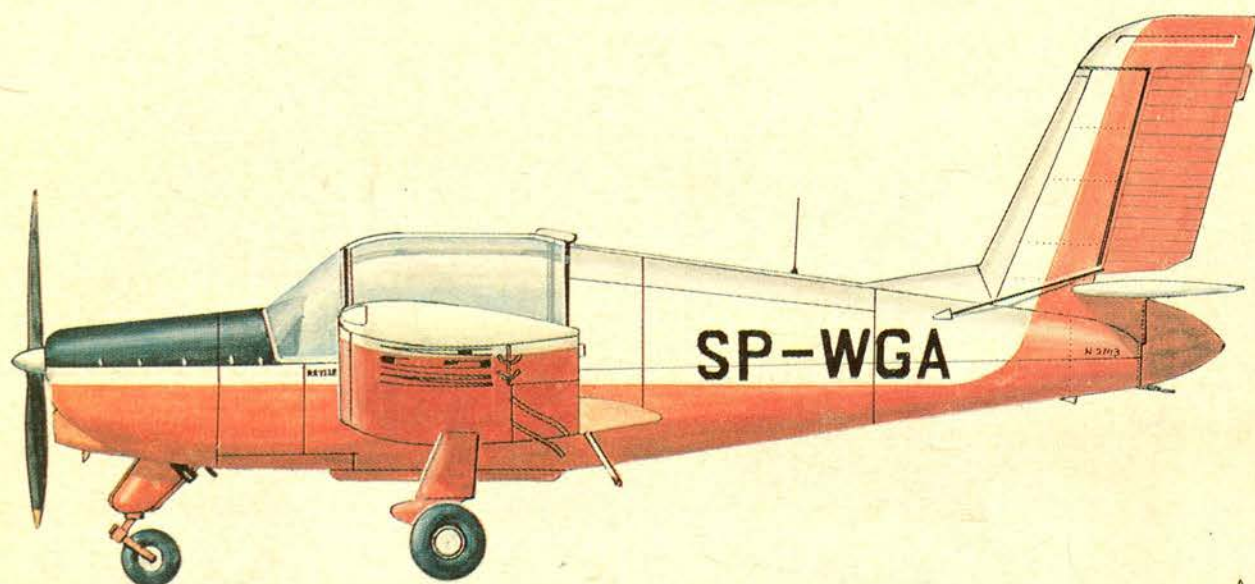


TECHNIKA

6'77

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● Проект бюджета подан в Коммисию Коммуникации и Связи Сэйма ПНР предусматривает в текущем пятилетии **покупку нескольких самолетов ИЛ-62.**

● В 1976 г. были установлены **6 планерных рекордов Польши.** Получены 250 серебряных и ок. 60 золотых планерных значков. Кроме этого пилоты получили свыше 50 брильянтов за увеличение высоты полета в 5000 м. 37 — за перелеты свыше 500 км и 96 — за полеты 300 км по замкнутым трассам. Получены также 30 планерных значков с тремя брильянтами. Во время прошлого года сезона польские планеристы пролетели около 78000 км.

● В **Чемпионате Мира по Свободным Воздушным Шарам**, который состоялся осенью прошлого года в г. Аугсбурге, приняли участие польские спортсмены из аэроклуба г. Познань пользовавшиеся двумя взятыми напрокат воздушными шарами. Они заняли 8 и 13 места.

● **Авиамодельный двигатель с вращающимся поршнем**, который производится в настоящее время, это только 5 см³ японский двигатель, стоящий ок. 100 долларов. Др инж. Мечислав Фолтыньски из политехнического института в г. Ченстохова после 6 лет работы создал прототип авиамодельного двигателя 10 см³ с вращающимся поршнем, мощностью свыше 1 лс, при оборотах 16000 об/мин. Вес двигателя 540 г, ресурс около 200 часов. Др Фолтыньски намерен создать двигатели этого типа для мотоплана и автомобиля Фиат 126 п.

