certyfikat II klasy zezwalający na demonstrację samolotu przyszłym nabywcom. Na początku 1972 r. przeszedł pomyślnie próby na oblodzenie i trudne warunki meteorologiczne, a 6 lutego dokonano próbnej ewakuacji 345 pasażerów

wraz z załogą. Wstępne dostawy L-1011 dla Eastern Air Lines dla treningu załóg rozpoczęto 6 kwietnia, następnie zaczęto dostawy także dla TWA. Po uzyskaniu certyfikatu FAA, 15 kwietnia L-1011 w barwach Eastern Air Lines obsłużył pierwszych pasażerów, a planowe loty rozpoczęły się 11 dni później. Do końca 1973 r. Lockheed dostarczył 56 maszyn dla Air Canada, All Nippon Airways, Court Line, Delta Air Lines, Eastern Air Lines, Lufttransport Unternehmen i Trans World Airlines. Na początku 1974 r. przy L-1011 było zatrudnionych 15 000 pracowników i w tym czasie otrzymano zamówienia i opcje na 199 maszyn. Samoloty większego zasięgu L-1011-100 TriStar zostały zamówione przez Saudia i Cathay Pacific Airways. 29 maja 1973 r. Lockheed Aircraft Corporation przedstawił nową wersję L-1011 TriStar o zwiększonym zasięgu, oznaczoną L-1011-2. Ma ona nowe silniki Rolls-Royce RB.211-524 o ciągu 21 772 kG każdy. Maksymalny ciężar w locie wynosi 234 052 kG, przy czym zabiera on 50% więcej paliwa aniżeli L-1011-1. Przy pełnym komplecie pasażerów (256 osób) jego zasięg wynosi 8530 km.

W.B.



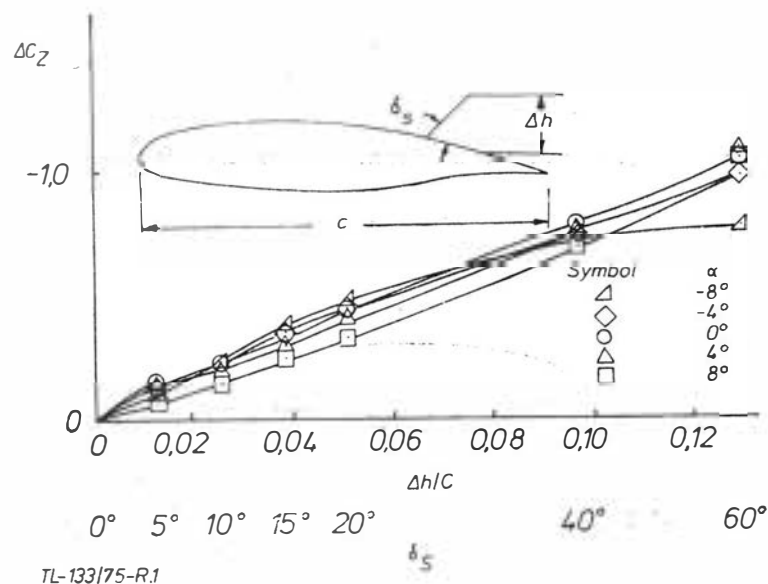
Badania tunelowe spoilerów (przerywaczy)

W niniejszym opracowaniu przedstawiono wyniki badań tunelowych spoilerów wykonanych w tunelu aerodynamicznym z przestrzenią pomiarową ok. 91×215 cm. Badaniu poddano profil GA(W)-1 o cięciwie ok. 61 cm, przestawnej kłapie i długości ok. 91 cm. Liczba Reynoldsa $2,3 \times 10^6$.

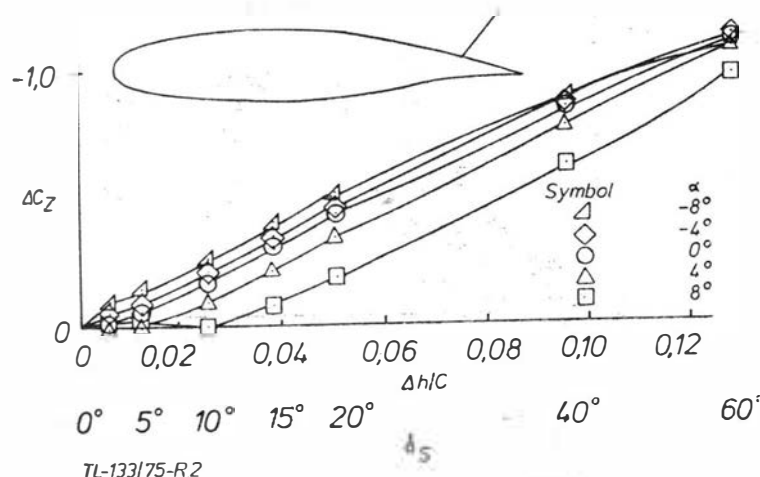
Badania przeprowadzono w dwóch etapach: pierwszy dotyczył położenia spoileru na cięciwie (rys. 1÷5), drugi dotyczył doboru geometrii spoileru (rys. 6÷11). Rys. 1 i 2 przedstawiają typowe charakterystyki skrzydła ze spoilem, wyznaczone dla profilu z kłapą schowaną przy różnych umieszczeniach spoileru na cięciwie i różnych kątach natarcia α . Na rys. 3 przedstawiono charakterystyki profilu dla kłapy wysuniętej przy położeniu osi obrotu spoileru w 70% cięciwy.

Rysunek 4 przedstawia wynik badań profilu z kłapą i kierownicą strug. Tego typu rozwiązanie doprowadziło do powstania histerezy. Wielkość histerezy zależy od profilu

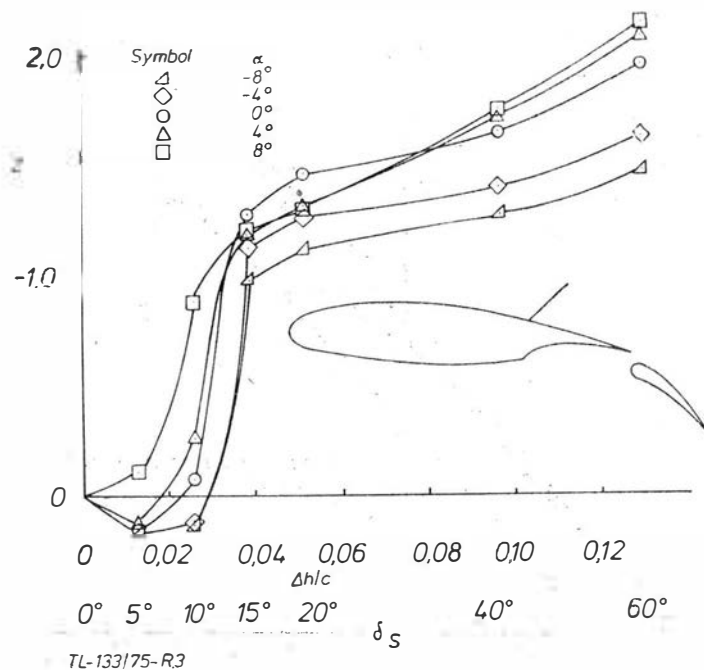
kierownicy i wychylenia spoileru. Dla wychylenia spoileru 15° i kłapy z kierownicą wielkość histerezy w zależności od kształtu kierownicy strug jest przedstawiona na rys. 5.



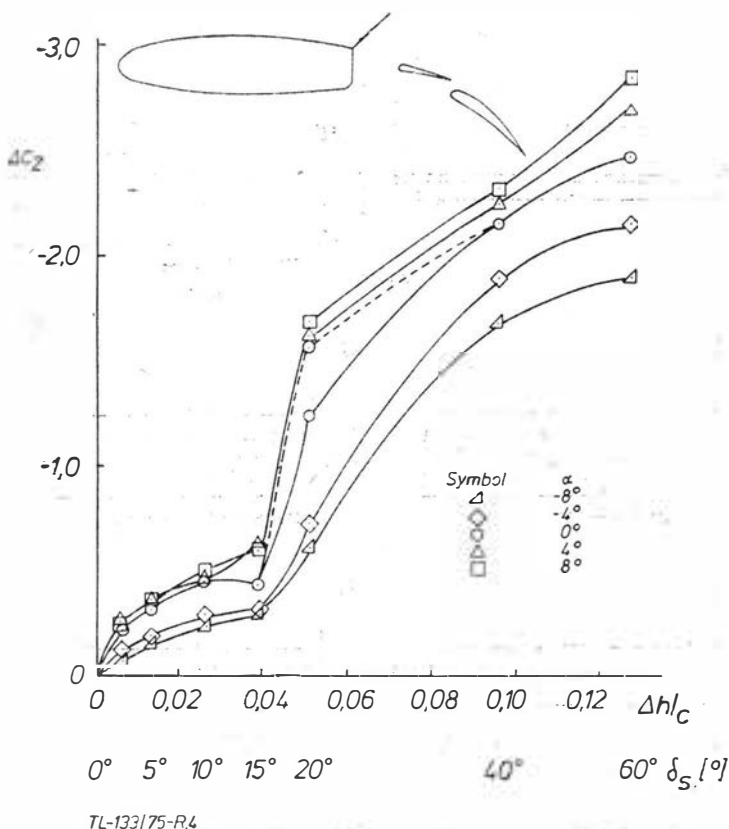
Rys. 1. Wykresy skuteczności spoileru przy kłapie schowanej i położeniu osi obrotu spoileru w 70% cięciwy skrzydła; cięciwa spoileru 15%, szczelina 0%



Rys. 2. Wykresy skuteczności spoileru przy kłapie schowanej i położeniu osi obrotu spoileru w 85% cięciwy skrzydła; szczelina 0%, cięciwa spoileru 15%

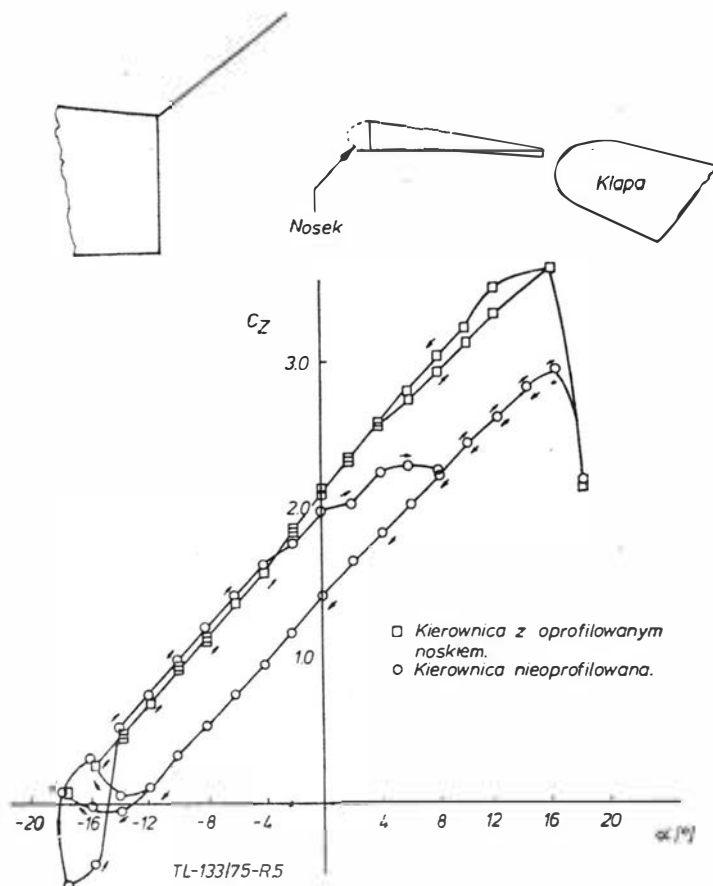


Rys. 3. Wykresy skuteczności spoileru przy kłapie wychylonej o 40% i położeniu osi spoileru w 70% cięciwy; 15% cięciwa spoileru, 0% szczelina

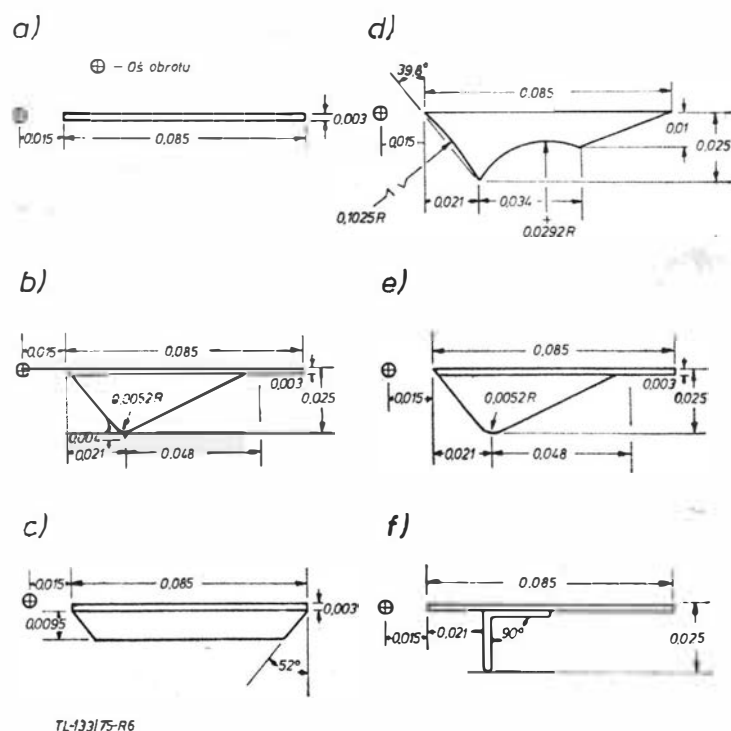


Rys. 4. Charakterystyki profilu ze spoilem i kłapą z kierownicą; 15% cięciwa spoileru, 0% szczelina, 70% osi obrotu spoileru

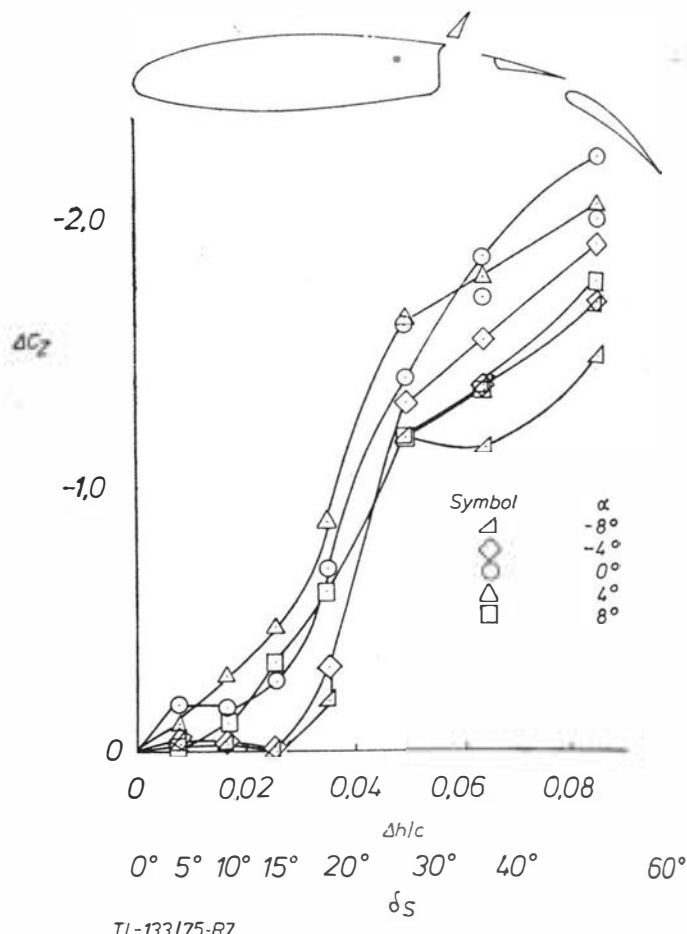
Rys. 6 przedstawia geometrię spoilerów, dla których wyznaczono charakterystyki przedstawione na rys. 7÷11. Wpływ geometrii spoileru na charakterystyki profilu wykonano dla spoilerów o cięciwie równej 10% cięciwy profilu. Z wykresów na rys. 1÷11 widać, że duży wpływ na skuteczność spoileru ma jego umieszczenie, mniejszy zaś geometria spoileru.



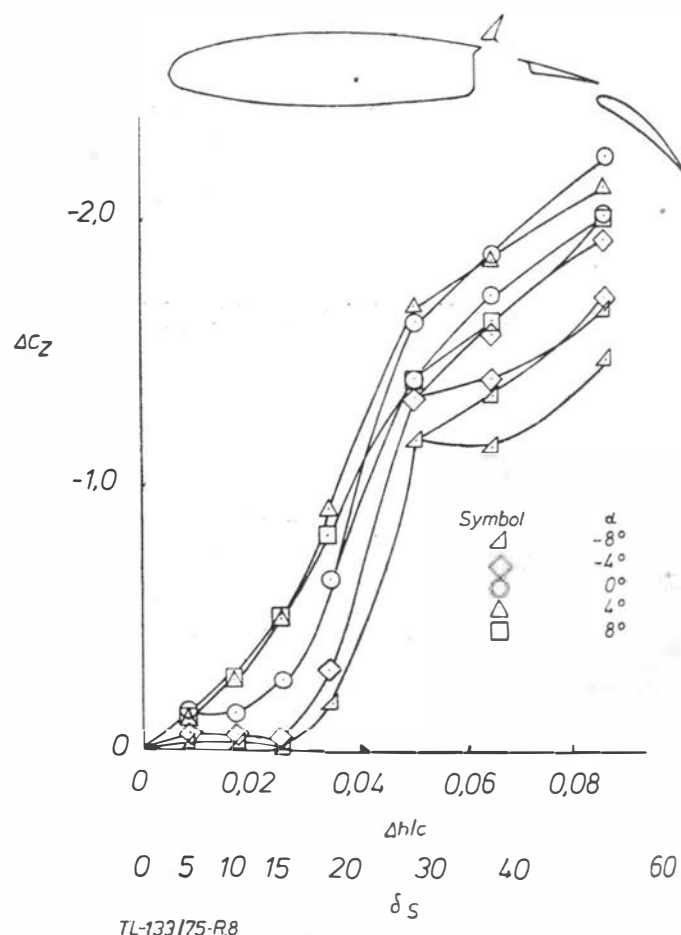
Rys. 5. Histereza spoileru w zależności od kształtu kierownicy



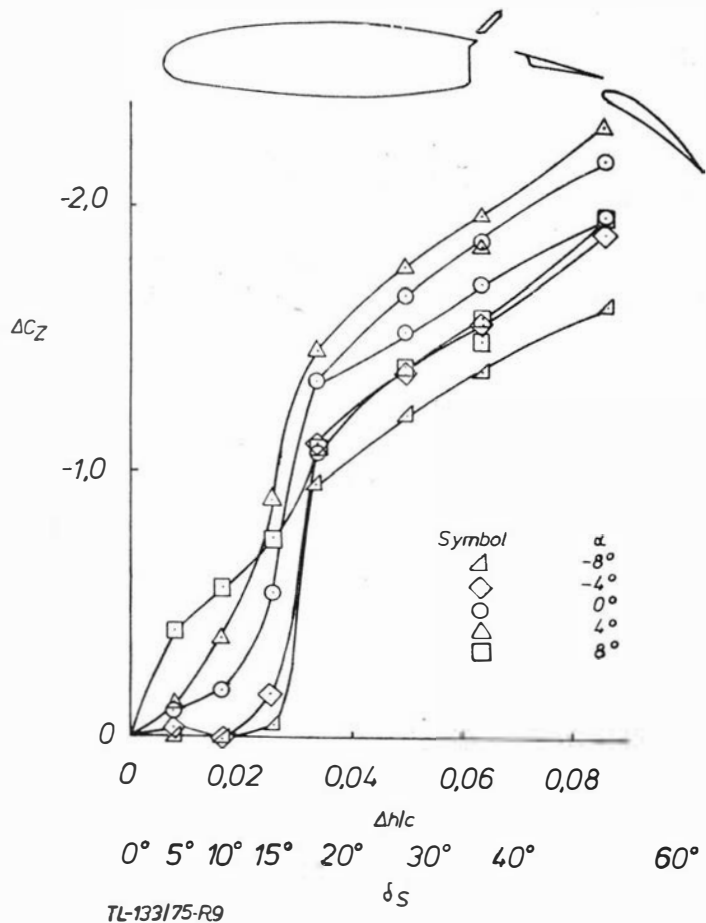
Rys. 6. Geometria spoilerów (wymiary odniesione do cięciwy profilu): a — płaska płytka, b — profil trójkątny z płytką ustalającą, c — płytowy (gruby), d — typ MU-2, e — profil trójkątny, f — trójkątny