● Новый **Центр Космических Исследований ПАН** включен до организованной „Интеркосмосом” программы исследований Арктика—Антарктида. Программа включает использование искусственных спутников Земли для геофизических исследований и точных геодезических измерений Земли. Точные наблюдения ведет астрономическо-геофизический обсерваторий в г. Боровец вблизи г. Познань, которая работает совместно с советскими обсерваториями.

● Был разработан проект **польско-советского эксперимента** заключающегося в установке на Луне автоматической аппаратуры для исследования атмосферы. Польские приборы строят научные работники из Университета им. А. Мицкевича в г. Познань совместно со специалистами из Института Геодезии и Геодезической Астрономии Политехникума из Варшавы. Исследования на Луне начнутся в 80-тых годах.

● Уже два года предприятие „Инсталь” из г. Насельск специализируется в **строительно-монтажных работах при использовании вертолетов.** Выполнено свыше 70 работ, за время свыше 500 часов. Опыт польских специалистов настолько значителен, что они получили заказ на разработку программы обучения летчиков для строительно-монтажных работ на вертолетах во всех странах СЭВа. Инсталь имеет уже заказы на весь 1977 год.

● Успешно окончился прошлый годний осенний **сезон волновых полетов** в аэроклубе в г. Новы Тарг (горы Татра). За 12 дней ноября 24 планериста, а за 2 дня декабря — 12 планеристов достигли увеличения высоты в 5000 м. Замечательны результаты спортсменки Г. Рыкель из г. Жешув — абсолютная высота 9078 м (второй брильянт) и А. Смелкевича из г. Бельско-Бяла (увеличение высоты в 7050 м — 3 брильянта).

● The state-budget presented to the Parliamentary Commission for Communication and Transport, estimates for the 5-year period ending in 1980, the purchase of **few more Il-62** airplanes.

● Further 6 national **saipplane records** have been set and about 250 silver badges and 60 golden badges have been presented to Polish pilots in 1976. Moreover, Polish pilots have won more than 50 diamond legs for gain of over-height of 5000 m, 37 diamond legs for 500 km and 96 diamond legs for 300 km O and R distances. About 30 golden badges legs (three diamonds) were presented to Polish pilots. Totally, during the last season, Polish glider pilots have flew more than 78 000 km.

● The 5 cu.cm, class modellers rotary engines of Japan production are available on the European market today (basic price approx. 100 \$ US) Mr. Mieczysław Foltynski, doctor, Msc. at Technical University in Częstochowa, after 6 years of research, has constructed successfully a **prototype of rotary engine.** The 10 cu.m engine, approx. 1 HP rated at 16 000 rpm, weights 540 gramms and has TBO of 200 hours. Furthermore, dr. Foltynski is going to design the rotary engine for motor-glider and Fiat 125 p.

● During the last **World Championship in Free Baloon Flights** in the autumn of 1976 at Augsburg, Polish pilots have taken 8th and 18th places.

● Newly established **Center for Cosmical Research of PAN** (Polish Academy of Sciences) has joined the Arctic-Antarctic Research Programme organised by the Inter-cosmos. Artificial satellites shall be used for geophysical experiments and accurate geodesy-surveing of the Earth. The astro-geophysical observatory at Borowiec near Poznań makes precise observations and measurements. Station at Borowiec collaborates with similar Russian research centers.

● The **Satellite Data Receiving Station** project is elaborated in Cracow. Russian and American Satellites shall be the source of information for this station. The symposium devoted to the problems of development of modern ag-meteorological services, was organised in January by IMiGW (Institute for Meteorology and Water Supply Economy). There is an urgent need of forecasting of these weather factors, which influence on the growth of agriculture most.

● Common **Polish-Russian experiment** which aims at placing of automatic instrumentation **on the surface of the Moon**, has been designed. The Polish equipment for the atmospherical research is beeing prepared by the scientist at the astronomical observatory of University at Poznań and in cooperation with the specialists at Institute of High Geodesy and Geodesy-Astronomy at Technical University in Warsaw. The research programme shall start in the early 80th.