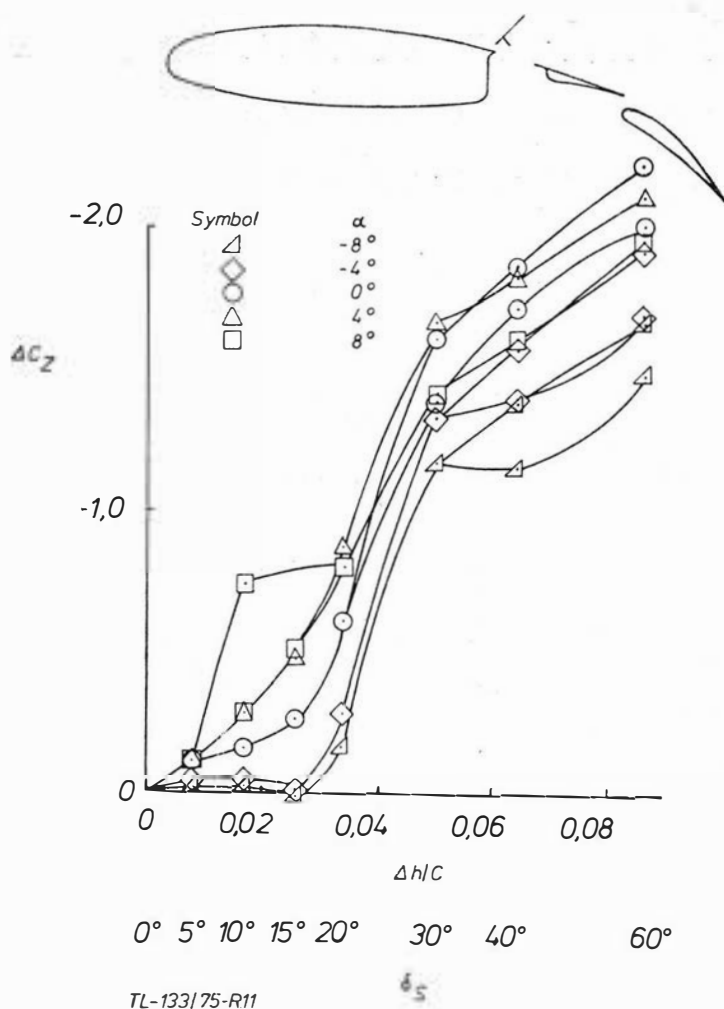
Rys. 7. Wykresy skuteczności spoileru o profilu trójkątnym



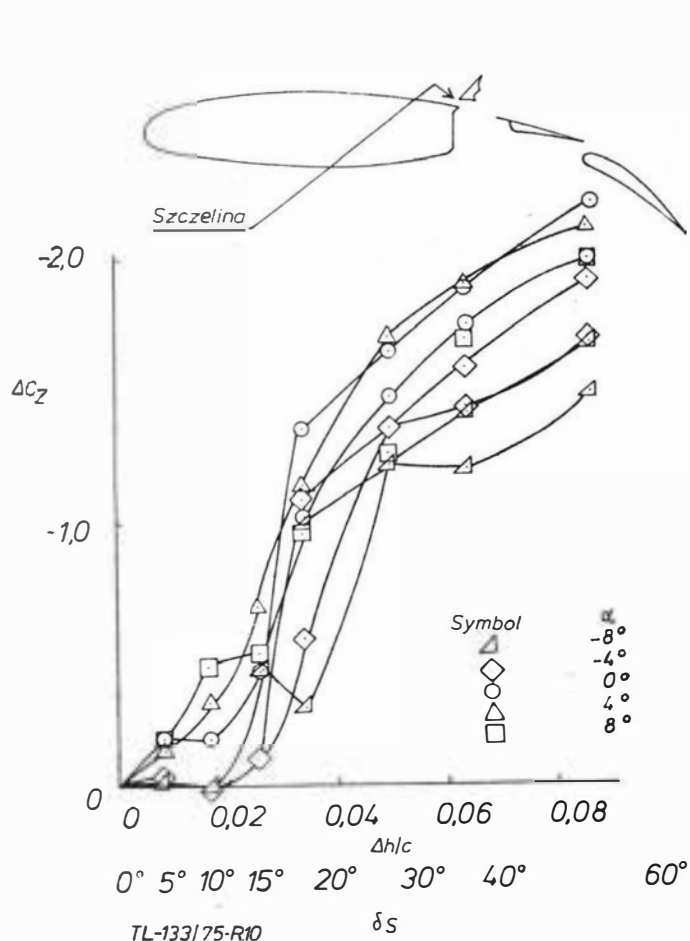
Rys. 8. Wykresy skuteczności spoileru o profilu trójkątnym z płytką ustalającą



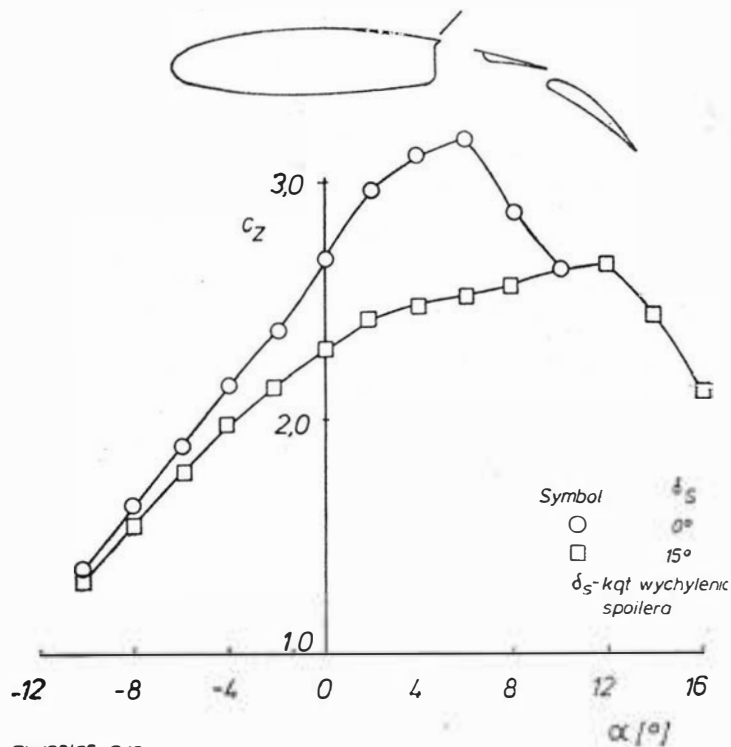
Rys. 9. Wykresy skuteczności spoileru płytowego (grubego)



Rys. 11. Wykresy skuteczności spoileru o profilu trójkowym



Rys. 10. Wykresy skuteczności spoileru typu MU-2; szczelina 15%



Rys. 12. Wpływ spoileru płytowego na charakterystykę profilu z kłapą i kierownicą

Opracował R.S. na podstawie W. H. Wentz, H. C. Seetharam, J. T. Calhoun: Wind Tunnel and Flight Development of Spoilers for General Aviation Aircraft SAE nr 750523

WCT/203/K/75

Pomiary tensometryczne w przemysłowych próbach wytrzymałościowych (uwagi praktyczne)

Mgr BRONISŁAW MYCIELSKI
Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego — Mielec

Użycie tensometrów oporowych w celu wyznaczenia obciążeń i naprężeń w trakcie prób przemysłowych samolotu i jego zespołów. Wady i zalety metody.

Do prób przemysłowych samolotu, to znaczy prób stanowiących etap uruchomienia lub kontroli produkcji, w których zwykle dokonuje się pomiarów tensometrycznych, należą głównie próby: statyczne, zmęczeniowe i w locie (w tym próby naziemne). Pomiary tensometryczne nie powinny być powodem zmiany warunków próby, podczas której są wykonywane. Przy ich wykonywaniu nie żądano więc innych lub dodatkowych cykli obciążeń, które nie byłyby stosowane w przypadku braku pomiarów tensometrycznych, ani też dodatkowych lotów, szczególnie w warunkach granicznych (np. lotów z maksymalną prędkością, lotu w celu osiągnięcia maksymalnego przeciążenia, zakreśtu na ziemi z minimalnym dopuszczalnym promieniem skreśtu itp.). Z tychże względów analizowano wpływ ciężaru aparatury i przewodów na wyniki prób.

Duży ciężar przewodów ze względu na liczbę punktów pomiarowych lub też na typ użytych przewodów powodował kłopoty z wyrównoważeniem w czasie próby statycznej. Mógłby on zniekształcić wyniki próby rezonansowej, tzn. próby wyznaczenia częstości drgań własnych zespołów, której to próbie zwykle był poddany egzemplarz samolotu do prób w locie.

Wymagania te spełniono między innymi poprzez wczesne opracowanie programu prób oraz zminimalizowanie liczby punktów z uwzględnieniem możliwości realizacji i przewidywanego wykorzystania otrzymanych wyników. Na egzemplarzu przeznaczonym do prób w locie wszystkie tensometry klejono w trakcie produkcji, co spowodowane było koniecznością przeprowadzenia przewodów wewnątrz konstrukcji samolotu, niedostępnością większości miejsc klejenia tensometrów w trakcie prób w locie (na samolocie zmontowanym) oraz koniecznością skalowania tensometrów na niezmontowanych elementach i zespołach samolotu.

Na zespołach do prób statycznych tensometry w procesie produkcji klejono tylko w tych miejscach, które były niedostępne w czasie prób. Klejenie tensometrów w procesie produkcji zorganizowano w sposób następujący:

1) opracowano plany rozmieszczenia tensometrów na badanych egzemplarzach przed rozpoczęciem opracowania technologii wykonania elementu;

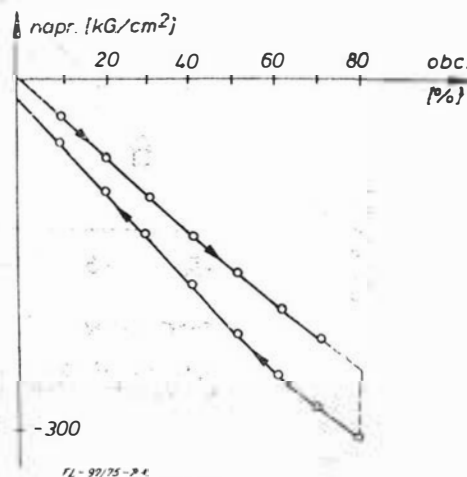
2) operacje umieszczenia instalacji tensometrycznej (klejenie, podłączenie przewodów, instalacja złącz itp.) wpiśywano do technologii wykonywania badanych egzemplarzy;

3) metodykę skalowania badanych egzemplarzy opracowywano przed montażem skalowanego zespołu na samolocie.

W próbach przy użyciu tensometrów wyznaczono obciążenia wewnętrzne: momenty gnące i skręcające przekrojów, siły w przekrojach oraz naprężenia rozciągające i tnące. Zaletą pomiaru obciążeń było to, że skalowania dokonywano na obiekcie badanym przy użyciu tych samych tensometrów, co w próbie, dzięki czemu błąd pomiaru obciążeń mógł być pominięty. Natomiast wadą pomiaru naprężeń było to, że skalowania dokonywano przy użyciu tensometrów umieszczonych na prostym elemencie, dla którego elementarnie można było wyliczyć wielkość naprężeń lub niekiedy skalowano przy użyciu wewnętrznej kalibracji aparatury. Takie sposoby skalowania naprężeń powodowały, że średni błąd pomiaru naprężeń szacowano na 30%, co stwierdzono dla tensometrów umieszczonych w tym samym miejscu na różnych egzemplarzach badanego zespołu samolotu. Dla prostych elementów (rozciąganych rur, prętów, kształtowników, bądź rozciąganych i zginanych płytek) maksymalna różnica dla ich różnych egzemplarzy nie przekraczała 5%.

Błąd pomiaru naprężeń można tłumaczyć:

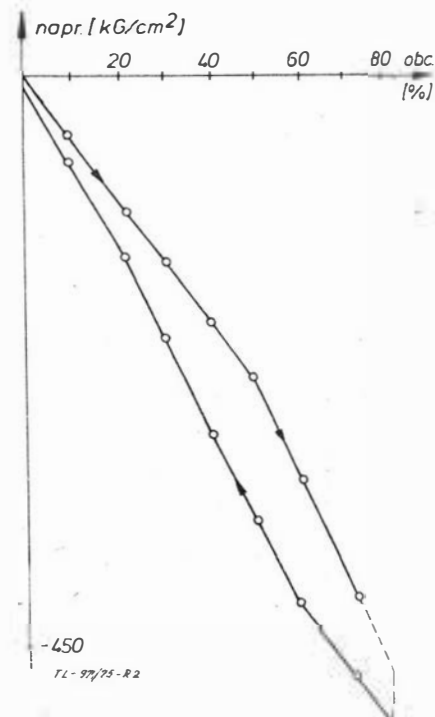
- niedokładnością klejenia tensometrów;
- różnicami własności mechanicznych materiału;
- dopuszczalnymi w technologii wykonania różnicami w wykonawstwie zespołu;



Rys. 1. Typowy przebieg naprężeń dla tensometrów umieszczonych na dźwigarach i podłużnicach

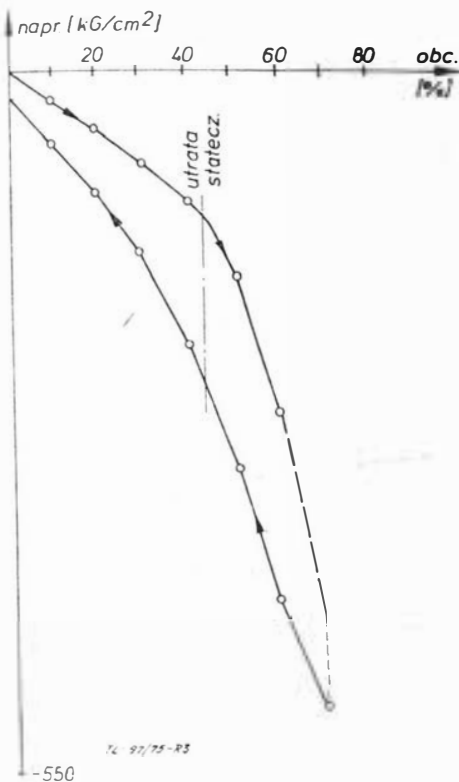
— niedokładnością przyłożonych obciążeń.

W celu otrzymania wielkości naprężeń obciążonych mniejszym błędem można umieszczać tensometry w sposób jak na rys. 5, łącząc tensometry w jeden mostek (rys. 5a); można też każdy z tensometrów włączyć w oddzielny mostek pomiarowy (rys. 5b) wybierając do analiz punkt o największych wychyleniach, ponieważ wiadomo, że tensometr uśrednia naprężenia na naklejonej powierzchni. Jest to szczególnie ważne w analizach zmęczeniowych, gdzie nawet niewielki błąd wartości naprężeń powoduje duży błąd w wyznaczaniu liczby cykli przy korzystaniu z krzywej zmęczenia. Niekiedy o wyborze między pomiarem obciążeń i naprężeń decydowały względy czysto organizacyjne, np. ponieważ możliwe było skalowanie punktów tensometrycznych przedniej części kadłuba na samolocie kompletnym, pozostałe dwa punkty pomiaru obciążeń, w tylnej części kadłuba, zamieniono również na punkty pomiaru naprężeń. W przeciwnym przypadku należałoby dla skalowania transportować kadłub z hali montażu na stoisko i po skalowaniu z powrotem na halę montażu. Ze względu na łatwość uszkodzenia tensometrów (zwykle już po naprawieniu pozostało ponad 10% tensometrów niesprawnych) przedsięwzięto następujące kroki:

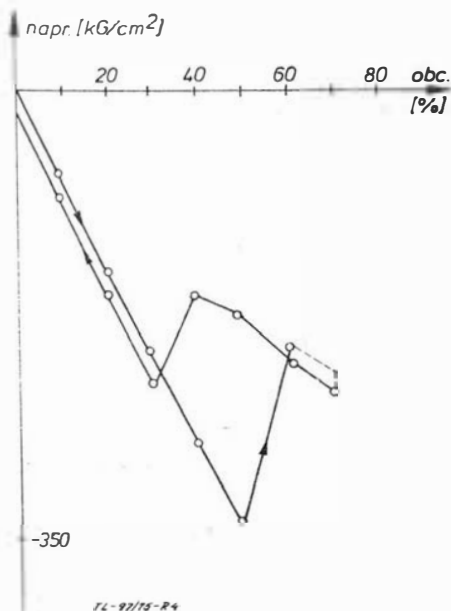


Rys. 2. Typowy przebieg naprężeń dla tensometrów umieszczonych na dźwigarach i podłużnicach

- W pobliżu tensometru właściwego umieszczano tensometry na wypadek uszkodzenia tensometru właściwego — dublery — które stosowano do pomiaru obciążeń i naprężeń. Dublerami były całe mostki tensometryczne lub tylko tensometry czynne dla miejsc dostępnych. Przewidywano je dla miejsc niedostępnych, zaś dla dostępnych tylko w przypadku pomiaru obciążeń, jeżeli w ten sposób przy uszkodzeniu tensometru właściwego unikano dodatkowego skalowania. Za dublery uważano niekiedy punkty umieszczone z lewej i prawej strony samolotu. Dublery dla miejsc dostępnych nie miały własnych przewodów, skalowano je przy pomocy innego egzemplarza przewodu z zachowaniem typu przewodu i w przybliżeniu jego długości.



Rys. 3. Typowy przebieg naprężeń w podłużnicy sprężystość tracącej stateczność



Rys. 4. Przykład utraty stateczności pokrycia

- W przypadku możliwości wyboru umieszczono tensometry w miejscach dostępnych w czasie prób.

- Unikano układów pomiarowych pojedynczych mostków lub zespołów mostków o dużej liczbie tensometrów (np. 10). W przypadku sprawdzania hipotezy należałoby mierzyć jednocześnie pełnymi mostkami w zamkniętym kesonie skrzydła trzy składowe momentu i dwie składowe siły; ponieważ liczba tensometrów wynosiłaby $5 \times 4 = 20$; ze sprawdzenia hipotezy zrezygnowano.

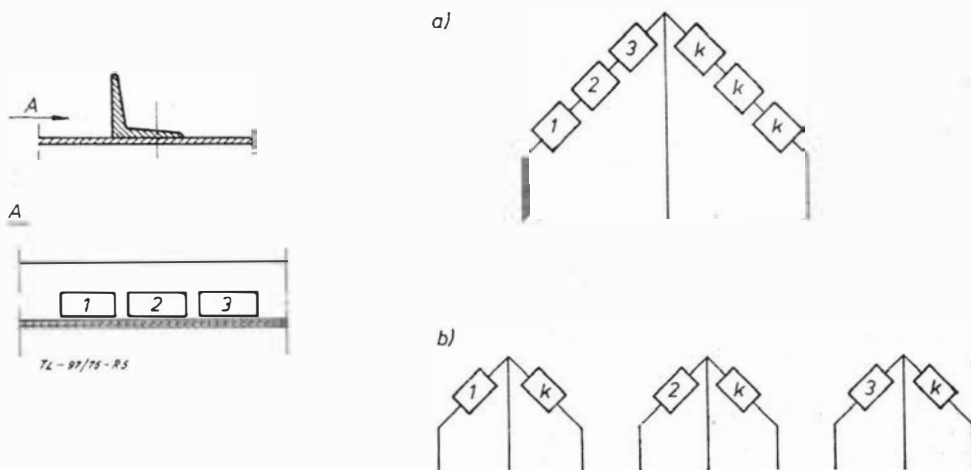
- Unikano klejenia tensometrów na pokryciu (szczególnie w pomiarach w locie) ze względu na częste (ponad 40% miejsc) występowanie efektu zamocowań. Dotyczy to pokryw cienkich ($0,4 \div 0,6$ mm). W takim przypadku wykres wymaga linearyzacji, co było praktycznie niemożliwe przy zapisie na oscylografie.