● For two years already Instal Company in Nasielsk specialises in using **helicopters for construction works and buildings assembling.** The company runs Mi-2 and Mi-6A helicopters. Over 70 operations accounting to 500 hours of flight were already executed. The experience of Polish specialists is so valuable, that they were given the task of working out, for the use of members of COMECON, training programme for helicopter pilots in transport and assambling flights on Mi-6A, Mi-8 and Mi-10K helicopters. The services of Instal are already booked till the end of 1977.

● Last autumn, wave flight season, was a very successful one for Aeroclub Tatrzański in Nowy Targ. During twelve days in November 24 glider pilots, and during two days in December 12 glider pilots have won **diamond legs** for 5000 m gain of height. There were few very good results achieved. Mrs. M. Rykielówna from Rzeszów, gained the 9076 m altitude and won her second diamond leg. Mr. A. Smielkiewicz from Bielsko-Biała won diamond badge for 7050 m gain of height.

Adres Redakcji:

01-519 Warszawa, ul. Dymińska 6 m 155

Tel. 39-01-50

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: W sprawie terminologii lotniczej — lotnictwo lekkie czy ogólne	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Siły lotnicze na świecie. Ameryka Południowa	4
W. Waśkowski: UTTAS: wielozadaniowy śmigłowiec transportu taktycznego (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	5
W NASTĘPNYM NUMERZE	9
Z. Brodzki: Nowe profile lotnicze (CIEKAWE KONSTRUKCJE)	10
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	14
KARTOTEKA TLiA: Airbus A300 B2/B4	15
Mechaniczne układy sterowania (POMOCE KONSTRUKCYJNE 56)	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 54: Główne terminy francuskie. Cz. VI. Podwozie	21
B. Rzczyński: Długość drogi startowej jako podstawowe kryterium w analizie rozwoju klasyfikacji technicznych polskich lotnisk cywilnych (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	22
J. Borgoń: Przegląd metod umożliwiających zwiększanie rezerwu wysoko obciążonych cieplnie zespołów silników turbodrzutowych (LOT PROBLEMY)	25
Badania nad dokładnością obliczeń na minikalkulatorach	27
S. Januszewski: Pionierskie prace lotnicze Adama Ostoi-Ostaszewskiego (I) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	29

Na okładce: Rallye 100ST i Piper Seneca II — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa,
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

mgr Zofia Reyzz-Rubini

Redaktorzy działowi:

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

Rada Programowa:

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2. W-wa. Zam. 248/77. Nakład 4000 egz.
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
Konto PKO I O/M Warszawa nr 1531-5021.

Papier druk. powlekany V kl. 80 g. A1.

F-95

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—

INDEKS 38006/37999

New aerofoil sections

Discussion of the newest supercritical aerofoil sections for the transonic airplanes, GA(W) aerofoil sections for light planes and Liebeck aerofoil sections for the lightest aircrafts. Description of the profiles designed for helicopter rotors, improving helicopter performance. Examples of the application of the computers for research.

RZECZYŃSKI B.

Takeoff Distance as a Basic Criterion in a Development Analysis of Technical Classification of Polish Civil Airports

Definition of the basic takeoff distance. Comparison of technical classifications of Polish and international airports successively in force since 1934.

BORGON J.

A Survey of Methods Which Enable to Raise the Life of High-Temperature Turbojet Engine Parts

The article discusses the positive and negative effects of high temperature of gases before the turbine and analyses methods which enable to maintain the high temperature of gases with simultaneous provision for a maximum engine life.

Investigations of the Computation Accuracy of Minicomputers

The investigation results of an American scientist, showing computation inaccuracies of the generally used minicomputers. Opinions of other scientists and minicomputer manufacturers on the subject.

JANUSZEWSKI S.

Pioneer Works of Adam Ostoja-Ostaszewski, Part One

In this article the author gives a description of A. Ostaszewski's personality, his opinions on flight theory, his connections with A. Ostrzeniewski's concepts and a concept of flying machines at the turn of 19th and 20th century.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXII CZERWIEC 1977

T E C H N I K A

6

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

W sprawie poprawnej terminologii lotniczej — lotnictwo lekkie czy ogólne

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Silny rozwój lotnictwa lekkiego w USA i Europie Zachodniej w połowie lat 60-tych spowodował, iż terminy: samolot sportowy, samolot turystyczny i taksówka powietrzna oraz lotnictwo sportowe i lotnictwo turystyczne przestały odpowiadać rzeczywistości. Konieczne były nowe terminy — oddające faktycznie treść tego lotnictwa.

Było to bowiem lotnictwo w głównej mierze składające się z samolotów prywatnych, używanych nie do sportu czy turystyki, lecz do podobnych celów jak samochody osobowe, czyli do lokalnego transportu pilota i jego rodziny. Ponadto w skład tego lotnictwa wchodziła spora liczba samolotów służbowych, czyli dyspozycyjnych — które wcale nie były wynajmowanymi taksówkami powietrznymi, lecz stanowiły własność przedsiębiorstw i instytucji. Do tego dochodziła pewna liczba samolotów roboczych, wśród których najwięcej było rolniczych, trochę mniej małych samolotów lokalnego transportu pasażersko-towarowego (czyli tzw. dostawczych, lub latających furgonetek) i nikły procent samolotów sanitarnych i patrolowych.

Wychodząc z przepisów budowy sprzętu lotniczego, które wyodrębniają grupę samolotów o masie poniżej 5,7 t jako samoloty lekkie — przyjęła się na całym świecie ta nazwa oraz nazwa lotnictwo lekkie. Nie została natomiast sprecyzowana nazwa samolotu użytku własnego (termin *personal aircraft* — samolot osobisty nie jest używany, czasem stosuje się *private aircraft*). Używana jest i tu nazwa — samolot lekki (*light aircraft*).

Równocześnie niektóre kraje zaczęły wprowadzać termin *aviation generale* — lotnictwo ogólne, który próbuje się u nas tłumaczyć jako lotnictwo użytku ogólnego. Niestety trudno do tego terminu znaleźć uzasadnienie logiczne, gdyż samolot pasażerski jest znacznie bardziej dostępny do użytku ogólnego, niż samolot prywatny czy służbowy. Wersja tej nazwy: lotnictwo przeznaczenia ogólnego jest jeszcze mniej udolna. Termin lotnictwo ogólne jest natomiast tak ogólny, że znaczy równie dobrze — lotnictwo światowe.



POLSKA

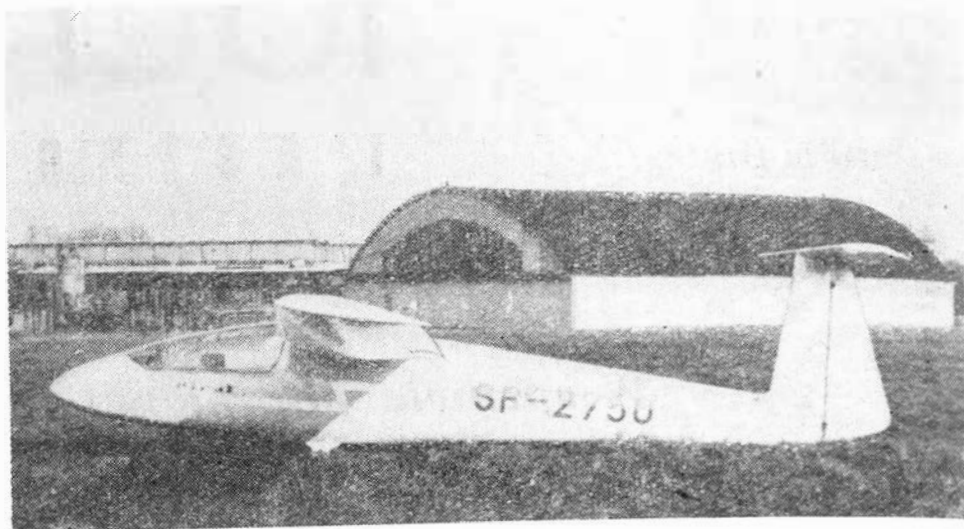
● Od 1 stycznia 1977 r. obowiązuje nowe rozporządzenie Ministra Komunikacji z dnia 8 października ub.r. w sprawie personelu lotniczego (Dziennik Ustaw nr 35/76), zastępujące rozporządzenie z dnia 4.V. 1968 r. (Dz.U. nr 15/68). Nowe rozporządzenie ustala podział personelu lotniczego na dwie grupy: personel latający i inny personel lotniczy. Do ostatniej grupy należą pracownicy obsługi, napraw, kontroli ruchu lotniczego, dyspozytorzy lotniczy. Dla każdej specjalności członków personelu lotniczego ustala się specyficzną licencję, określającą czynności, do których uprawnia. W rozporządzeniu wymieniono wymagania, których spełnienie upoważnia do otrzymania poszczególnych licencji.