W próbach statycznych mierzono wyłącznie naprężenia. Obciążeń nie mierzono ze względu na znane (przykładane) obciążenia próby oraz brak wymagania pomiaru obciążeń przez odbiorcę. Celem pomiarów naprężeń

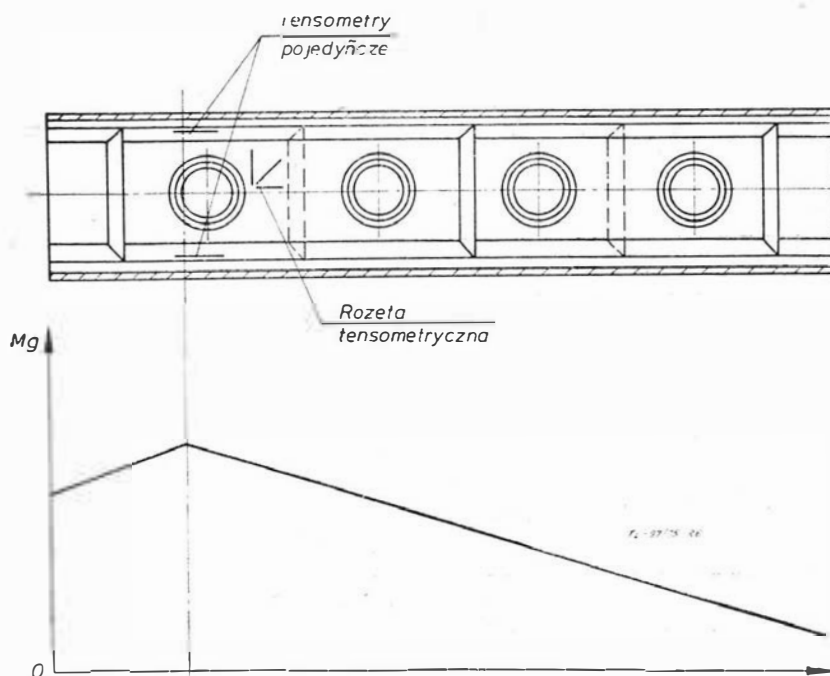
było potwierdzenie przeprowadzonych obliczeń wytrzymałościowych.

Umieszczano pojedyncze tensometry przede wszystkim na pasach dźwigarów (w sposób jak na rys. 6) i podłużnicach (rys. 5) oraz rozety tensometryczne — przede wszystkim na ściankach dźwigarów. Unikano miejsc koncentracji naprężeń, ponieważ celem było potwierdzenie obliczeń, w których koncentracji nie uwzględniano. Tensometry umieszczono w miejscach maksymalnych momentów gnących (rys. 6).

Ponieważ badane zespoły poddawane były zwykle kolejno kilku różnym obciążeniom, w których rozkłady momentów były różne, naturalne było podłączanie dla różnych przypadków obciążeń różnych zestawów tensometrów. W próbach statycznych stosowano tensometry o bazie 10 mm, typu RL120/10, klejone klejem celulozowym. Pomiarów dokonywano przy użyciu typowego zestawu 100-punktowego do pomiarów statycznych firmy Hottinger z zapisem cyfrowym wyników przez drukarkę. W celu zmniejszenia pracochłonności (zwykle mierzono w ponad

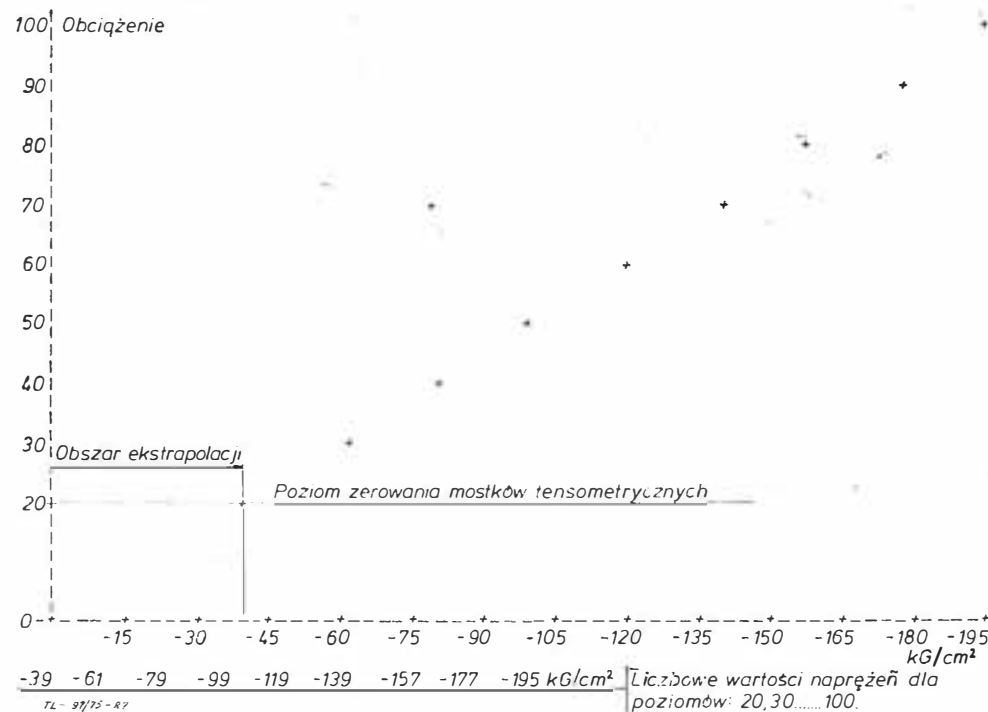


Rys. 5. Sposoby umieszczania tensometrów



Rys. 6. Przykład umieszczenia tensometrów na pasie dźwigara w miejscu maksymalnego momentu zginającego

Rys. 7. Przykład wyników obliczeń dokonanych na EMC



60 punktach) do opracowania wyników użyto maszyny cyfrowej ODRA 1204. Przy użyciu programu wykonywano następujące czynności:

- obliczano dla rozet maksymalne pod względem wartości bezwzględnej naprężenia główne, maksymalne naprężenia tnące oraz kąt pomiędzy kierunkiem naprężeń głównych, a kierunkiem tensometru nr 1; obliczeń dokonano zgodnie z [4];

- ekstrapolowano wyniki pomiarów do zera od poziomu niwelacji, np. 20%; ze względu na wymagania zawarte w programach próby statycznej zerowanie odbywało się na poziomie niwelacji, tj. na poziomie od 10÷35% obciążeniowych obciążeń dopuszczalnych;

- kreślono wykresy naprężeń w funkcji obciążeń;

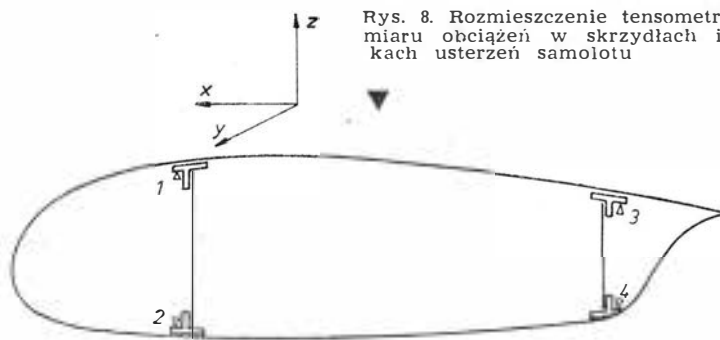
- ujmowano otrzymane wyniki w tabeli zbiorczej.

Przykład wyników obliczeń na EMC zamieszczono na rys. 7. Na rysunkach 1÷4 przedstawiono typowe przebiegi

naprężeń w funkcji obciążeń - otrzymane w czasie prób statycznych zespołów samolotów (strzałki oznaczają kierunek dokonywanych pomiarów). Przedstawiono wykresy wybrane po przeanalizowaniu około 6000 wykresów (ok. 2000 miejsc pomiarowych dla zwykle ponad trzech przypadków obciążeń). Charakterystyczna sprężysta pozostałość widoczna na wykresach ginęła przy natępnym cyklu obciążeń. Sprężystą pozostałość stwierdzono w pomiarach naprężeń i w czasie skalowań punktów pomiarów obciążeń dla ponad 70% punktów. Pomiarów zwykle dokonywano przy wzrastaniu obciążenia, a jednocześnie w celach eksperymentalnych przy wzrastaniu i opadaniu obciążenia.

Celem dokonywania pomiarów tensometrycznych w locie było:

- potwierdzenie wyników obliczeń obciążeń zespołów samolotu w granicznych warunkach lotu;
- potwierdzenie obliczeń obciążeń zespołów samolotu przy dokonywaniu przeciążeń o różnej wielkości;
- wyznaczenie powtarzalności obciążeń przy manewrach, kołowaniu i podczas lotów w burzliwej atmosfere



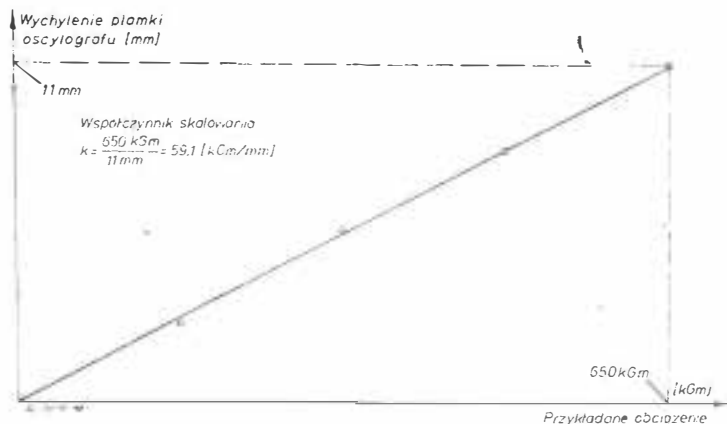
Rys. 8. Rozmieszczenie tensometrów do pomiaru obciążeń w skrzydłach i statecznikach ustereżeń samolotu

Wielkość mierzona	a	b	c	d
Moment M_z	1	3	2	4
Siła P_y tylnego dźwigar skrzydła	3	k3	4	k4
Moment M_y	1	2	4	3
Moment M_x	1	2	3	4

(Ze względu na wprowadzenie siły P_y wyłącznie na tylny dźwigar skrzydła)

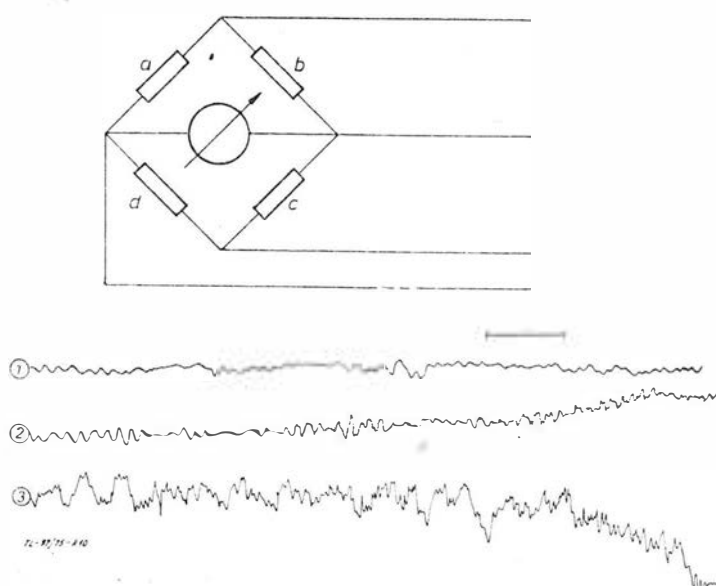
Moment M_x przedniego dźwigara	1	2	k2	k1
Moment M_x tylnego dźwigara	3	4	k4	k3

lub
w przypadku wprowadzenia
znaczących P_z na jeden z dźwigarów



Rys. 9. Przykład wykresu skalowania

Rys. 10. Typowe przebiegi zarejestrowane w locie: 1 — moment zginający skrzydło w locie poziomym, 2 — moment zginający skrzydło w czasie startu samolotu, 3 — siła pionowa działająca na podwozie w czasie startu samolotu



rze w celu umożliwienia prób resursowych (zmęczenia) całego samolotu, jego zespołów i węzłów.

Użycie metody tensometrycznej dla wyznaczenia powtarzalności było również wymaganiem odbiorcy. W związku z tak postawionymi wymaganiami mierzono wyłącznie obciążenia w sposób jak na rys. 8 (zgodnie z [1], [2], [3]) dla około 200 punktów. Pomiar naprężeń może być dokonywany w następujących przypadkach:

— jak np. przedstawionego wyżej kadłuba;

— dokonywania pomiarów tensometrycznych na prostym elemencie konstrukcji, gdzie obciążenie może być wyznaczone z naprężeń w sposób elementarny;

— w przypadku szczególnych wymagań odbiorcy lub konstruktora, np. często na skrzydle pomimo pomiaru obciążeń dokonuje się pomiaru naprężeń w pasach dźwigarów skrzydeł.

Skalowania punktów pomiaru obciążeń dokonywano poprzez statyczne obciążenia maksymalnie do 40% obliczeniowych obciążeń niszczących. Organizacyjnie rozwiązano to w ten sposób, że opracowywano jak wspomniano wyżej metodykę skalowania, zawierającą wykaz elementów podlegających skalowaniu, schematy obciążeń i mocowań oraz wielkości obciążeń stanowiące 40% obliczeniowych obciążeń niszczących. Przykład wykresu skalowania przedstawiono na rys. 9. Typowe zarejestrowane przebiegi przedstawiono na rys. 10.

Pomiarów dokonywano przy użyciu oscylografów K20-22 produkcji ZSRR, z bezpośrednim wejściem (bez wzmacniania) na czułe pętlice. Do pomiarów w locie używano tensometrów o bazie 10 mm typu RL120/10 klejonych klejem cjakrin produkcji ZSRR.

Metody opracowywania wyników ze względu na obszerność materiału zo-

staną omówione w osobnym artykule, podobnie jak zastosowanie tensometrii w próbach zmęczenia. Opisane wyżej użycie tensometrów oporowych zdało egzamin i może być uważane za jedną z metod wyznaczenia obciążeń i naprężeń do stosowania na skalę przemysłową w próbach fabrycznych.

LITERATURA

1. FREUDENTHAL: Ustalość samolotnych konstrukcji.
2. GUDKOW, LESZAKOW: Wnesenie nagruzki i procznosti letatielnykh apparatow. Oborongiz. Moskwa 1963.
3. GUDKOW, LESZAKOW: Metody i tehnika letnykh ispytaniy samoletow na procznost. Moskwa 1972 Maszinostroyenie.
4. Z. ROLIŃSKI: Zarys elektrycznej tensometrii oporowej. Wyd. II. Warszawa 1966 WNT.

RYSZARD KOSIOŁ

Cechy ilościowe i jakościowe kalkulatorów „kieszonkowych”, ich możliwości oraz przykłady posługiwania się nimi.

Zaledwie kilka lat temu kalkulatory kieszonkowe robiły furorę. Były to początkowo o małych gabarytach, lekkie arytmometry czterodziałaniowe oparte na zdobyczach ówczesnej techniki elektronicznej. Postęp w dziedzinach wytwarzania układów scalonych, ich miniaturyzacji i obniżce kosztów produkcji sprawił, że w ciągu kilku zaledwie lat na rynkach pojawiły się miliony różnych kalkulatorów „kieszonkowych” kilkudziesięciu typów, o różnych cechach użytkowych, różnym przeznaczeniu i oczywiście różnych cenach. Za ich pomocą dokonuje się obliczeń co najmniej pięć razy szybciej niż używając mechanicznych maszyn liczących. Czas samego „liczenia” jest krótszy od 1 s, a w przypadku prostych sekwencji nie trwa nawet 0,1 s.

W styczniu 1972 r. Hewlett-Packard wypuścił na rynek pierwszy kalkulator naukowy HP-35 z podstawowymi funkcjami matematycznymi. Początkowa, wysoka cena 400 \$ została po wypuszczeniu nowego modelu HP-45 obniżona do 300 \$, a obecnie kalkulator HP-35 kupuje się za 225 \$.

Dalsze udoskonalenia wprowadzone do elektroniki kalkulatora przez Rockwell International, zastosowane również przez inne firmy, pozwoliły wydawnie powiększyć liczbę funkcji matematycznych, rejestrów pamięci i kla-

wiszy czynnościowych, przy zachowaniu dotychczasowych wymiarów i ciężaru kalkulatora. Aby uniknąć nadmiernego zagęszczenia klawiatury, poszczególnym klawiszom przypisano podwójną rolę. Obok kalkulatorów ogólnego przeznaczenia na rynku pojawiły się również modele specjalistyczne, jak np. do celów nawigacji powietrznej lub morskiej itp.

Najlepsze współczesne minikalkulatory naukowe, ważące zaledwie ponad 300 g, mają układ elektroniczny składający się z 12 układów LSI (large-scale-integration — integracja wielkoskalowa) spełniających rolę 75 000 tranzystorów, pomieszczonych łącznie z klawiaturą, ekranem i baterią w obudowie o wymiarach 152 × 81 × 33 mm (HP-65).

W miarę jak maleją ceny minikalkulatorów i rośnie ich popularność, wybór właściwszego dla danej pracy modelu nie jest — wbrew pozorom — sprawą prostą. Chociaż cena na ogół odpowiada wartości, to użyteczność poszczególnych typów kalkulatorów może być w konkretnym zastosowaniu różna. Cena kalkulatora zależy na ogół od ilości spełnianych przezeń funkcji i od jego charakterystyki operacyjnej. Często mimo różnego wyglądu zewnętrznego i różnej nazwy firmowej de facto spełniają one te same funkcje, cechuje je identyczna charakterystyka operacyjna, mają bowiem identyczne zespoły elektroniczne, a nierzadko pochodzą nawet od tego samego producenta.

Pomocą w dokonaniu wyboru właściwszego dla określonych potrzeb modelu może być lista kontrolna obejmująca

ważniejsze cechy ilościowe i jakościowe kalkulatorów i następnie porównanie ich z przewidywanymi potrzebami.

Oto przykładowe zestawienie takich cech:

1. System operacyjny: a) odwrotny (P) — tzw. „polski”, b) algebraiczny zwykły (A), c) algebraiczny z hierarchią (H), d) ilość nawiasów.

2. Ekran: a) oświetlenie (diodowe LED, gazowe LGD), b) wielkość cyfr, c) czytelność cyfr, d) pojemność (ilość cyfr), e) sygnalizacja błędu logicznego.

3. Klawiatura: a) ilość klawiszy, b) ilość wariantów ich użycia, c) czytelność oznaczeń, d) rozstawienie (poręczność) klawiszy, e) kontrola wejścia.

4. Funkcje przestępne (transcendentalne): a) trygonometryczne (sin, cos, tg), b) odwrotne do trygonometrycznych (arc), c) logarytmiczne (ln, log), d) hiperboliczne (hyp), e) wykładnicze (a^x (y^x), $1/x$, $1/y$, e^x), f) stałe matematyczne (e, π), g) dokładność funkcji.

5. Funkcje konwencjonalne, czynności: a) odwrotność ($1/x$, x^{-1}), b) kwadrat (x^2), c) silnia ($x!$), d) procent (%), e) przyrost procentowy ($\Delta\%$), f) wyodrębnienie liczby całkowitej lub ułamek dziesiętny (INT), g) zaokrąglenie w dół i w górę ($R\downarrow\uparrow$), h) zamiana miar metrycznych na inne (cm/inch, g/p, itp.), i) zamiana stopni na radiany i odwrotnie (R/D, D/R), j) zamiana dziesiętnych stopni (godzin) na

Minikalkulatory

min i s oraz odwrotnie (D.MS→, ←D.MS), k) zamiana współrzędnych biegunowych na prostokątne i odwrotnie (P/R).

6. Zapis: a) zwykły, b) naukowy (EE), c) wybór zapisu (system miar, stopnie z dziesiętnymi — DEG, radiany — RAD, stopnie (godziny) z min i s — GRD).

7. Pamięć: a) mnożnika i dzielnika, b) sumująca w systemie dziesiętnym (ST), c) sumująca stopnie (godziny), min, s (D.MS±), d) rejestrowa (liczba rejestrów), e) programująca (wewnętrzna, zewnętrzna).

8. Zasilanie: a) wewnętrzne (baterie, akumulatory), b) zewnętrzne (zasilanie, ładowanie akumulatorów).

System operacyjny

Wszystkie kalkulatory wykonują podstawowe działania arytmetyczne — dodawanie, odejmowanie, mnożenie i dzielenie — w jednym z trzech systemów: odwrotnym, algebraicznym zwykłym i algebraicznym z hierarchią.

W zapisie odwrotnym pierwsza liczba jest wprowadzana do kalkulatora przez naciśnięcie klawisza (lub paru klawiszy) z odpowiednią cyfrą, po czym musi być naciśnięty klawisz wejścia *Enter* (*Save*). W niektórych modelach tę samą rolę spełnia klawisz „+”. Następnie wprowadzamy drugą liczbę i naciskamy klawisz odpowiedniego działania „+”, „-”, „x” lub „÷”. Wynik działania ukaże się na ekranie.

Dla przykładu działania 8×4 wymaga naciśnięcia następujący klawiszy:

8, *Enter*, *Save* lub + (na ekranie: 8);
4, X (na ekranie: 32.).

Wynik 32 jest utrwalony do dalszej operacji i może na nim być dokonane następne działanie, np.:

2 ÷ (na ekranie: 16.).

System ten, chociaż nieco trudniejszy od pozostałych (szczególnie dla tych, którzy nie mieli do czynienia z techniką komputerową) wymaga początkowo niewielkiego napięcia uwagi. Po nabyciu wprawy system ten jest równie szybki jak inne.