● Złożony w sejmowej Komisji Komunikacji i Łączności projekt planu oraz budżetu tejże branży zakłada na bieżące pięcioletnie zakup kilku dalszych samolotów typu Il-62.

● W odprawie szkoleniowej kierowniczej kadry Wojsk Lotniczych, która odbyła się w końcu listopada ub.r., a której przewodniczył dowódca WL gen. dyw. pil. Tadeusz Krepski, uczestniczyli m.in. przedstawiciele: Dowództwa Zjednoczonych Sił Zbrojnych Układu Warszawskiego, Głównego Inspektoratu Szkolenia Sił Zbrojnych PRL, gen. bryg. pil. Jerzy Łagoda oraz szef Techniki Lotniczej. W pierwszym dniu wygłoszono szereg referatów problemowych oraz przeprowadzono szkolenie metodyczne w grupach specjalistycznych. Odbył się również pokaz sprzętu przeciwpożarowego i jego zastosowania w akcjach gaśniczych. Następnego dnia uczestnicy odprawy zwiedzili wystawę dorobku racjonalizatorów i nowatorów Wojsk Lotniczych, na której zgromadzono około 380 eksponatów. W godzinach wieczornych w sali klubu garnizonowego wystąpił zespół estradowy WL Eskadra oraz reprezentacyjna orkiestra Wojsk Lotniczych.

● W 1976 roku ustanowiono 6 szybowcowych rekordów Polski oraz zdobyto około 250 srebrnych odznak szybowcowych i ok. 60 złotych. Ponadto piloci uzyskali przeszło 50 diamentów za przewyższenie 5 tys. m, 37 diamentów za przeloty ponad 500 km i 96 — za przeloty 300 km po trasach zamkniętych. Zdobyto również ok. 30 odznak z trzema diamentami. W czasie ubiegłego sezonu polscy szybowcy wylatali w powietrzu ok. 78 000 km.

● Od chwili zorganizowania pierwszej w Wojskach OPK giełdy pomysłów wynalazczych i nowatorskich minęły dwa lata. W ciągu tego okresu odbyło się ich już dwanaście. Każda z nich przyniosła wiele cennych rozwiązań, które zastosowano nie tylko w Wojskach OPK, ale także w innych rodzajach sił zbrojnych oraz różnych dziedzinach gospodarki narodowej. Na XII giełdzie pomysłów wynalazczych i nowatorskich przybyli m.in. zastępca Ministra Obrony Narodowej, przewodniczący Komisji Głównej MON do spraw Inicjatyw i Nowatorstwa — gen. broni J. Urbanowicz, zastępca głównego inspektora WP, a także sekretarze Komisji Głównej MON ds. Inicjatyw i Nowatorstwa. Giełdę otworzył gen. bryg. L. Łozowicki. Na giełdzie pokazano m.in. przenośne urządzenie tlenowe do ratowania rozbitków lotniczych za pomocą śmigłowców Mi-2, tablicę świetlną obrazującą wysokość lotu samolotu, której wykorzystanie poprawi bezpieczeństwo w powietrzu (podczas dużej intensywności ruchu lotniczego), urządzenie do demontażu opon kół samolotowych oraz imitator obrotów wysokościomierza (który pozwoli przedłużyć żywotność sprzętu radiolokacyjnego). Radiotechnikom będzie służył projekt racjonalizatorski dotyczący sprzężenia stacji radiolokacyjnej z zapasową, niewykorzystywaną anteną. Zademonstrowano również urządzenie do sprawdzenia stanu pracy nadajników (pomocne dyżurnemu łączności), zmodernizowany system powiadamiania o sytuacji powietrznej i elektro-niczny zegar kwarcowy (którego główne



Szybowiec klubowy SZD-30B Pirat 75 (SP-2750)

zalety to dokładność i fakt, że jest świetlny) oraz inne rozwiązania wynalazcze.