W systemie algebraicznym zwykłym w obliczeniach prostych wprowadzanie liczb do kalkulatora odbywa się w identycznym porządku, jak wygląda zapis:

8 (na ekranie: 8);
x (na ekranie: 8.);
4 (na ekranie: 4);
= (na ekranie: 32.).

Jeśli jednak mamy do czynienia z wyrażeniem bardziej złożonym, jak np. $5 + 6 \div 2$, to w systemie tym operacja liczenia musi być przeprowadzona następująco:

6 ÷ (na ekranie: 6.);
2 (na ekranie: 2);
+ (na ekranie: 3.);
5 (na ekranie: 5);
= (na ekranie: 8.).

Nieprzedstawienie działań zgodnie z ich hierarchią w systemie algebraicznym prostym da w rezultacie nieprawidłowy wynik wynoszący w tym przypadku 5,5.

Ta sama operacja w systemie algebraicznym z hierarchią nie wymaga przestawiania działań, gdyż hierarchii działań dokonuje sam kalkulator automatycznie. Tak więc przykładowe wyrażenie w systemie algebraicznym z hierarchią wymagać będzie następujących czynności operacyjnych:

5 + (na ekranie: 5.);
6 ÷ (na ekranie: 6.);
2 (na ekranie: 2);
= (na ekranie: 8.).

Kropka widoczna za liczbą ukazującą się w ekranie oznacza, że naciśnięty został klawisz „.”, „=” lub jeden z klawiszy oznaczających komendę.

W kalkulatorach naukowych dużą pomoc ułatwiającą wprowadzanie do kalkulatora danych stanowią klawisze oznaczające nawias. W kalkulatorach dysponujących chociaż jednym klawiszem *nawias* wyraźnie, jak np. $(31 + 50)^{0,5} - 2$, można w systemie algebraicznym z hierarchią wprowadzić identycznie tak, jak jest zapisane. Bez nawiasu to samo obliczenie musi być wykonane następująco:

31 + (na ekranie: 31.);
50 = yx (na ekranie: 81.);
0,25 = (na ekranie: 3.);
2 = (na ekranie: 1.).

Najlepsze i najdroższe zarazem kalkulatory pozwalają na mieszanie działań arytmetycznych z funkcjami. Pozwala to na liczenie takich wyrażeń, jak np.:

$$y = \log \left(2 + \cos \frac{1}{e} \right) : \operatorname{tg} 81$$

bez łamania zapisu lub zmiany porządku.

Ekran

Większość kalkulatorów jest wyposażona w diodowe oświetlenie ekranu (Light Emission Diode — diody świecące). Tylko niektóre droższe modele mają oświetlenie gazowe (Gas Discharge). Cyfry mogą być znaczone kropkami lub kreskami. Wielkość cyfr zależy na ogół od pojemności ekranu, a więc od liczby cyfr, jaką może pomieścić. W droższych kalkulatorach liczba cyfr mieszczących się na ekranie sięga dziesięciu.

Ważną, aczkolwiek subiektywną cechą ekranu jest jego czytelność. Powinna ona być dobra w każdych warunkach oświetleniowych — nawet w słońcu — i pod różnymi kątami patrzenia. Ekran nie powinien męczyć oczu rodzajem światła lub kształtem i wielkością cyfr. Niektóre kalkulatory mają również sygnalizację przepełnienia (np. kropka z lewej strony), sygnalizację włączenia pamięci (kropka z prawej strony) oraz sygnalizację błędu logicznego (miganie). Ostatni z wymienionych efektów wystąpi zarówno w przypadku przepełnienia, jak i np. po operacji „arc”, „sin”, „1,5”. Najnowsze modele kalkulatorów Hewlett-Packars wyświetlają w tym przypadku słowo *ERROR* (BŁĄD).

Klawiatura

Liczba klawiszy waha się od niezbędniejszej w najprostszych działaniach arytmetycznych 16 do kilkudziesięciu (SR50-45) klawiszy w kalkulatorach droższych.

Droższe kalkulatory mają ponadto dwa, trzy lub nawet cztery warianty użycia klawiszy, rozszerzające wydanie funkcje i operacyjność kalkulatora. Np. w HP-65 klawisz „5” po uprzednim naciśnięciu klawiszy *g*, *f* lub *f-1* oznacza odpowiednio y^x , $\cos$ lub $\operatorname{cosecans}$. Oznaczenia klawiszy powinny być wyraźne i czytelne. Odczyt klawiszy ułatwia ich różna barwa, jak i barwa poszczególnych oznaczeń. Klawisze muszą być odpowiedniego kształtu i wielkości, a ich rozstawienie powinno gwarantować swobodę i bezbłędne manipulowanie palcami. Najwygodniejszy (aczkolwiek często nieosiągalny) jest odstęp wynoszący dla cyfr 20 mm. Dla innych klawiszy odstęp może być mniejszy.

W droższych kalkulatorach wprowadzenie cyfry (funkcji lub komendy) może być kontrolowane bez spoglądania na ekran. W momencie wprowadzenia cyfry (zamknięcia odpowiedniego obwodu) pod naciskającym klawisz palcem wyczuwalne jest pokonanie małego oporu.

Funkcje przestępne

Funkcje trygonometryczne i logarytmiczne są o tyle ważne, że zastępują niewygodne, czasochłonne posługiwanie się tablicami matematycznymi i znakomicie ułatwiają obliczanie wyrażeń, w których funkcje te występują. Funkcje te mają jednak jedynie kalkulatory droższe, wyposażone w pamięć transcendentalną.

Aczkolwiek logarytmy są najczęściej używane jako pomoc w mnożeniu i potęgowaniu, co może być przy użyciu kalkulatora wykonane wprost, to niemniej funkcje logarytmiczne są bardzo potrzebne w niektórych typach obliczeń inżynierskich i wręcz niezastąpione przy wyliczaniu skal niektórych rodzajów wykresów.

Cheć odczytać na ekranie lub używać do dalszych obliczeń wartość funkcji trygonometrycznej lub logarytmicznej wystarczy wprowadzić do kalkulatora wartość zmiennej i nacisnąć klawisz danej funkcji *sin*, *cos*, *tg*, *ln*, *log*.

Zamierzając użyć funkcji hiperbolicznej musimy naciśnięcie klawisza funkcji poprzedzić naciśnięciem klawisza *hyp*. Podobnie funkcje odwrotne do trygonometrycznych odczytujemy uprzedzając użycie klawisza funkcji naciśnięciem klawisza *arc*.

Dla kalkulatorów dysponujących funkcjami transcendentalnymi istotną cechą jest ich dokładność. Zwykle droższe kalkulatory cechują niezaczne tylko błędy, których wielkość jest bez praktycznego znaczenia. Dokładność nie może być oczywiście większa od tej, jaką wyznacza pojemność ekranu. Najprostszym sposobem sprawdzenia dokładności, z jaką dany model

TABLICA. Charakterystyka niektórych minikalkulatorów (za podaniem „Elektronics” listopad 1974)

Model	Typ (model)	Rockwell 202 SR	Remington SS RB	Lowmar MX-100	Kingpoint SC-40	Scientific HP-35	Hawlett Packard HP-45	Hawlett Packard HP-65	Monroe 324	Monroe 326	CompuCorp 326	Texas Instrument SR-50	Texas Instrument SR-51	Commodore SR 1400	Casio FX-10	Sharp PC-1002	KeyStone 2050	Lloyd 999 Accumatic	Hewlett Packard Navigator	Airborn Navcom-1	Hewlett Packard HP 21	Hewlett Packard HP 55
Metoda liczenia		AP	AP	AP	AP	AP	0	0	AP	AP	AP	AH	AH	AP	AP	AP	AP	AP	0	0	0	0
Ilość nawiasów		10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e	10, e
Funkcje trygonometryczne		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Odwrotność funkcji trygonometrycznych		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Logarytmy		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Antylogarytmy		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
a^x		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
$1/x$		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
π		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Pierwiastek kwadratowy		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Pierwiastek		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Zamiana stopni/radiany		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Zamiana radianów/stopnie		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Zamiana współrz. pol/prostok.		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Funkcje hiperboliczne		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Zamiana st/min/s na dziesiętne		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Zamiana dziesiętnych na st/min/s		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Zamiana miar metrycznych		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Zapis zwykły, naukowy		Z	Z	Z	Z	Z	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N	N
Oświetlenie ekranu		G	G	G	G	G	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D	D
Bateria ładowana		tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak	tak
Liczba klawiszy		20	29	25	38	25	35	35	43	43	43	40	40	36	29	29	30	30	30	30	30	35
Zapis w stopniach, radianach		SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR	SR
Ilość cyfr mantysy, wykładnika		8/0	8/0	8/0	10/2	8/0	10/2	10/2	13/2	13/2	13/2	13/2	13/2	10/2	8/0	10/2	8/0	8/0	8/2	8/2	8/2	10/2
Ilość rejestrów pamięci		1	0	1	1	1	9	9	10	12	12	1	3	1	0	8	1	1	1	1	1	20
Ilość programów		nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie
Pamięć zewnętrzna — karty, taśma		nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie	nie
Cena orientacyjna w US \$		120	100	120	170	120	325	795	500	1200	1200	150	225	100	100	615	60	50	840	400	134	423

wyznacza na przykład funkcje trygonometryczne, jest wywołanie na ekranie wartości określonej funkcji, a następnie wywołanie funkcji odwrotnej. Jeżeli wynik takiej operacji jest identyczny jak wartość początkowa, to można wyciągnąć wniosek, że obie funkcje są wyznaczone dokładnie.

Jako wartość zmiennej początkowej najlepiej przyjąć bardzo mały kąt wymierny np. w tysięcznych stopnia. Ponadto przy sprawdzaniu dokładności funkcji trygonometrycznych należy skontrolować, czy np. $\sin(30^\circ) = \sin(150^\circ) = \cos(300^\circ)$. Sprawdzić również można, czy np. $\sin(360030^\circ) = \sin(30^\circ)$ oraz czy znaki funkcji są prawidłowe dla poszczególnych ćwiartek, a także dla kątów ujemnych.

Sprawdzenie dokładności funkcji logarytmicznych odbywa się również poprzez wyznaczenie funkcji odwrotnych. Szczególnie dokładnie powinniśmy sprawdzić dokładność w otoczeniu liczby dwa, powiedzmy w przedziale 1.95—2.05. Niektóre kalkulatory w tym właśnie przedziale cechują znaczne błędy. Często niedokładności występują również w okolicy cyfry 1. Metoda log antilog nie zawsze daje w tym przypadku dobry rezultat. Dlatego lepiej posłużyć się tablicami matematycznymi lub tabelą:

1.1	$\ln 9.53101798043247 \times 10^{-2}$
1.01	$9.95033085316808 \times 10^{-3}$
1.001	$9.99500333083532 \times 10^{-4}$
1.0001	$9.99950003333083 \times 10^{-5}$
1.00001	$9.99995000033333 \times 10^{-6}$
0.9	$1.05360515657826 \times 10^{-1}$
0.99	$1.00503358535014 \times 10^{-2}$
0.999	$1.00050033358353 \times 10^{-3}$
0.9999	$1.00005000333358 \times 10^{-4}$
0.99999	$1.00000500003333 \times 10^{-5}$

Decydując się na wybór określonego typu kalkulatora należy sprawdzić w opisie - instrukcji użytkownika, jaką dokładność zapewnia mu producent.

Równie często jak funkcje trygonometryczne i logarytmiczne są w użyciu także funkcje wykładnicze a^x , często kryjące się pod klawiszem y^x . Funkcje wykładnicze można obliczyć oczywiście przy pomocy logarytmów, ale jest to sposób niezbyt wygodny, wymagający wykonania kilku operacji. Często ku wygodzie użytkownika droższe kalkulatory są wyposażone w szczególne postacie funkcji wykładniczej, jak $x^{1/2}$, $y^{1/x}$, e^x itp. Funkcja e^x pozwala m.in. szybko wyznaczyć antylogarytmy naturalne. Wiele kalkulatorów ma ponadto często używany w inżynierii klawisz stałej π . Kalkulatory przeznaczone do obliczeń inżynierskich powinny zawierać funkcje przestępne.

Funkcje konwencjonalne

Liczba tych funkcji bywa w różnych kalkulatorach mniej lub bardziej liczna. Wszystkie kalkulatory umożliwiają wykonywanie czterech podstawowych działań arytmetycznych. Na ogół im droższy model, tym więcej ma funkcji.

Funkcja $1/x$ lub x^{-1} pozwala szybko wyznaczyć odwrotność dowolnej liczby, w tym również odwrotność

funkcji transcendentálnych. Funkcja ta jest równie¿ niezbędna w obliczeniu wartości wyrażeń ułamkowych w rodzaju $1/(1/5+1/2)$. Bez klawisza $1/x$ trzeba by wyrażenie to najpierw przekształcić do postaci dla kalkulatora bardziej logicznej, a potem wyliczyć najpierw mianownik, a w końcu licznik i ostateczny wynik. Funkcja wykładnicza a^{-1} lub y^{-1} jest oczywiście wyznaczalna tylko dla a lub y większych lub równych zeru.

Klawisz x^2 podnosi na ogół do kwadratu zarówno liczby większe, jak i mniejsze od zera. Funkcja ta, chociaż nie tak ważna jak $1/x$, jest jednak powszechna we wszystkich kalkulatorach naukowych a jej użyteczność jest bezsporna przy wyliczaniu sum kwadratów. Warto przypomnieć, że funkcja wykładnicza a^2 lub y^2 jest wyznaczalna tylko dla a lub y większych od zera (lub równych zeru).

Występująca często (szczególnie w kombinatoryce) silnia jest łatwa do wyliczenia przy pomocy klawisza $x!$. Kalkulator naukowy z dziesięciocyfrową mantysą i dwucyfrowym wykładnikiem pozwala wyznaczyć silnię liczb naturalnych mniejszych od 70.

W wyliczeniach, szczególnie ekonomicznych, szerokie zastosowanie znajdują klawisze $\%$ i $\Delta\%$. Pozwalają one na szybkie wyliczenie wartości względnych oraz na bezpośrednie operowanie np. stopą procentową, przyrostami względnymi itp.

Przyciśnięciem odpowiednich klawiszy można równie¿ w niektórych modelach wywoływać na ekranie wynik tylko w liczbie całkowitej, do dowolnego miejsca po przecinku lub tylko ułamek dziesiętny, a także zaokrąglić wynik w dół lub w górę. Cechy te, aczkolwiek ułatwiają niektóre prace, można jednak w gruncie rzeczy uznać za rodzaj zbędnego luksusu.

Niektóre spośród droższych kalkulatorów mają dodatkowo możliwość szybkiej zamiany miar c.g.s. na miary angielskie lub amerykańskie (i odwrotnie). Cechy te są na ogół zbędne, chyba że użytkownik musi równocześnie operować różnymi systemami miar.

Wiele droższych kalkulatorów ma ponadto możliwości bezpośredniego dokonywania zamian następujących miar:

— stopni na radiany i (lub) odwrotnie;

— dziesiętnych stopni (godzin) na minuty i sekundy oraz (lub) odwrotnie;

— współrzędnych prostokątnych na biegunowe i (lub) odwrotnie.

Wszystkie te cechy mogą być w określonych warunkach przydatne. Najczęściej jednak, przede wszystkim w obliczeniach z dziedziny transportu, potrzebna jest zamiana dziesiętnych stopni i godzin na minuty i sekundy, a także wspomniana wcześniej możliwość sumowania godzin (stopni), minut i sekund.

Na ogół wszystkie kalkulatory mianują funkcje odwrotne do trygonometrycznych w stopniach. Jeżeli kalkulator nie jest wyposażony w klawisz zamiany stopni na radiany, to aby odczytać wynik w radianach, trzeba wykonać dodatkowe czynności mnożenia przez π i dzielenia przez 180.

Jeżeli kalkulator będzie używany do obliczania wektorów lub liczb zespolonych, łatwa zamiana współrzędnych biegunowych na prostokątne przy użyciu jednego klawisza jest bardzo cenna, bo pozwala uniknąć kłopotliwego mnożenia wartości promienia przez $\sin$ i $\cos$ kąta. Zamiana współrzędnych prostokątnych na biegunowe pozwala stwierdzić, jakie są znaki współrzędnych prostokątnych dla określenia ćwiartki, w której wektor jest usytuowany. W innej metodzie znak musi być odczytany z czynności kontrolnej polegającej na odczytaniu wartości $\arctg$.

Zapis

W zasadzie rozróżniamy dwa rodzaje zapisu: zwykły i naukowy. W zapisie naukowym na ogół dwie ostatnie cyfry ekranu stanowią wykładnik potęgi liczby 10, a wszystkie inne cyfry znajdujące się po lewej stronie wykładnika i jego znaku stanowią dodatnią lub ujemną (—) mantysę 8, 10 lub nawet 12 cyfrową. Dwucyfrowy wykładnik może przyjmować wartości od -99 do $+99$. W zapisie naukowym, pozwalającym wykonywać działania na liczbach bardzo wielkich i bardzo małych, zapis 5568, 2102 przyjmie na ekranie postać 55682102.—0,4. Kalkulatory przystosowane do zapisu zwykłego i naukowego w zakresie działań, których wynik nie przekracza pojemności ekranu w części odnoszącej się do mantysy, uwidoczniają wynik w zapisie zwykłym. Jeżeli jednak wynik działania przekracza pojemność mantysy, kalkulator automatycznie uwidoczni go na ekranie w postaci naukowej. Kalkulatory takie posiadają równie¿ klawisz EE (Exponent Enter) umożliwiający wprowadzenie liczby od razu w zapisie naukowym i dokonywanie na niej działań liczbami wprowadzonymi zarówno w zapisie zwykłym, jak i naukowym.

Niewygodne w użyciu są takie kalkulatory, które dysponują wyłącznie zapisem naukowym. Większość czasu liczenia pochłaniają bowiem czynności operacyjne, które w takim przypadku są nieraz zupełnie niepotrzebnie czasochłonne. Modele pozwalające na wybór zapisu kąta w radianach i stopniach albo zapisu w różnych systemach miar itp. mają dodatkowe klawisze lub przełączniki sterujące rodzajem zapisu.

Dla oszczędzenia liczby klawiszy niektóre tanie kalkulatory mają tylko klawisz odejmowania „—”. Może to doprowadzić do pomyłek, szczególnie przy odejmowaniu liczb ujemnych. Najwygodniejszy sposób wprowadzania liczb ujemnych jest możliwy wówczas, gdy kalkulator posiada klawisz „+/-”.

Pamięć

Najtańsze kalkulatory nie są wyposażone w pamięć elektroniczną. Średniej klasy kalkulatory wyposażone są na ogół w pamięć sumującą, a czasami także zapamiętują mnożnik i dzielnik. Ta ostatnia cecha jest ważna, jeżeli np. dokonujemy działań kolumnowych ze stałymi współczynnikami.

Kalkulatory droższe wyposażone są na ogół w pamięć wielowarstwową, pozwalającą na wprowadzenie, utrwalenie i wywoływanie kilku liczb, a ponadto na sumowanie poszczególnych wyników operacyjnych, przy ciągach obliczeniowych. Cechą godną uwagi jest także sposób wprowadzania danych do pamięci i sposób ich wywoływania na ekran. W przypadku pamięci jednowarstwowej kalkulator jest wyposażony w klawisze STO i RCL . Pierwszy powoduje wprowadzenie, a drugi wywołanie. Czasami klawisz STO jest zastąpiony specjalnym przełącznikiem M (on, off), a klawisz RCL jest oznaczony RM (recall memory). Kalkulatory takie mają z reguły tylko pamięć sumującą i użycie klawisza RM powoduje wymazanie pamięci. Takie modele nadają się do rachunków, a nie do celów naukowych.

Kalkulatory droższe z pamięcią wielowarstwową posiadają odpowiednią do liczby warstw liczbę klawiszy STO i RCL lub po naciśnięciu klawisza STO albo RCL trzeba nacisnąć klawisz cyfry odpowiadającej numerowi warstwy.

W najdroższych kalkulatorach do magnetycznej pamięci taśmowej lub magnetycznej płytkowej może być wprowadzony cały program. Niektóre firmy oferują także taśmy i płytki pamięci magnetycznej, na których są zaprogramowane typowe dla określonych dziedzin działania lub działania zapożyczone specjalnie przez użytkownika (biblioteka programów). W takich kalkulatorach po wprowadzeniu odpowiednich danych program działań jest uruchamiany klawiszem go lub $start$. Programowanie kalkulatora jest szczególnie użyteczne przy powtarzających się często obliczeniach tych samych sekwencji dla różnych zmian. Są to już mikrokomputery.

Zasilanie

Wszystkie kalkulatory są dostosowane do zasilania bateriami lub miniakumulatorami. Część spośród nich ma gniazdko dla zasilania zewnętrznego prądem niskiego napięcia, na ogół 6 V. Droższe kalkulatory, wyposażone w akumulatory, mają dodatkowe wyposażenie w postaci transformatora z prostownikiem, pozwalającego się podłączyć do sieci 115 lub 220 V. Wtyki zasilacza sieciowego mają kształt kołkowy lub ostrzowy. Ładowanie akumulatorów trwa 3÷4 h. Kalkulator taki może być równie¿ zasilany z sieci za pośrednictwem zasilacza. Baterie lub miniakumulatory umożliwiają 4÷÷6 godzinną nieprzerwaną pracę kalkulatora. Wyłączanie kalkulatora między poszczególnymi operacjami obliczeniowymi wydatnie wydłuża czas pracy baterii lub akumulatorów.

TRANSPORT LOTNICZY.
KOMUNIKACJA LOTNICZA

AIR TRANSPORT.
AIR TRANSPORTATION

DER LUFTTRANSPORT.
DER LUFTVERKEHR

ВОЗДУШНЫЙ ТРАНСПОРТ
ВОЗДУШНОЕ СООБЩЕНИЕ

1 — linia lotnicza
2 — towarzystwo lotnicze, przewoźnik 1.
3 — rozkład lotów
4 — lot czarterowy
5 — lot rejsowy, rejs
6 — prędkość blokowa
7 — koszt eksploatacji
8 — odlot
9 — przylot
10 — załadunek
11 — wyladunek
12 — arkusz lądowania
13 — międzylądowanie
14 — załoga (lotnicza)
15 — dowódca statku, kapitan
16 — drugi pilot
17 — mechanik pokładowy, inżynier p.
18 — nawigator
19 — radiooperator
20 — personel kabinowy
21 — steward(-essa)
22 — pasażer
23 — bagaż
24 — poczta
25 — fracht, ładunek
26 — przewozy lotnicze
27 — kabina załogi
28 — drzwi służbowe
29 — kabina pasażerska
30 — wyposażenie wnętrza
31 — ścianka działowa
32 — rozmieszczenie foteli, układ f.
33 — fotel (pasażerski)
34 — rząd foteli
35 — podziałka (rzędów) foteli
36 — przejście (między fotelami)
37 — podłoga kabiny
38 — półka bagażowa
39 — okno pasażerskie
40 — zasłonka
41 — dywan, chodnik
42 — przedsiónek, korytarz, hol
43 — szatnia
44 — toaleta
45 — kuchnia
46 — bufet, bar
47 — drzwi wejściowe
48 — próg (drzwi)
49 — schodki pasażerskie
50 — integralne schodki pasażerskie
51 — przedział bagażowy, bagażnik
52 — luk bagażowy, drzwi bagażowe
53 — przestrzeń ładunkowa, kabina ładunkowa
54 — podłoga wzmocniona
55 — przenośnik walcowy
56 — dźwig (pokładowy)
57 — przednie drzwi ładunkowe
58 — tylne drzwi ładunkowe
59 — rampa ładunkowa
60 — siatka (mocowania ładunku)
61 — kontener
62 — paleta
63 — wyposażenie awaryjne
64 — gaśnica ręczna
65 — wyjście awaryjne, wyład awaryjny
66 — linia awaryjna
67 — zsownia awaryjna, trap awaryjny
68 — apteczka pierwszej pomocy
69 — toporek strażacki
70 — kamizelka ratunkowa, pas ratunkowy
71 — tratwa ratunkowa
72 — nadajnik awaryjny

1 — airline, air route
2 — airline, air carrier
3 — timetable, flight schedule
4 — charter flight
5 — scheduled flight, routine flight
6 — block speed
7 — operating cost
8 — departure
9 — arrival
10 — loading
11 — off-loading, unloading
12 — loading chart
13 — intermediate landing
14 — (flight) crew, cockpit crew, aircrew
15 — captain
16 — copilot, first officer
17 — flight engineer
18 — navigator
19 — radio operator, radioman
20 — cabin crew
21 — steward(-ess), hostess, attendant
22 — passenger
23 — baggage, luggage
24 — post
25 — freight
26 — air traffic
27 — flight deck, cockpit, flight crew compartment
28 — service door
29 — passenger cabin
30 — furnishing
31 — divider
32 — seat layout, passenger accommodation
33 — (passenger) seat
34 — seat row
35 — seat (row) pitch
36 — aisle (way)
37 — cabin floor
38 — hatrack, overhead storage rack
39 — passenger window
40 — window blind
41 — carpet
42 — vestibule
43 — coatroom, wardrobe
44 — lavatory, toilet
45 — galley
46 — buffet, bar
47 — (entry) door, entrance door
48 — (door) sill
49 — (air) stairs, (entrance) stairway
50 — airsteps, built-in airstairs
51 — baggage compartment
52 — baggage door
53 — (freight) hold, cargo compartment
54 — reinforced floor
55 — roller conveyor
56 — (lifting) hoist, winch
57 — nose-loading door
58 — rear-loading door
59 — (cargo) ramp
60 — load restraint net
61 — lashing point
62 — (freight) container, cargo c.
63 — (cargo) pallet, freight p.
64 — emergency equipment
65 — hand fire-extinguisher
66 — emergency exit
67 — escape line, e. rope
68 — (inflatable) (escape) chute, evacuation slide
69 — first-aid-kit
70 — fire axe
71 — life vest, l. jacket, l. belt
72 — life raft
73 — emergency beacon

1 — die Fluglinie
2 — die Luftverkehrsgesellschaft, die Luftverkehrsunternehmen
3 — der Flugplan
4 — der Charterflug
5 — der flugplanmässiger Flug
6 — die Blockgeschwindigkeit
7 — die Betriebskosten
8 — der Abflug
9 — der Anflug
10 — das Beladen
11 — das Entladen
12 — der Ladeplan
13 — die Zwischenlandung
14 — die Besatzung, das Cockpit-Personal
15 — der Kommandant
16 — der Copilot
17 — der Bordmechaniker, der Bordingenieur
18 — der Navigator
19 — der Bordfunker
20 — (das Fluggastraum-Bedienungspersonal)
21 — der Steward, die Stewardess, die Hostess
22 — der Fluggast, der Passagier
23 — das Gepäck
24 — die Post
25 — die Fracht, die Luftfracht
26 — die Beförderungen
27 — der Besatzungsraum, der Cockpit
28 — die Diensttüre
29 — der Fluggastraum, der Passagierraum
30 — die Innenausrüstung
31 — die Trennwand
32 — die Sitzplatzanordnung
33 — der Passagiersessel, der Fluggastsitz
34 — die Sitzreihe
35 — der Sitzreihenabstand
36 — der Mittelgang
37 — der Fussboden, der Kabinenboden
38 — (das Gepäckregal)
39 — das Passagierfenster
40 — der Store
41 — der Teppich
42 — das Vestibül, der Korridor, der Gang
43 — die Garderobe, der Garderobenraum
44 — die Toilette
45 — die Küche
46 — das Büfett, die Bar
47 — die (Eingang-) Türe
48 — die Türschwelle
49 — die Passangiertreppe, die Fluggasttreppe
50 — die eingebaute Treppen
51 — der Gepäckraum
52 — die Gepäckladeluken
53 — der Frachtraum, die Frachtkabine
54 — der verstärkt Boden
55 — die Rollbahn, der Rollgang
56 — die Krananlage
57 — die Bugklappe
58 — die Heckklappe
59 — die Beladungsrampe
60 — das Befestigungsnetz
61 — der Verzurrungspunkt, der Befestigungspunkt
62 — der Container, der Transportbehälter
63 — die Palette
64 — die Notausrüstung
65 — der Handfeuerlöscher
66 — der Notausstieg
67 — das Rettungsseil, das Manntau
68 — die (aufblasbare) Rutsche
69 — die Notapotheke, der Sanitätskasten
70 — die Feuerwehraxt, das Feuerwehrbeil
71 — die Rettungsweste, der Rettungsgürtel
72 — das Rettungsfloss
73 — das Notfunkfeuer

1 — Авиалиния
2 — Авиакомпания, авиапредприятие, перевозчик
3 — Расписание
4 — заказной полет, чартерный рейс
5 — регулярный рейс, рейс по расписанию
6 — рейсовая скорость
7 — стоимость эксплуатации, эксплуатационные расходы
8 — вылет
9 — прилет
10 — погрузка, загрузка
11 — разгрузка
12 — погрузочная карта, схема загрузки
13 — промежуточная посадка
14 — экипаж, летно-подъемный состав
15 — командир корабля, первый летчик, п. пилот
16 — второй летчик, в. пилот
17 — бортмеханик, борттехник, бортинженер
18 — штурман
19 — радист
20 — обслуживающий персонал пассажирской кабины
21 — бортировщик, бортировщица
22 — пассажир
23 — багаж
24 — почта
25 — груз
26 — (воздушные) перевозки
27 — кабина экипажа
28 — служебная дверь
29 — пассажирская кабина, пассажирский салон
30 — внутреннее оборудование
31 — стенка, перегородка, переборка
32 — компоновка пассажирских мест
33 — (пассажирское) кресло, п. сиденье
34 — ряд кресел
35 — шаг кресел
36 — (центральный) проход
37 — пол кабины
38 — багажная полка
39 — пассажирское окно
40 — шторка
41 — ковер, коврик
42 — вестибюль, коридор
43 — гардероб
44 — туалет
45 — кухня
46 — буфет (бар)
47 — (входная) дверь
48 — порог двери
49 — пассажирский трап, п. лестница
50 — бортовой пассажирский трап
51 — багажный отсек, багажник
52 — багажная дверь
53 — грузовой отсек, грузовая кабина
54 — усиленный пол
55 — роулинг, роликовый конвейер
56 — подъемник, лебедка
57 — носовая грузовая дверь
58 — задняя грузовая дверь
59 — грузовой трап
60 — швартовочная сетка
61 — швартовочный узел
62 — контейнер
63 — грузовой поддон
64 — аварийное оборудование
65 — ручной огнетушитель
66 — аварийный выход, аварийный люк
67 — стропа аварийного покидания, спасательный канат
68 — (надувной) аварийный трап
69 — аптечка первой помощи
70 — пожарный топорик
71 — спасательный жилет, с. пояс
72 — спасательный плот
73 — аварийный радиомаяк

Autorotacja wirnika silnika turbodrzutowego ze sprężarką osiową podczas lotu samolotu

Dr inż. JAN BORGON

Wyjaśnienie pojęcia autorotacji zespołu wirnikowego silnika turbodrzutowego. Przyczyny występowania tego zjawiska oraz przykłady obliczania zakresów autorotacji metodą analityczno-wykreslną.

Pojęcie *autorotacji* nosi również inne nazwy, jak *samoobrót* lub *samokręt*. W praktyce częściej używa się jednak tego pierwszego określenia (tzn. *autorotacja*) i dlatego w dalszej części artykułu autor pozostaje przy nim. W encyklopediach technicznych nie definiuje się pojęcia autorotacji zespołu wirnikowego silnika turbodrzutowego. Zdefiniowane jest natomiast pojęcie autorotacji wirnika wiropłatu jako obracanie się nie napędzanego wiropłatu pod wpływem ukośnego opływu aerodynamicznego.

Wykorzystując definicję tego ostatniego pojęcia w dalszej części artykułu przez autorotację zespołu wirnikowego silnika turbodrzutowego rozumiane będzie obracanie się zespołu wirnikowego, nie napędzanego przez gazy spalinowe, lecz uzyskującego napęd dzięki energii zawartej w strugach powietrza przepływającego przez kanały międzyłopatkowe silnika. Warunkiem występowania autorotacji jest więc przepływ strug powietrza przez kanały międzyłopatkowe silnika po jego wyłączeniu. Przepływ taki istnieje dzięki naporowi dynamicznemu spowodowanemu lotem samolotu pomimo wyłączenia się silnika.

Przypadki występowania autorotacji zespołu wirnikowego silnika turbodrzutowego

Autorotacja zespołu wirnikowego silnika turbodrzutowego podczas lotu samolotu występuje zawsze po wyłączeniu się silnika, z wyjątkiem przypadków, kiedy następuje zaklinowanie wirników. Podczas lotu samolotu silnik może:

- wyłączyć się samoczynnie bez — a nawet wbrew — woli pilota, co zdarza się często przy gwałtownych ruchach dźwigni sterowania silnikiem, przy szybkim zniżaniu się samolotu, w warunkach działania ujemnego przeciążenia itp.;

- zostać wyłączony umyślnie przez pilota w celu realizacji określonego zadania, jak np. do treningu lądowania z wyłączonym silnikiem, do likwidacji pewnych niepożądanych zjawisk, jak pompażu silnika czy pompażu kanału wlotowego itp.

Pierwszy przypadek różni się od drugiego momentem zamknięcia dopływu paliwa. I chociaż w jednym i w drugim przypadku po wyłączeniu się silnika następuje proces szybkiego zmniejszania się prędkości obrotowej

wirnika do ustalonej w danych warunkach prędkości obrotowej autorotacji, to w pierwszym przypadku do momentu zamknięcia dopływu paliwa procesowi przepływu powietrza przez kanały międzyłopatkowe zespołu turbiny towarzyszy przepływ paliwa.

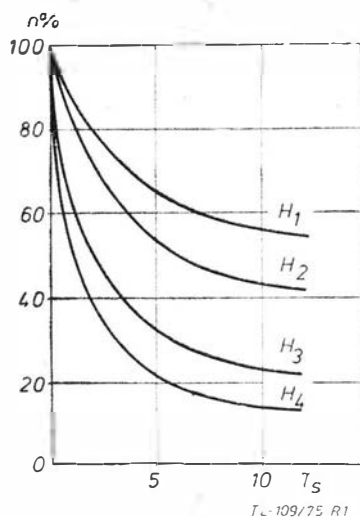
Fakt ten nie jest obojętny dla silnika przede wszystkim ze względu na większą gęstość mieszaniny paliwowo-powietrznej w porównaniu do gęstości samego powietrza. Przy przepływie paliwa przez kanały międzyłopatkowe po wyłączeniu się silnika podczas lotu samolotu będą więc inne warunki chłodzenia gorących części niż przy przepływie tylko samego powietrza,

wystąpią więc inne gradienty temperatur w ściankach elementów i inne naprężenia termiczne. Jeżeli odparowanie paliwa nie nastąpi przed zespołem turbiny, wtedy przepływająca przez ten zespół mieszanina paliwowo-powietrzna bardzo intensywnie chłodzi elementy, z którymi się styka, takie jak np.: łopatki aparatu dyszowego, łopatki wirnika turbiny, ścianki dyszy wylotowej czy ścianki komory dopalacza. Intensywnemu chłodzeniu w takim przypadku poddane są również rury żarowe komór spalania, gdzie w zasadzie odparowuje wtryskiwane paliwo.

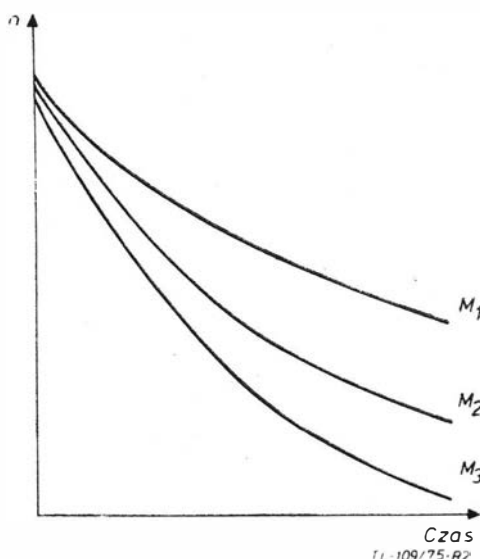
Autorotacja wirnika silnika turbodrzutowego ze sprężarką osiową

Zarówno w przypadku samoczynnego, jak i zamierzonego wyłączenia silnika następuje przerwanie procesu spalania paliwa, a co za tym idzie, przerwanie normalnej pracy silnika. Przerwanie procesu spalania na dowolnym zakresie pracy silnika powoduje szybkie zmniejszenie prędkości obrotowej wirnika do tzw. prędkości obrotowej autorotacji. Prędkość obrotowa autorotacji wirnika zależy od prędkości i wysokości lotu samolotu (rys. 1 i 2) oraz od charakterystyk zespołów konkretnego typu silnika turbodrzutowego.

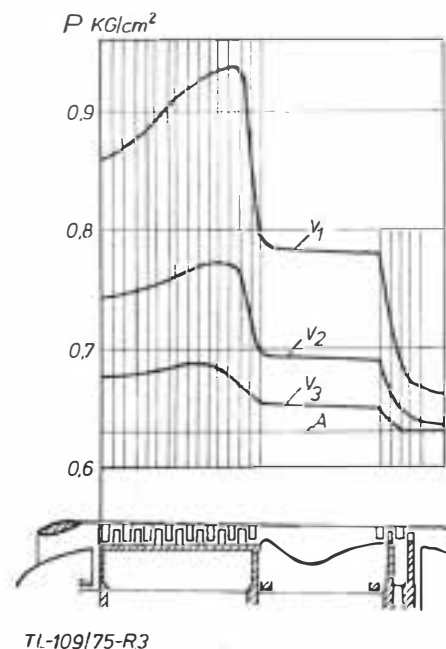
Rozpatrując zagadnienie autorotacji wirnika silnika turbodrzutowego można sobie postawić pytanie: dlaczego po wyłączeniu silnika podczas lotu samolotu wirnik tego silnika, chociaż



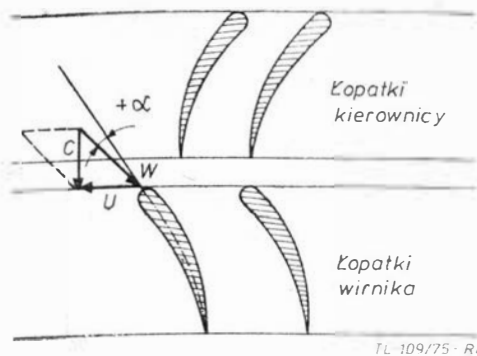
Rys. 1. Przebieg zmiany prędkości obrotowej wirnika po wyłączeniu silnika podczas lotu samolotu na różnych wysokościach: $H_1 > H_2 > H_3 > H_4$



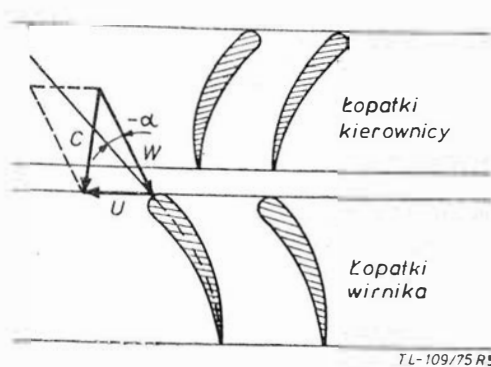
Rys. 2. Przebieg zmiany prędkości obrotowej wirnika po wyłączeniu silnika podczas lotu samolotu z różnymi prędkościami: $M_1 > M_2 > M_3$



Rys. 3. Przebieg zmiany ciśnienia powietrza wzdłuż silnika na zakresie autorotacji przy różnych prędkościach lotu: $V_1 > V_2 > V_3$; A — linia odpowiadająca wartości ciśnienia otoczenia



Rys. 4. Kąty natarcia strug powietrza w kanale międzyłopatkowym wirnika podczas normalnej pracy sprężarki: c — prędkość bezwzględna, w — prędkość względna, u — prędkość obwodowa, α — kąt natarcia

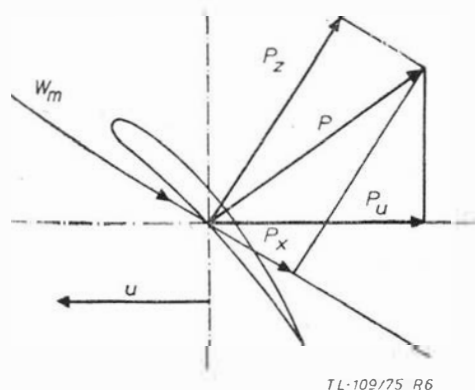


Rys. 5. Kąty natarcia strug powietrza w kanale międzyłopatkowym wirnika sprężarki pracującej w zakresie turbinowym (oznaczenia jak na rys. 4)

wolniej, ale obraca się nadal? Dlaczego wirnik nie zacznie obracać się w przeciwnym kierunku niż podczas normalnej pracy? Bardzo ogólnie można wyjaśnić to zjawisko następująco.