● W grudniu 1976 r. miesięcznik Dowództwa Wojsk Lotniczych i Dowództwa Wojsk OPK obchodził jubileusz 30-lecia. Czasopismo — dobrze znane w ośrodkach lotniczych pod nazwą Wojskowy Przegląd Lotniczy — od trzech lat nosi tytuł Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju. Ten lotniczy periodyk, zawsze spełniający swą rolę wojskowego magazynu, jest chętnie i z pożytkiem czytany również przez cywilnych inżynierów i techników naszej branży. Z okazji jubileuszu prosimy przyjąć od bratniej redakcji serdeczne powinszowania oraz życzenia pomyślnego rozwoju.

● Zwolennicy upamiętnienia Lotniska Mokotowskiego z satysfakcją dowiedzieli się — z artykułu zamieszczonego na łamach Slrzydlatej Polski — że ta idea, rzucona przez architekta Jana Chojnackiego, żyje i doskonali się. Na Wydziale Architektury Politechniki Warszawskiej opracowano kilka wersji projektu, zaś jeden z nich został wstępnie akceptowany przez Naczelnego Plastyka Warszawy i zatwierdzony do realizacji.

● W Mistrzostwach Świata Balonów Wolnych, które odbyły się jesienią ub.r. w Augsburgu, startowali Polacy na dwóch wypożyczonych balonach. Zawodnicy ci uzyskali 8 i 13 lokatę. Skład załóg PRL stanowili członkowie sekcji balonowej Aeroklubu Poznańskiego. Sekcja ta od szeregu lat prowadzi szeroką współpracę z ośrodkami baloniarstwa w kraju oraz za granicą i jest organizatorem imprez propagandowych w regionie poznańskim. Sekcja balonowa AP powiększa swoje szeregi poprzez stały kontakt z młodzieżą. Rodzi się postulat, żeby polskie władze sportowe przywróciły baloniarstwu rangę rasowego sportu lotniczego i przy udziale Aeroklubu PRL ustaliły plan jego odbudowy i rozwoju. Niechże się odnowią nasze zwycięskie tradycje z międzynarodowych zawodów o puchar Gordon-Bennetta.

● Polska, będąca we wspólnocie socjalistycznej na drugim miejscu pod względem liczby mieszkańców i na trzecim pod względem powierzchni kraju, długością krajowej sieci lotniczej ustępuje czterem krajom, zajmując piątą pozycję za Czechosłowacją. A przecież istnieje w Polsce 12 miast liczących ponad 200 tys. mieszkańców, podczas gdy w CSRS — takich miast jest tylko cztery.

● Dla potrzeb modelarstwa lotniczego można nabyć w Europie silniki z wirującym tłokiem jedynie klasy 5 cm³, produkowane w Japonii (w cenie 236 marek RFN, tj. ok. 100 dol.). Dr inż. Mieczysław Foltynski z Politechniki Częstochowskiej, po 6 latach pracy, skonstruował udaną (czwartą) wersję prototypu silnika z krążącym tłokiem. Silnik ma pojemność 10 cm³ i moc powyżej 1 KM, przy 16 000 obr./min, masę — 540 g, żywotność — ok.

200 h. Konstruktor szuka producenta silnika (który mógłby wyeliminować import i stać się artykułem eksportowym) i bezpłatnie przekaże dokumentację. Ważne jest dla przemysłu, że dr Foltynski zamierza podjąć próby skonstruowania silnika do motoszybowca oraz do Fiata 126 p.