Powszechnie wiadomo, że przepływające przez silnik powietrze oddziałuje na łopatkı sprężarki i turbiny i odwrotnie — łopatkı oddziałują na strugi powietrza. W wyniku tego wzajemnego oddziaływania obraca się właśnie wirnik silnika turbodoładzowego podczas autorotacji. Takie wyjaśnienie jest jednak bardzo ogólne i nie dociera do istoty rzeczy. Spróbujmy do problemu tego podejść inaczej

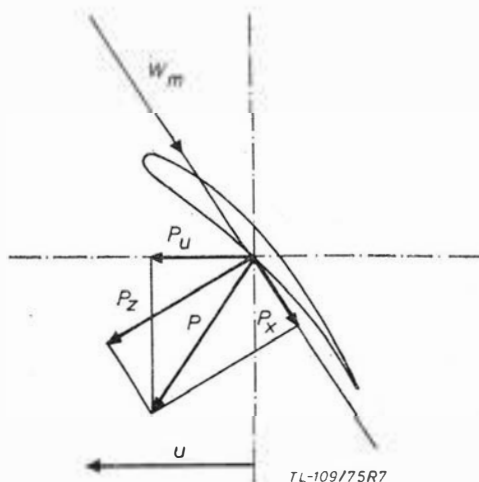
Turbina silnika turbodoładzowego w warunkach autorotacji wirnika, podobnie jak przy rozruchu na ziemi, rozpoczyna aktywną pracę tylko wtedy, gdy ciśnienie występujące przed nią jest dostateczne oraz istnieje określony wydatek powietrza. Do chwili wytworzenia takich warunków turbina nie jest w stanie samodzielnie napędzać wirnika sprężarki, a przy bardzo małych prędkościach lotu może być nawet hamulcem. W takich przypadkach udział w napędzie wirnika do określonego momentu bierze również sprężarka, która jak wiadomo, w normalnych warunkach pracy silnika w całości jest hamulcem. Jak to się dzieje?



Rys. 6. Rozkład sił na profilu łopatkı wirnika sprężarki przy dodatnim kącie natarcia α ; w_m — wektor prędkości względnej równy średniej arytmetycznej wektorów prędkości w_1 (na wlocie do kanału międzyłopatkowego wirnika sprężarki) i w_2 (na wylocie z kanału międzyłopatkowego wirnika sprężarki); u — prędkość obwodowa; P — wypadkowa siła aerodynamiczna profilu łopatkı, P_x — siła oporu profilu łopatkı, P_u — składowa siła obwodowa profilu łopatkı

Otóż na zakresie autorotacji przy małych prędkościach lotu wirnik sprężarki obraca się w zasadzie na skutek częściowego zużycowania ciśnienia (a więc i energii) wytworzonego przed sprężarką i w pierwszych stopniach sprężarki dzięki naporowi dynamicznemu.

Zmianę ciśnienia powietrza wzdłuż silnika dla różnych prędkości lotu przedstawia rys. 3. Z rysunku tego widać, że ciśnienie powietrza na wyjściu ze sprężarki przy określonych prędkościach lotu i braku spalania w komorach jest niższe niż na wejściu, co świadczy o tym, że ostatnie stopnie



Rys. 7. Rozkład sił na profilu łopatkı wirnika sprężarki przy ujemnym kącie natarcia α (oznaczenia jak na rys. 6)

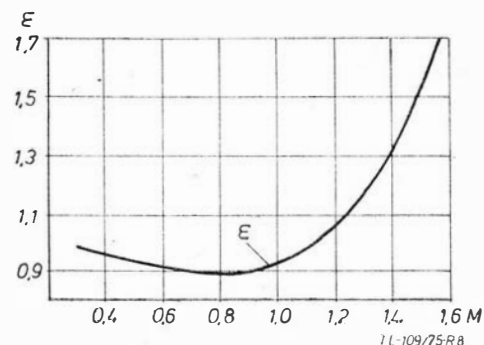
sprężarki pracują w zakresie turbinowym. Spadek ciśnienia w ostatnich stopniach sprężarki powoduje bowiem wzrost prędkości przepływu, a tym samym zmianę kątów natarcia strug α z wartości normalnie dodatnich na ujemne (rys. 4 i 5).

Podczas normalnej pracy sprężarki we wszystkich jej stopniach oraz podczas autorotacji wirnika w pierwszych jej stopniach występują dodatnie kąty natarcia strug α , a więc na łopatkach powstają siły obwodowe P_u hamujące ruch obrotowy wirnika (rys. 6).

W przypadku wystąpienia ujemnych kątów natarcia strug α — tak jak to jest przy małych prędkościach lotu na zakresie autorotacji w ostatnich stopniach sprężarki — na łopatkach powstaną siły obwodowe P_u napędzające zespół wirnika silnika (rys. 7).

Obliczenia zakresów autorotacji wykazują jednak, że sprężarka w zasa-

dzie w całym zakresie autorotacji jest odbiornikiem mocy rozwijanej przez turbinę w wyniku naporu dynamicznego. Wynika to z tego, że chociaż przy małych prędkościach lotu ostatnie stopnie sprężarki pracujące w zakresie turbinowym mogą dawać pewną pracę, to jednak w ogólnym bilansie na skutek małej sprawności stopni sprężarki pracujących w zakresie turbinowym przeważa praca sprężenia w pierwszych stopniach i straty na tarcie. Analiza krzywych zmiany ciśnienia powietrza wzdłuż silnika dla różnych prędkości lotu (rys. 3) pozwala wyciągnąć teoretyczny wniosek, że gdyby podczas autorotacji wirnika sprężanie powietrza następowało tylko przed sprężarką, natomiast w sprężarce następowało tylko rozprężenie



Rys. 8. Przebieg zmiany krzywej sprężu sprężarki w zależności od liczby M

(co jest możliwe przy bardzo małych prędkościach lotu), wtedy nie jest wykluczone, że sprężarka może w całości przejąć rolę turbiny. Wraz ze wzrostem prędkości lotu wzrastają jednak spadki ciśnienia w turbinie, a tym samym wzrasta jej udział w napędzie wirnika silnika.

Krzywa na rys. 8 wskazuje, że spręż sprężarki przy wzroście liczby M do pewnej wartości najpierw maleje, a następnie wzrasta. Od momentu kiedy spręż za sprężarką zaczyna wzrastać, ostatnie stopnie sprężarki praktycznie nie pracują już w zakresie turbinowym. Odpowiednio do liczby M lotu zmienia się prędkość powietrza za sprężarką (na wejściu do komory spalania). Prędkość ta na zakresie autorotacji zwiększa się dotąd, aż liczba M lotu osiągnie wartość, przy której wystąpi krytyczny przepływ powietrza przez aparat dyszowy pierwszego stopnia turbiny. Od tego momentu (od tej liczby M lotu) prędkość powietrza na wlocie do komory spalania rośnie proporcjonalnie do pierwiastka kwadratowego z temperatury spiętrzenia napływającego powietrza, tj. zmienia się podobnie jak prędkość dźwięku. Przepływ krytyczny w aparacie dyszowym turbiny przy małych prędkościach lotu występuje podczas autorotacji w silnikach charakteryzujących się wysokimi sprężaniami.

Wnioski

Autorotacja zespołu wirnikowego silnika turbodoładzowego nie jest zjawiskiem zdarzającym się codziennie w praktyce lotniczej, ale mimo to jest zjawiskiem, które należy uwzględniać przy rozpatrywaniu efektywności u-

rzędzeń rozruchowych i możliwości rozruchu silnika podczas lotu samolotu. Udany czy nieudany rozruch silnika podczas lotu przy sprawnej instalacji rozruchowej zależy przede wszystkim od wysokości i prędkości lotu, które wpływają bezpośrednio na wartość prędkości obrotowej autorotacji wirnika.

Analityczne obliczenia zakresu autorotacji są trudne ze względu na nie-

jednorodność kształtów strug powietrza w sprężarce i turbinie (przepływy wtórne, strefy oderwania strumieni itp.) oraz występowanie przepływów podkrytycznych w zasadzie w całym trakcie silnika (przy małych liczbach M lotu). Dlatego też w praktyce obliczeniowej zakresów autorotacji stosuje się metody analityczno-wykresowe przy jednoczesnym wykorzystaniu charakterystyk doświadczalnych

elementów konkretnego typu silnika.

LITERATURA

1. M. A. AŁABIN i inni: Zapusk awiacyjnych gazoturbinnych dwigatielej Moskwa 1968 Maszynostroyenie.
2. I. W. CHOLSZCZEWNIKOW: Teoria i rasczet awiacyjnych lopatocznych maszin. Moskwa 1970 Maszynostroyenie.
3. I. I. KUŁAGIN: Teoria awiacyjnych dwigatielej. Moskwa 1958 Gosudarstwiennoe Izdatielstwo Oboronoj Promyslennosti.

KSIĄŻKI LOTNICZE

E. H. DOWELL: **Aeroelasticity of plates and shells**. Leyden 1975 Noordhoff International Publishing. Stron 139.

Książka *Aeroelastyczność płyt i powłok* jest zwięzłą monografią na powyższy temat, bogato udokumentowaną o literaturę zachodnią z ostatnich 15 lat (102 pozycje literatury). Jak wiadomo, dziedziną aeroelastyczności są zjawiska wzajemnego oddziaływania sił aerodynamicznych, sił masowych i sił sprężystych konstrukcji. Autor zajmuje się fizyczną stroną zjawisk aeroelastycznych i metod badania flatteru w tunelu aerodynamicznym i w locie. Zrozumienie wpływu tych zjawisk rozpatrywanych na modelu nieliniowym, analiza przepływów lepkich oraz poznanie związków między statecznością i reakcją konstrukcji na fluktuacje ciśnienia w burzliwej warstwie przyściennej pozwala przewidywać zachowanie się aeroelastyczne płyt i powłok.

Książka stanowi cenny przyczynek do klasycznych już prac z aeroelastyczności R. L. Bisplinghoffa, H. Ashleya, Y. C. Fung, R. H. Scanlana i R. Rosenbauma.

StR

cych w eksploatacji i metody podwyższenia niezawodności (przez organizację przeglądów i remontów). Ostatnie rozdziały omawiają obszernie metody analizy i optymalizacji eksploatacji technicznej samolotów, opracowanie schematów obsługi i czasokresów przeglądów z uwzględnieniem metody obsługi i wymiany uzależnionej od stanu technicznego. Wyjątkowo ciekawy jest rozdział poświęcony opartym na teorii prawdopodobieństwa metodom poszukiwania defektów.

Książka zawiera tablice rozkładu normalnego, tablice wielkości funkcji statystycznych, przykłady formularzy dotyczących remontu itp. Według notki wydawniczej przeznaczona jest dla szerokiego kręgu specjalistów z przedsiębiorstw eksploatacyjnych i remontowych oraz instytutów naukowo-badawczych wyższych uczelni.

Wypada dodać, że niezwykle systematyczny wykład podstaw teorii niezawodności, poparty licznymi przykładami — jaki zawiera książka — czyni z niej bardzo wartościową pozycję literatury dla wszystkich interesujących się w praktyce tymi zagadnieniami.

A.K.

Ł. D. ARSON, Ł. A. MAŁASZENKO, W. M. SAPOŻNIKOW: **Ocenkaпрочности тонкостенных конструкций**. Moskwa 1974. Wyd. Maszynostroyenie. S. 152, ilustr. 94, poz. bibliogr. 32, cena 46 kop. (4,60 zł)

Książka omawia wpływ niedokładności wykonania elementów konstrukcji lotniczych na ich charakterystyki sztywności i wytrzymałości, a także masę. Podana jest, oparta na teorii prawdopodobieństwa i statystyce matematycznej, metodyka doboru tolerancji wykonania elementów, pozwalająca na obniżenie masy konstrukcji przy zachowaniu określonej wytrzymałości lub sztywności.

Książka omawia podstawowe pojęcia z zakresu statystyki matematycznej i analizę własności konstrukcji przy założonych rozrzutach wymiarów jej części składowych. Analiza prowadzona jest dla wszystkich podstawowych metod fabrykacji — dla elementów wykonanych z blach, dla profili prasowanych, odkuwek i odlewów, a także elementów obrabianych mechanicznie.

Książka przeznaczona jest dla konstruktorów i technologów przemysłu lotniczego, zawarte w niej wiadomości mogą być przydatne także dla studentów specjalności lotniczej politechniki.

A.K.

W. I. GONIODSKIJ, F. I. SKLJANSKIJ, I. S. SZUMIŁOW: **Privod rulewych powierchnostiej samolotow**. Maszynostroyenie, Moskwa 1974. S. 320, cena 1 rb 22 kop. (1,20 zł)

Książka prezentuje wyczerpujący przegląd problemów związanych z konstrukcją układów sterowania samolotów. Rozpatrzone mechaniczne, hydrauliczne i elektrohydrauliczne napędy sterowe. Podano wiele praktycznych schematów wymienionych układów i ich konkretnych rozwiązań konstrukcyjnych.

W części teoretycznej podano schematy strukturalne, charakterystyki statyczne i dynamiczne, analizę stabilności. Uwzględniono problemy niesztynności i flatteru powierzchni sterowych. Przedstawiono przykłady obliczeniowe sterowych układów napędowych i tłumiących.

Wiele uwagi w książce poświęcono rezerwowaniu i specjalnym środkom do zapewnienia wymaganej niezawodności złożonych układów sterowania.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i studentów specjalności wyposażenie płatowców oraz dla specjalistów zajmujących się hydraulicznymi i elektrohydraulicznymi układami sterowania.

J.M.

N. N. SMIRNOW, A. M. ANDRONOW, N. I. WŁADIMIROW, Jul. LEMIN: **Ekspluatatsionnaja nadiożnost i riezi-my techničeskowo obslużiwania samoliotow**. Moskwa 1974 Wyd. Transport. S. 304, rys. 73, poz. bibliogr. 46, cena rb 2,36 (23,60 zł)

Zagadnienia pewności (niezawodności działania) elementów samolotu i zagadnienia właściwego wyboru okresów międzyremontowych nabierają coraz większego znaczenia wraz z rozwojem lotnictwa, dotyczą bowiem dwóch podstawowych czynników: bezpieczeństwa i kosztów eksploatacji.

Książka N. N. Smirnowa i innych omawia zarówno zagadnienia teoretyczne, jak i praktyczne dotyczące analizy defektów, oceny średniego resursu podzespołów samolotu i określenia prawdopodobieństwa bezawaryjnej pracy podzespołu. Pierwsze rozdziały książki zawierają elementy teorii niezawodności (rodzaje rozkładów, podstawowe pojęcia, ogólne metody analizy niezawodności elementów remontowanych i nieremontowanych), przykłady zastosowania teorii w odniesieniu do konkretnych elementów samolotu, omawiają klasyfikację defektów poszczególnych elementów i całych układów. Dalej podane są systemy zbierania danych o defektach występują-

Je. S. ARCYBASZEW: **Lesnyje požary i bor'ba s nimi**. Moskwa 1974 Izdatielstwo Lesnaja Promyslennost. S. 148, cena 6,10 zł (61 kop.)

Pożary lasów w strefie klimatu umiarkowanego są prawdziwą klęską. Straty spowodowane przez pożary przewyższają znacznie straty w lasach wywołane przez wszystkie pozostałe przyczyny. W książce przedstawiono dane o zjawiskach występowania pożarów lasów, rozwoju i rozprzestrzeniania się ognia w zależności od stanu poszycia, gleby i warunków meteorologicznych. Podano metody wykrywania i umiejscowienia pożarów oraz różnorodne metody i środki techniczne ich gaszenia. Między innymi opisano zastosowanie do gaszenia ognia w lasach samolotów An-2P oraz śmigłowców Mi-1, Mi-2, Mi-4, Mi-6, Mi-8 i Ka-26. Przykładowo śmigłowiec Mi-6 wyposażony w aparaturę do pobierania wody i zbiornik o pojemności 12 tys. l może co 4,5 minuty — przy odległości zbiornika wody od pożaru 3 km — lecieć na wysokości 20 m z prędkością 20 km/h zmoczyć powierzchnię 18×200 m. Pokazano również zastosowanie śmigłowca Ka-26 wyposażonego w „wiadro” o pojemności 320 lub 420 l. Książka winna zainteresować nie tylko leśników i strażaków.

StR

II Konkurs Szybowców — Oksywie 1925

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

50 lat temu odbyły się II polskie zawody szybowcowe. Przedstawiono szybowce uczestniczące w tych zawodach oraz uzyskane wyniki.

Pierwszy Polski Konkurs Ślizgowców (tzn. szybowców) w 1923 r. w Białce wykazał możliwość wykonywania lotów szybowcowych w Polsce. Uzyskane wyniki oraz zainteresowania lotami szybowcowymi w całej Europie — przyczyniły się do wysunięcia propozycji zorganizowania II Konkursu. Pod koniec 1923 r. ukazuje się bardzo pomocna dla konstruktorów książka Piotra Tułacza *Lot żaglowy i aparaty żaglowe*. Jednak konstruktorzy nie byli w lecie 1924 r. gotowi do zawodów. Zaledwie kilka szybowców było na ukończeniu. Niektóre z nich (SL-2 Drzewieckiego, SL-3 Puławskiego i W-1 uczniów gimn. Marianów) zostały

rów. Pomocy przy organizacji zawodów udzieliło wojsko, m.in. przydzielając brezentowe hangary. Na zawody zgłoszono 22 szybowce. Nie wszystkie zdołano zbudować na termin. Do Gdyni przywieziono tylko 15. Najliczniejsze były konstrukcje z Poznania (9 szybowców) następnie z Bydgoszczy (3), Warszawy (2) i Pucka (1). Budowę niektórych szybowców kończono w pierwszych dniach zawodów, zaś po pierwszych lotach niejeden szybowiec miał zmienianą konstrukcję podwozia, czy modyfikowane ustawienie.

Szybowce biorące udział w II Konkursie były mniej zróżnicowane konstrukcyjnie i zawierały mniej rozwiązań eksperymentalnych niż z zawodów w Białce. Przyczyniły się do tego doświadczenia z poprzednich zawodów oraz wyraźniejsze krystalizowanie się formy szybowca na świecie.

Szybowce konkursu na Oksywiu można podzielić na kilka grup:

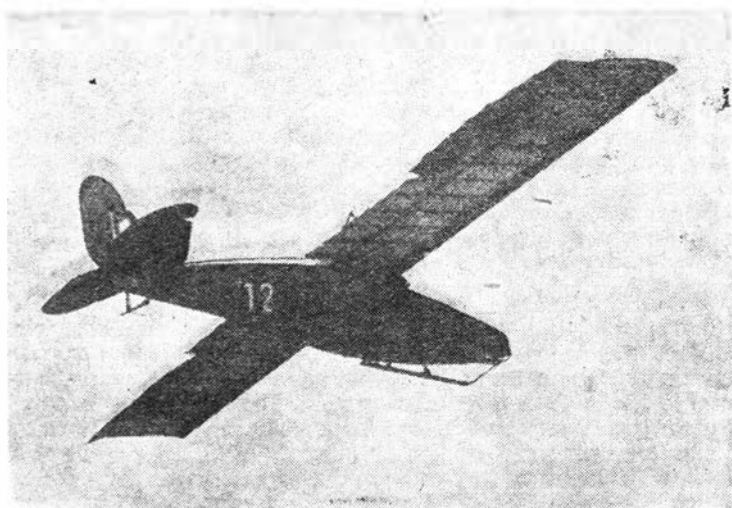
- Szybowce kratownicowe zbliżone do późniejszych szybowców szkolnych o doskonałości około 9 i opadaniu rzędu 1,1 m/s. Były to trzy szybowce: S-1, Spiesz się powoli i Bydgoszczanka.

- Szybowce kratownicowe z kabiną, podobne do późniejszych szybowców przejściowych. Były to: Mechanik i Bimbuś. Osiągi ich były nieznacznie lepsze od szybowców poprzedniej grupy.

- Szybowce kadłubowe. Było ich 9: Miś, Orkan I, Żabuś, Rywał, SL-2 Czarny Kot, SL-3, Mewa, Czajka i Motyl. Ich doskonałość była rzędu 10÷12 a opadanie około 0,9 m/s.

- Szybowce dwupłatowe. Jedynym przedstawicielem tej grupy był dwumiejscowy S-III.

Spośród szybowców biorących udział w zawodach w Białce, tylko jeden Żabuś startował również na Oksywiu. Z szybowców zgłoszonych na zawody nie wziął udziału zbudowany w 1924 r. przez uczniów gimnazjum Marianów w Warszawie szybowiec W-1, nie ukończony szybowiec CW-I W. Czerwińskiego ze Związku Awiatycznego Studentów Politechniki Lwowskiej oraz szybowiec J. Wojciechowskie-

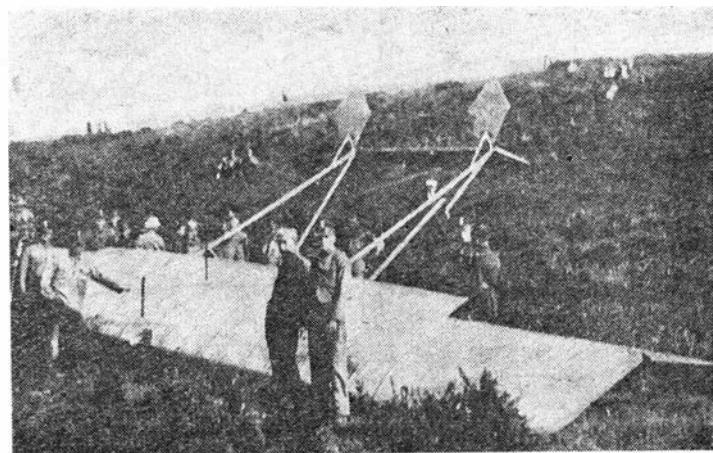


Rys. 1. Miś M. Bohatyrewa — zdobywca I miejsca, w wersji na płozach

pokazane na wystawie lotniczej w Warszawie w październiku 1924 r. Termin zawodów ustalono na późną wiosnę 1925 r.

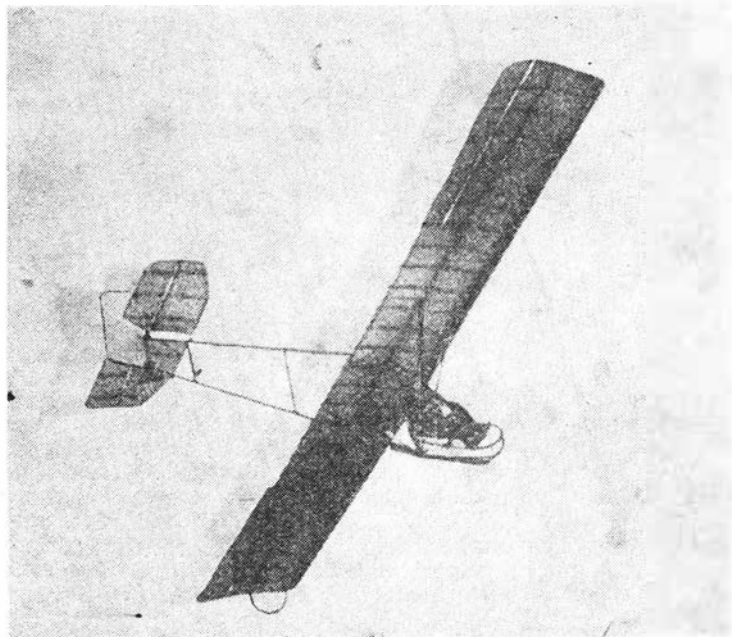
Organizatorem II Wszechpolskiego Konkursu Szybowców był poznański Związek Lotników Polskich. Na początku 1925 r. ogłoszono regulamin zawodów. Jako miejsce zawodów wybrano Oksywie koło Gdyni, a mówiąc ściślej wzgórze między Chylonią a budującymi się koszarami Marynarki Wojennej na Oksywiu. Nie był to teren korzystny do lotów szybowcowych i nie dawał dużych szans dla lotów żaglowych, które pozwalały na uzyskiwanie dużego czasu lotu, wysokości i odległości.

W dniu 17 maja 1925 r. — 50 lat temu — rozpoczął się II Konkurs Szybowców. Na oficjalnym otwarciu, które odbyło się następnego dnia, główny organizator i kierownik zawodów inż. pil. Michał Bahatyrew stwierdził: *My nie oczekujemy żadnych nadzwyczajnych rekordów, zadaniem naszym będzie wyćwiczyć odpowiedni zastęp pilotów szybowcowych i praktycznie wykształcić konstrukto-*

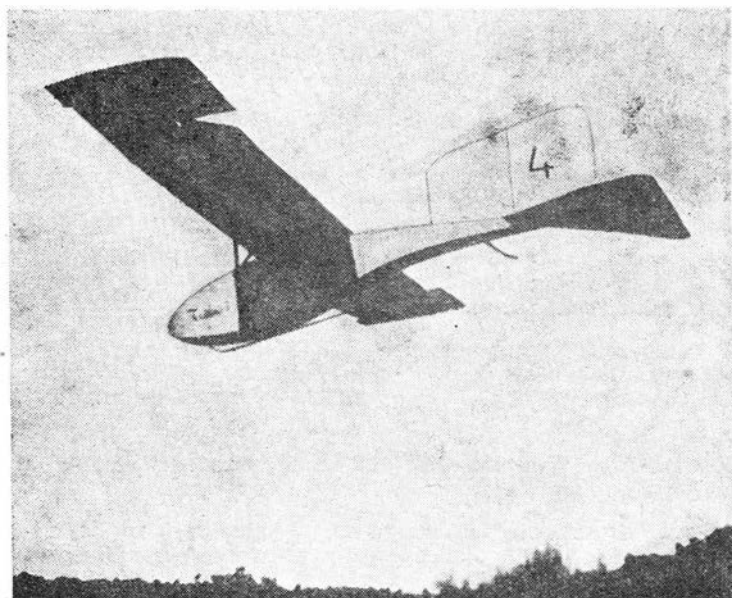


Rys. 2. Spiesz się powoli — po uszkodzeniu. Fot. ze zbiorów J. Czarneckiego

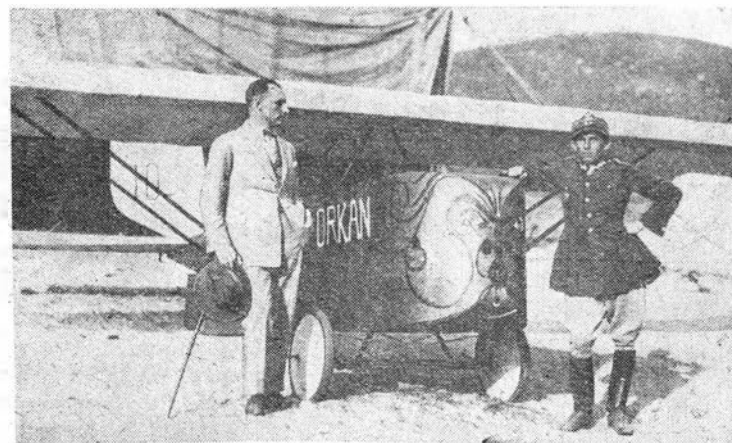
go z Politechniki Warszawskiej, którego budowę przerwano. O pozostałych szybowcach, które nie przybyły na zawody, brak danych.



Rys. 3. S-1 J. Wallisa



Rys. 4. Żabuś F. Jacha — jedyny szybowiec, który uczestniczył również w I Konkursie



Rys. 5. Orkan Grzmiłasa — nagrodzony za konstrukcję. Fot. ze zbiorów J. Cynka

Najlepszymi szybowcami na zawodach okazały się: Miś, Spiesz się powoli, S-1 i Żabuś. Poprawnie loty wykonywały ponadto: Orkan I, SL-2 Czarny Kot i Bydgoszczanka. Na szybowcu Bimbuś wykonano tylko jeden lot. Szybowiec Mechanik został rozbity w drugim locie, zaś Rywał, Mewa, Czajka i SL-3 podczas pierwszego lotu. Szybowców Motyl i S-III nie wypróbowano. Możliwe, że niektóre z rozbitych szybowców były udane, np. przypadkowo rozbity Rywał.

Miś konstrukcji inż. Michała Bonatyrewa był zbudowany w Wielkopolskiej Wytwórni Samolotów SAMOLOT w Poznaniu z wykorzystaniem płata od samolotu Hanriot 28 produkowanego przez tę wytwórnię. Był to szybowiec kadłubowy drewnianej konstrukcji o układzie górnołata usztywnionego linkami. Skrzydła i stery kryte płótnem. Podczas zawodów na szybowcu zmieniono podwozie dwukołowe na amortyzowane płozy. W II Konkursie na Misiu z nr konkursowym 12 startował sierż. W. Wrembel — uzyskując trzy pierwsze nagrody: za najdłuższy czas lotu 65 s uzyskany 26 maja 1925 r., za najdłuższy czas lotu przy słabym wietrze — 22 s oraz za największy sumaryczny czas lotów — 15 min 55 s w 26 lotach. Konstruktor szybowca otrzymał pierwszą nagrodę za najlepiej latającą konstrukcję.

W listopadzie i grudniu 1925 r. Miś wziął udział w wyprawie szybowcowej do Dukli studentów Sekcji Lotniczej Politechniki Warszawskiej, podczas której W. Wrembel wykonał jeden lot uszkadzając szybowiec. Miś później nie został wyremontowany.

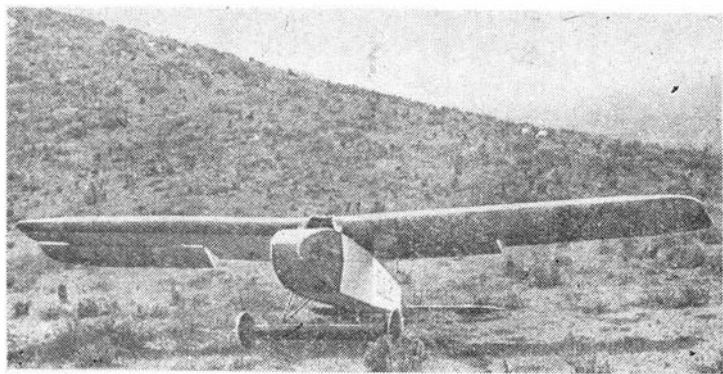
Spiesz się powoli — to szybowiec konstrukcji por. obs. J. Czechowskiego, zbudowany w warsztatach Morskiego Dywizjonu Lotniczego w Pucku. W II konkursie nosił nr konkursowy 11. Startował na nim por. A. Stempkowski uzyskując trzy drugie nagrody: za czas lotu — 48 s, za wysokość ponad start — 19 m oraz za sumaryczny czas lotów (7 min 6 s w 13 lotach). Układ konstrukcyjny szybowca wzorowany był na zwycięskim w 1923 r. Akarze. Szybowiec miał dwie płaskie kratownice kadłubowe, płat prostokątny, usterzenie podwójne, podwozie płożowe.

S-1 został zaprojektowany przez inż. Józefa Wallisa (konstruktora wytwórni SAMOLOT) i zbudowany w wytwórni SAMOLOT dla 3 pułku lotniczego w Poznaniu. Szybowiec otrzymał nr konkursowy 18. Na szybowcu startował W. Szulczewski uzyskując I nagrodę za największą wysokość ponad start — 23 m oraz III nagrodę za sumaryczny czas lotów (6 min 45 s) w 18 lotach. S-1 był zerstrzałowym górnołatem o prostokątnym płacie i z płaską kratą kadłubową oraz podwoziem płożowym.

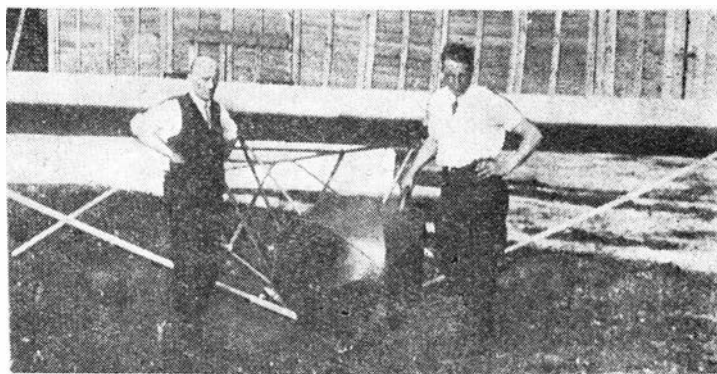
Żabuś konstrukcji kpt. pil. Franciszka Jacha z Bydgoszczy to zmodyfikowany szybowiec z konkursu w 1923 r. w Białce. Na szybowcu sterowanie poprzez zmianę kąta natarcia płata zastąpiono sterowaniem lotkami i dodano usterzenie pionowe. Na II konkursie szybowiec nosił nr konkursowy 4 i pilotowany był przez kpt. F. Jacha. Wykonał m.in. lot długości 56 m uzyskując I nagrodę za odległość lotu w linii prostej. Żabuś był zastrzałowym górnołatem z krytym kadłubem i z płożowym podwoziem.

Orkan został zaprojektowany i zbudowany przez por. Tadeusza Grzmiłasa w warsztatach 3 pułku lotniczego na lotnisku Ławica w Poznaniu. Szybowiec otrzymał nr konkursowy 10. Na zawodach był pilotowany przez konstruktora, który otrzymał IV nagrodę za sumaryczny czas lotów (4 min 8 s w 9 lotach) oraz nagrodę za najlepsze wykonanie i konstrukcję szybowca. W listopadzie 1925 r. szybowiec wzięto na wyprawę studentów Politechniki Warszawskiej do Dukli, lecz lotów na nim nie wykonano. Orkan miał prostokątny kadłub kryty sklejką, prostokątny płat podparty zastrzałami i kołowe podwozie.

SL-2 Czarny Kot konstrukcji studenta Jerzego Drzewieckiego (późniejszego konstruktora RWD) został zbudowany w 1924 r. przez członków Sekcji Lotniczej Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej w Centralnych Warsztatach Lotniczych na lotnisku mokotowskim. W październiku 1924 r. szybowiec był pokazany na wystawie LOPP w Warszawie. Na zawodach w Oksywiu nosił nr konkursowy 6. Kpt. pil. St. Jakubowski wykonał na nim 9 lotów, w tym jeden trwający 31 s. Pilot otrzymał na zawodach V nagrodę za ogólny czas lotów 3 min 44 s. W dniu 6 czerwca 1923 r. szybowiec został uszkodzony. Szybowiec był wolnonośnym górnołatem, z prostokątnym kadłubem, prostokątnym płatem i podwoziem kołowym.



Rys. 6. SL-2 Czarny Kot — J. Drzewieckiego, konstruktora RWD.
Fot. ze zbiorów Arch. Dok. Mech.



Rys. 8. Mechanik — J. Waraczewskiego. Fot. ze zbiorów J. Czarneckiego.

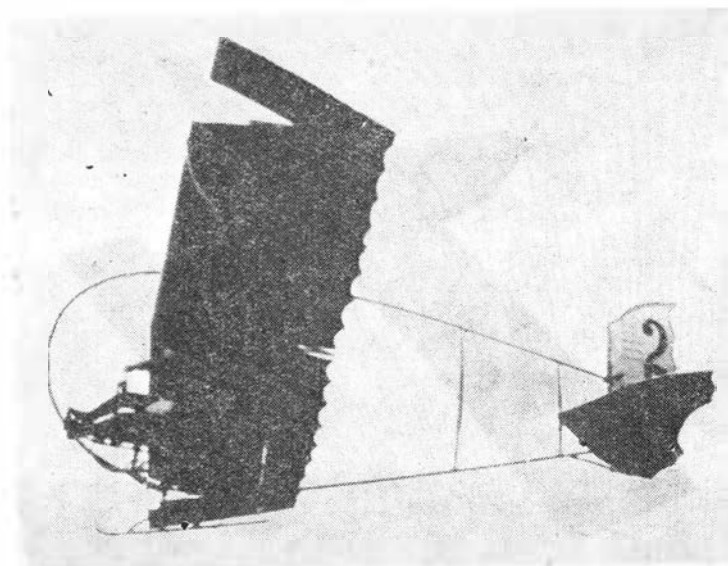
TABLICA. Szybowce II konkursu

Nr konkursowy	Nazwa szybowca	Konstruktor	Pilot	Fozplętość [m]	Długość [m]	Pow. nośna [m ²]	Wydłużenie	Ciężar właściwy [kg]	Ciężar całkowity [kg]	Miejsce w zawodach i osiągnięte wyniki
12	Miś	M. Bohatyrew	W. Wrembel	10,0	6,0	17	5,9	110	170	I m. czas 65 s
11	Spiesz się powoli	J. Czechowski	A. Stempkowski	10,7	6,5	20	5,7	---	---	II m. czas 48 s., II m. wys. 19 m
18	S-1	J. Wallis	W. Szulczewski	12,0	6,5	18	8,0	---	---	I m. wys. 23 m
4	Żabuś	W. Jach	W. Jach	14,5	6,6	20	10,5	132	200	I m. odl. 560 m
10	Orkan	F. Grzmilas	F. Grzmilas	13,0	5,6	17	9,9	120	190	Nagr. za konstr., IV m. za czas lotów
6	SL-2 Czarny Kot	J. Drzewiecki	S. Jakubowski	10,7	5,7	16	7,1	---	---	V m. za czas lotów
2	Bydgoszczanka	Działowscy	Strzelczyk	10,25	6,5	15	7,0	78	148	kilka lotów
3	Bimbuś	F. Jach	W. Szulczewski	12,0	6,5	18	8,0	80	145	1 lot
16	Mechanik	J. Waraczewski	H. Gorzke	10,8	6,5	15	7,7	---	---	2 loty
17	Rywal	T. Garstecki	A. Stempkowski	10,0	6,0	17	5,9	---	---	1 lot
14	Mewa	Bilski	Bilski	11,0	6,2	16	7,5	---	---	1 lot
15	Czajka	M. Jasiński, J. Czarnecki	J. Skrzypek	12,0	6,0	15	9,5	---	---	1 lot
8	SL-3	Z. Puławski, J. Bistram	S. Jakubowski	8,0	5,0	11	5,8	40	99	1 lot
20	Motyl	M. Bohatyrew	H. Gorzke	10,0	6,7	17	5,9	---	---	---
19	S-III	J. Wallis	J. Kossowski	9,8	6,2	33,3	---	---	---	---

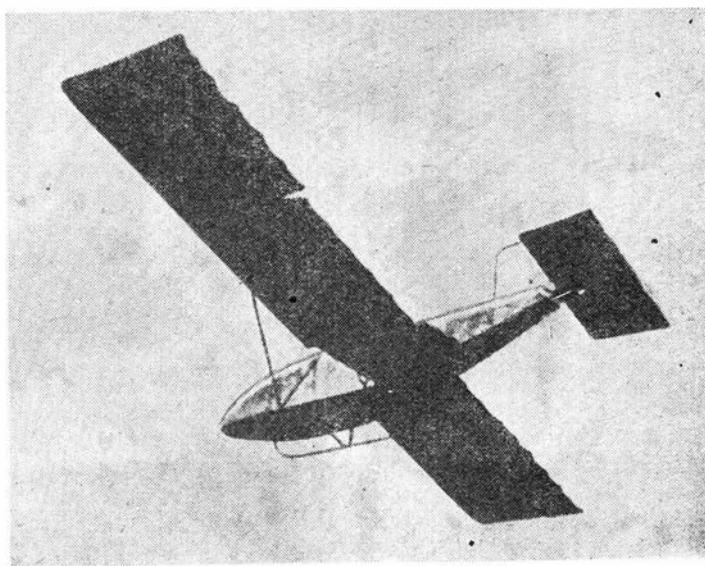
Uwaga: Dane techniczne odtworzone na podstawie częściowych danych, zdjęć i rysunków.

Bydgoszczanka — konstrukcji braci Działowskich (późniejszych konstruktorów samolotów DKD) była zbudowana w warsztatach Szkoły Pilotów w Bydgoszczy. Szybowiec noszący nr konkursowy 2 wziął udział w II konkursie i pilotowany był przez Strzelczyka. Pierwszy lot wykonał 18 maja 1923 r. Podczas zawodów wykonał kilka lotów w

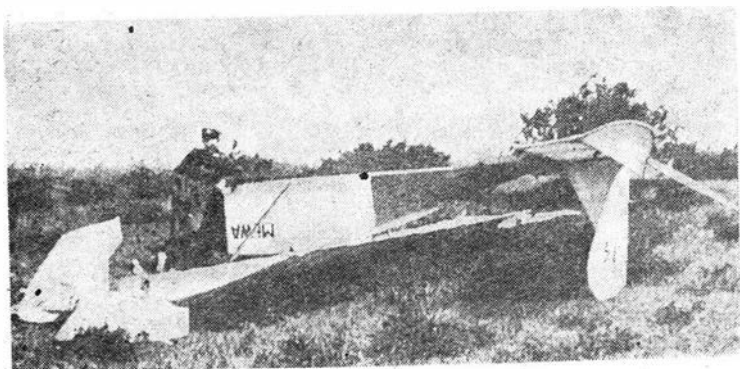
łącznym czasie 1 min 12 s. Szybowiec miał oryginalny kadłub o postaci płaskiej kraty z owalnej ramy z pionowymi rozpórkami, wykrzyżowanej drutem. Płat trapezowy usztywniony linkami. Początkowo szybowiec miał podwozie kołowe, a ster kierunku nisko umieszczony. Po uszkodzeniu szybowca ster kierunku umieszczono wyżej i zlikwidowano



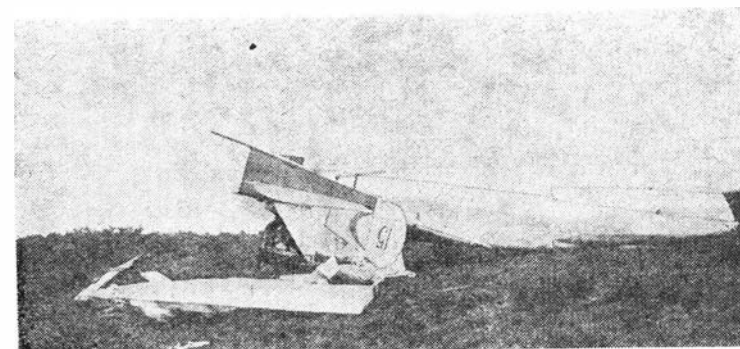
Rys. 7. Bydgoszczanka braci Działowskich — w wersji na płozach. Fot. ze zbiorów S. Działowskiego.



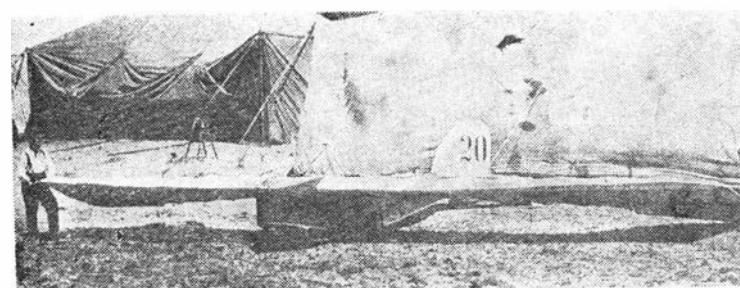
Rys. 9. Rywal — przypadkowo rozbity w pierwszym locie



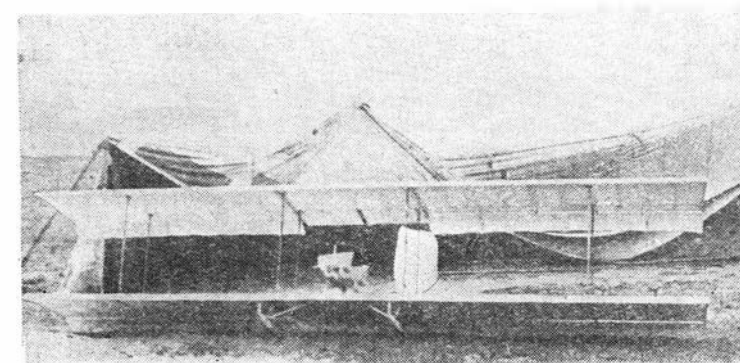
Rys. 10. Mewa po uszkodzeniu. Fot. ze zbiorów J. Czarneckiego.



Rys. 11. Rozbita Czajka — Fot. ze zbiorów Arch. Dok. Mech.



Rys. 12. Motyl. Fot. ze zbiorów J. Czarneckiego.



Rys. 13. S-III — jedyny szybowiec dwumiejscowy i dwupłatowy. Fot. ze zbiorów L. Musiałkowskiego.

wykrój w sterze wysokości, a następnie podwozie zmieniono na płozowe.

Bimbuś — również konstrukcji kpt. F. Jacha — został zbudowany w warsztatach Szkoły Pilotów w Bydgoszczy. Był to górnołat z prostokątnym płatem, kadłubem z płaskiej kraty z kabiną i z płozowym podwoziem. W II konkursie nosił nr konkursowy 3. Pilot W. Szulczewski wykonał na nim m.in. lot trwający 16 s.

Mechanik — konstrukcji J. Warczewskiego — został zbudowany przez Sekcję Mechaników Związku Lotników Polskich w Poznaniu. Na II konkursie nosił nr konkursowy 16 i jego pilotem był H. Gorzke. Szybowiec wykonał lot trwający 16 s, podczas którego uległa zniszczeniu połowka steru wysokości. Szybowiec opadł jak spadachron, bez uszkodzenia. Szybowiec naprawiono. W następnym locie

został rozbity. Szybowiec miał prostokątny, podparty zastrzałami kadłub kratownicowy o przekroju trójkątnym i kabinę krytą płótnem, podwozie płozowe.

Rywal — konstrukcji Tadeusza Garsteckiego — został zbudowany przez Kazimierza Wronskiego w jego warsztacie stolarskim w Poznaniu. Układ szybowca był wzorowany na szybowcu Miś, lecz podwozie miał płozowe. W II konkursie nosił nr konkursowy 17. Podczas pierwszego startu na zawodach w dniu 11 czerwca 1925 r. pil. A. Stempkowski z Morskiego Dywizjonu Lotniczego wyciągnął niezabezpieczony drążek sterowy i stracił panowanie nad szybowcem. Szybowiec wykonał półpętlę i został rozbity, a pilot złamał nogę. Lot trwał 12 s.

Mewa — konstrukcji Bilskiego — została ufundowana przez Poznański Związek Kolejarzy i zbudowana w warsztatach 3 pułku lotniczego w Poznaniu. W II konkursie nosiła nr 14 i była pilotowana przez konstruktora. Była górnołatem zastrzałowym, z elastycznie zamocowanym płatem w celu lepszego wykorzystania dynamicznych podmuchów wiatru. Podwozie kołowe, kadłub kryty sklejką. Szybowiec został rozbity podczas pierwszego lotu.

Czajka zaprojektowana przez Mieczysława Jasińskiego i Jana Czarneckiego została zbudowana w Warsztatach Kolejowych na Dworcu Głównym w Poznaniu. Budowa była finansowana przez poznańskich kolejarzy. W II konkursie szybowiec był pilotowany przez J. Skrzypka i nosił nr konkursowy 15. Podczas pierwszego startu został rozbity, rzucony podmuchem wiatru o zbocze. Do wypadku przyczyniła się nieduża powierzchnia usterzenia, które przez to było za mało skuteczne. Po wyremontowaniu szybowiec w 1926 r. przekazano poznańskiemu kolejowemu klubowi szybowcowemu Szybowa.

SL-3 został zaprojektowany przez Zygmunta Puławskiego (późniejszego znanego konstruktora samolotów myśliwskich PZL) i Jerzego Bistrama, członków Sekcji Lotniczej Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej. Szybowiec został zbudowany w pierwszej połowie 1924 r. w Centralnych Warsztatach Lotniczych w Warszawie. W październiku 1924 r. szybowiec był pokazany na wystawie lotniczej LOPP w Warszawie. Podczas przechowywania w zimie 1924/1925 uległ uszkodzeniu. Podczas remontu wiosną 1925 r. szybowiec otrzymał usterzenie od nieukończonoego szybowca studenta Sekcji J. Wojciechowskiego. Nowe podwozie do szybowca wykonano dopiero na Oksywiu. W II Konkursie szybowiec nosił nr 8 i był pilotowany przez kpt. St. Jakubowskiego. Podczas prób lotu został uszkodzony. Szybowiec miał bardzo małą powierzchnię nośną.

Motyl — został zbudowany przez Koło Lotnicze Szkoły Budowy Maszyn w Poznaniu pod kierunkiem inż. Michała Bohatyrewa. Szybowiec oznaczony nr 20 miał pilotować H. Gorzke na II konkursie. Lotów na nim nie wykonywano, prawdopodobnie ze względu na zbyt małą sztywność skrętną skrzydeł.

S-III projektu inż. Józefa Wallisa został zbudowany w wytwórni SAMOLOT w Poznaniu dla Komitetu Wojewódzkiego LOPP w Poznaniu. Był to dwumiejscowy szybowiec dwupłatowy. Koncepcja szybowca była wzorowana na dwumiejscowym dwupłatem szybowcu Fokkera, na którym w 1922 r. pobito światowy rekord długości lotu. Płaty S-III wykonano z elementów od samolotu Hanriot-28 budowanego w wytwórni SAMOLOT. S-III na II konkursie otrzymał nr 19. Miał go pilotować J. Kossowski. Jednak lotów na nim nie wykonano, gdyż szybowiec miał środek ciężkości zbyt przesunięty do tyłu. Był to pierwszy polski szybowiec dwumiejscowy.

Konkurs trwał 27 dni, do 14 czerwca 1925 r. łącznie wykonano 93 loty. Dni lotnych było 15. Nieodpowiedni teren (zbyt mała różnica poziomów) i wiatr o kierunku nie sprzyjającym lotom spowodowały, iż wyniki II konkursu (największy czas lotu 1 min 5 s) były znacznie skromniejsze niż w I konkursie (najlepszy czas lotu 3 min 6 s). Zaczyna się okres rozczarowania szybownictwem w naszym kraju. Francuski rekordzista szybowcowy por. Thoret wyraża opinię, że w Polsce nie ma terenów szybowcowych. Równocześnie maleje zainteresowanie lotami szybowcowymi w Europie Zachodniej. Konstruktorzy przerzucają się do budowy samolotów sportowych, gdyż w tej dziedzinie zaistniały wówczas możliwości. Dopiero lot Szczepana Grzeszczyka na CW-I trwający 4 min 13 s wykonany 26 maja 1928 r. zapoczątkowuje ponowny rozwój polskiego szybownictwa.

LASON J.

Lufttransport für Heute und Morgen

Die Entwicklungsperspektiven des Lufttransportes in Polen. Der Kostvergleich der Luft-, Wasser- und Eisenbahntransport. Ein Bedaff an den Lufttransport. Die stelle des Lufttransportes in der zukünftigen Wirtschaft von Polen.

WAŚKOWSKI W.

Die Hubschrauber von den europäischen Herstellerwerke. Teil I

Übersicht der Hubschrauber von Firmen: Messerschmitt-Bölkow-Blohm (BRD), Agusta, Elicotteri Meridionali und SIAI-Marchetti (Italien); es wurden auch die in dem Entwurfsstadium bleibenden Hubschrauber berücksichtigt.

Der Hängegleiter — Theorie und Praktik

Einige Fragen der Hängegleitermechanik-, aerodynamik und konstruktion (der Start, die Landung, die Langsamflugprobleme, die Bauvorschriften). Ein Kurvenflug, besonders die Wirkung des Auftriebsverteilungswechsels und die Bö-Belastungen während des Kurvenfluges, wird ausführlich beschrieben.

KLIMEK J.

Anwendung der Digitaldaten-Bearbeitungstechnik für den Flugsicherungskontrolldienst

Es wurde die Notwendigkeit begründet, wie die menschliche Arbeit in dem Flugsicherungskontrolldienst durch die Digitaldaten-Bearbeitungstechnik für die Vergrößerung der Durchsatzleistung zu ersetzen ist.

Entwurf der Transsonischen Profile mit der Hodographenmethode

Benutzung der Hodograph-Transformation für den Entwurf der transsonischen Profile.

MYCIELSKI B.

Die Dehnungsmessstreifen-Messungen in den gewerblichen Festigkeitsprüfungen (die praktische Bemerkungen)

Der Einsatz der Widerstand-Dehnungsmessstreifen für die Belastungs- und Spannungsbestimmung während der gewerblichen Prüfungen des Flugzeuges und seiner Teile; die Nach- und Vorteile der Methode.

KOSIOŁ R.

Die Miniatur-Rechenanlagen

Quantitative und qualitative Eigenschaften der Taschen-Rechenanlagen; die Einsatzmöglichkeiten und Benutzungsbeispiele.

BORGON J.

Die Rotor-Eigendrehung der TL-Triebwerkes mit dem Axialverdichter

Aufklärung des Begriffs der Rotoranlage-Eigendrehung der TL-Triebwerkes. Die Ursachen dieser Erscheinung und die Berechnungsbeispiele der Eigendrehungsbereiche mit der analytisch-grafischen Methode.

GLASS A.

Der II Segelflugzeugwettbewerb — Oksywie 1925

Vor 50 Jahren hat der II polnische Segelflugzeugwettbewerb stattgefunden. Es wurden die Beschreibungen der in diesem Wettbewerb teilnehmenden Segelflugzeuge und die erzielten Ergebnisse dargestellt.

LASOŃ J.

Воздушный транспорт сегодня и завтра

Перспективы развития воздушного транспорта в Польше. Сравнение себестоимости воздушного, водного и железнодорожного транспорта. Спрос на воздушный транспорт. Место воздушного транспорта в будущем хозяйстве страны.

WASKOWSKI W.

Вертолеты европейских заводов. Часть I

Обзор вертолетов фирм: Мессершмидт-Бэльков-Блём (ФРГ), Агуста, Элисоттери Мериционали и СИАИ-Марчетти (Италия), включающий также вертолеты в стадии проекта.

Балансирный планер — теория и практика

Проблемы механики, аэродинамики и конструкции балансирного планера (взлет, посадка, вопросы медленного полета, нормы прочности). Более широко описывается вираж, особенно последствия изменения распределения подъемной силы и нагрузки из-за воздушных порывов.

KLIMEK J.

Применение цифровой техники преобразования информации в управлении воздушным движением. Часть I

Обоснование концепции замены работы человека в области управления воздушным движением — цифровой техникой преобразования информации с целью увеличения пропускной способности. Задачи нового оборудования и пример системы — система применяющаяся в ФРГ.

Проектирование околосвуковых профилей годографическим методом

Применение годографической трансформации при проектировании околосвуковых профилей.

MYCIELSKI B.

Тензометрические измерения в заводских испытаниях на прочность (практические замечания)

Применение тензометров сопротивления для определения нагрузок и напряжений в ходе заводских испытаний самолета и его агрегатов. Недостатки и преимущества метода.

KOSIOŁ R.

Миниатюрные ЭВМ

Количественные и качественные свойства „карманных“ ЭВМ: возможности и примеры использования таких машин.

BORGON J.

Авторотация ротора турбореактивного двигателя с осевым компрессором

Объяснения понятия авторотации компрессора и турбины турбореактивного двигателя. Причины авторотации и примеры расчета диапазонов авторотации графо-аналитическим методом.

GLASS A.

II Конкурс Планеров — Оксыве 1925

50 лет тому назад состоялись II польские планерные состязания. В статье даются описания планеров принимающих участие в этих состязаниях а также достигнутые результаты.

Uprzejmie informujemy, że pod koniec bieżącego roku ukaże się

XXIV edycja

TERMINARZA TECHNIKA

na rok 1976

Cena Terminarza w okładce igielitowej wraz z jedną wkładką branżową i notatnikiem adresowym wynosi 30 zł

Tytuły wkładek branżowych:

Automatyka Przemysłowa
Budownictwo
Chemia
Ekonomika i Organizacja
Elektronika
Elektrownie i Sieci
Geodezja
Górnictwo
Hutnictwo
Instalacje i Urządzenia Przemysłowe
Komunikacja
Leśnictwo i Drzewnictwo
Materiały Budowlane
Mechanika-Konstrukcje
Mechanika-Technologie

Melioracja i Budownictwo Wodne
Odlewnictwo
Ogrodnictwo i Tereny Zielone
Okrętownictwo
Poligrafika i Papiernictwo
Przemysł Cukrowniczy
Przemysł Mleczarski
Przemysł Naftowy
Przemysł Skórzany
Przemysł Spożywczy
Rolnictwo
Technika Cyfrowa
Technika Sanitarna i Gazownictwo
Teleelektryka
Włókiennictwo

TECHNIKA ZAGRANICZNA

czasopismo ogólnotechniczne, poświęcone
zagranicznym osiągnięciom technicznym,
wydawane przez WCT NOT

W ciągu roku ukazuje się 12 zeszytów, wydawanych w większości we współpracy ze znanymi na świecie wydawnictwami czasopism technicznych krajów socjalistycznych i krajów kapitalistycznych.

Każdy zeszyt
TECHNIKI ZAGRANICZNEJ
zawiera m. in.:

- artykuły zagranicznych specjalistów
- informacje o osiągnięciach nauki, techniki i przemysłu za granicą
- informacje techniczno-handlowe
- inne działy, jak np. krótkie notatki, przegląd zagranicznej prasy technicznej, lektorat języków obcych dla techników itd.

KARTA ZAPYTAŃ

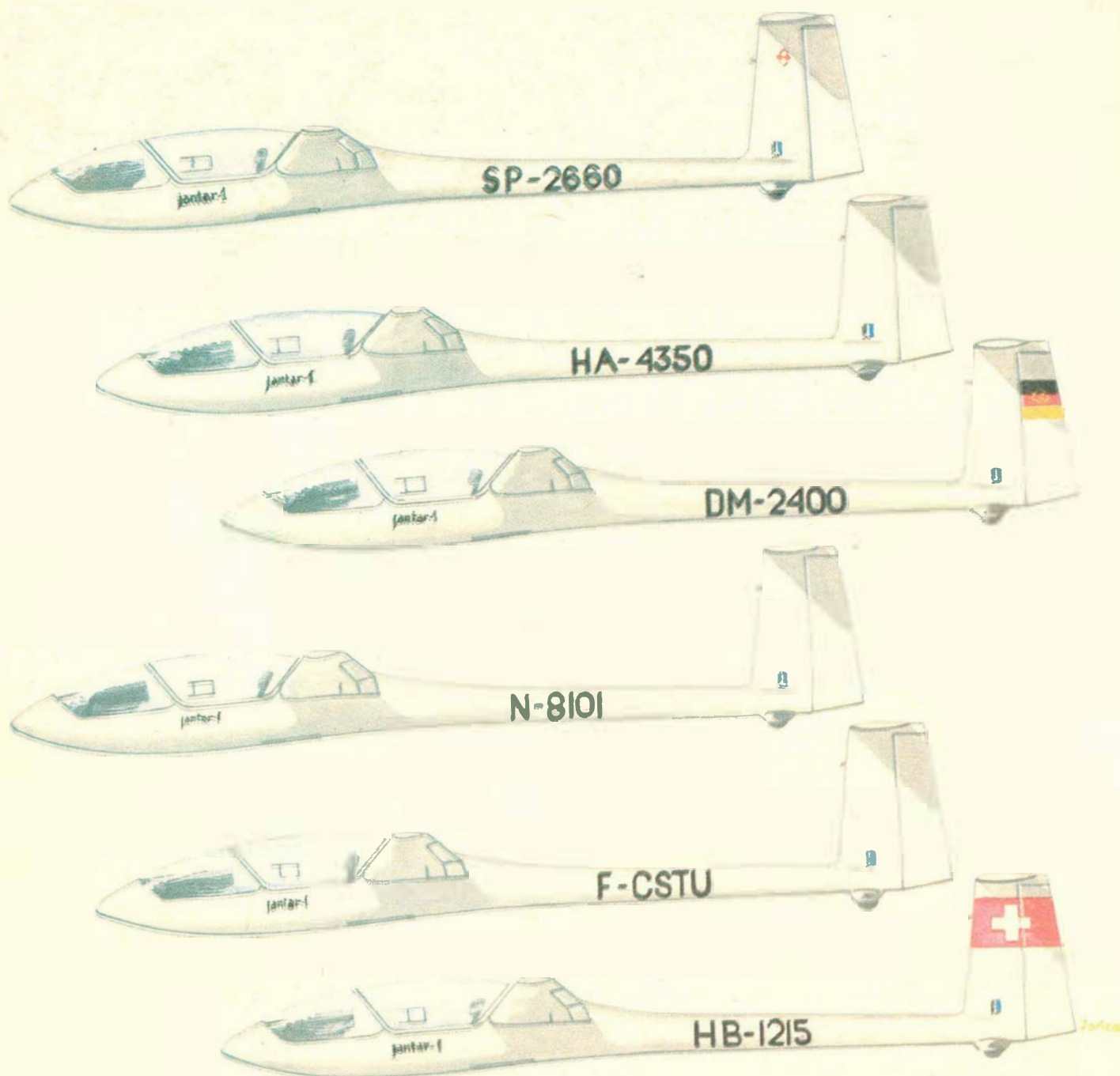
znajdująca się w każdym zeszycie Techniki Zagranicznej umożliwia szybkie i bez kłopotu otrzymanie bezpłatnych informacji z zagranicy.

Cena prenumeraty rocznej 360 zł. Prenumeratę na rok 1976 prosimy wpłacać do dn. 31.10.1975 na konto:

PKO 1-9-121697
Dział Prenumeraty WCT NOT
ul. Mazowiecka 12, Warszawa

W 1976 r. przewidujemy m. in. wydanie zeszytów specjalnych poświęconych technice Finlandii, Holandii, Japonii, RFN, Szwecji, USA i kilku krajów socjalistycznych.

SZD-38 JANTAR-1 Everywhere



AUSTRALIA, BULGARIA, FRANCE,
GDR, GREAT BRITAIN, HUNGARY,
POLAND, SWITZERLAND,
USA



Manufacturer:
Zakłady Szybowcowe PZL Bielsko
ul. Cieszyńska 325
43-302 Bielsko-Biała, POLAND
Phone: 250 21, Cable: Sezed;
Telex: 035 259 SZD PL



Exporter:
PEZETEL Foreign Trade Enterprise
of Aviation Industry,
ul. Przemysłowa 26,
00-950 Warszawa, POLAND
PO Box 371, Cable: Pezetel