● Nowo powstałe Centrum Badań Kosmicznych PAN jest włączone do organizowanego przez Interkosmos programu badawczego Arktyka — Antarktyda. Program ten polega na wykorzystaniu sztucznych satelitów do badań geofizycznych i precyzyjnych pomiarów geodezyjnych Ziemi. Dokładne obserwacje prowadzi obserwatorium astronomiczno-geofizyczne w Borowcu koło Poznania. Stacja w Borowcu współpracuje z radzieckimi ośrodkami naukowymi.

● W Krakowie powstaje projekt Stacji Odbioru Danych Satelitarnych, dla której źródłem informacji będą meteorologiczne satelity radzieckie i amerykańskie. W styczniu IMiGW zorganizował sympozjum poświęcone problemom rozwoju nowoczesnych służb agrometeorologicznych. Zachodzi bowiem pilna potrzeba podjęcia prognozowania tych elementów, które mają wpływ na rozwój upraw.

● Zaprojektowano wspólny polsko-radziecki eksperyment, polegający na umieszczeniu na Księżycu automatycznej aparatury, która dokonywać będzie badań atmosferycznych. Polską aparaturę przygotowują naukowcy z obserwatorium astronomicznego Uniwersytetu im. A. Mickiewicza w Poznaniu, przy współpracy specjalistów z Instytutu Geodezji Wyższej i Astronomii Geodezyjnej Politechniki Warszawskiej. Badania na Księżycu mają być podjęte w latach osiemdziesiątych.

● Z inspiracji koła Związku Socjalistycznej Młodzieży Polskiej wprowadzono w życie w jednej z wojskowych jednostek lotniczych wybór Starszego Mechanika Kwartalu i Samolotu Kwartalu. W myśl regulaminu, wyboru laureatów dokonuje się pod koniec każdego kwartału, na zebraniach żołnierskich z udziałem personelu latającego. Oficer odpowiedzialny za sprawy inżynieryjno-techniczne prezentuje sylwetki starszych mechaników według następujących kryteriów: dyscyplina, udział w ruchu przodownictwa i współzawodnictwa, wiedza specjalistyczna, wiedza ogólnowojskowa (strzelanie, musztra, reglamin), przestrzeganie przepisów bhp, rzetelność wykonywania prac na samolocie i utrzymanie sprzętu lotnikowo-hangarowego, sposób prowadzenia dokumentacji pokładowej. Kryteria stosowane przy wyborze Samolotu Kwartalu są następujące: sprawność samolotu, ocena stanu technicznego uzyskana podczas przeglądów techniki i kontroli organizowanych przez sztaby nadrzędne. Samego aktu wyboru dokonuje w głosowaniu jawnym personel latający, członkowie zarządu koła ZSMP oraz dowództwo.



CZECHOSŁOWACIA

● Dalszym etapem współpracy między towarzystwem CSA a Interflugiem jest uruchomienie wspólnej linii międzynarodowej z Berlina przez Pragę do Larnaci na Cyprze. Loty odbywają się na samolotach Il-18. Porozumiano się również co do wspólnej obsługi linii do Afryki Zachodniej. Od 1 kwietnia połączenie do Free-town obsługiwać będą samoloty CSA z tym, że w kosztach eksploatacyjnych i dochodach będą równomiernie partycypować CSA i Interflug.



JUGOSŁAWIA

● Jugosławia ma 18 lotnisk komunikacyjnych. Spośród nich 13 przystosowanych jest do ruchu międzynarodowego. Port w Belgradzie obsługiwał w roku ubiegłym ponad 2 mln pasażerów. Obecnie trwa intensywna rozbudowa dworca pasażerskiego. Nowe dworce otrzymają wkrótce lotniska w Mariborzu, Zablaku, Tuzli, Samoborze i Banjaluce.



RFN

● Koncepcja prostego samolotu WoWi ma w RFN prowadzić do taniej nauki pilotażu. Wilden WoWi 10 ma silnik o mocy 25 KM, ciężar w locie 310 kg i prędkość podróżną 82 km/h. Podobno koszt godziny lotu wynosi 10% kosztów konwencjonalnych samolotów szkolno-treningowych.

● Szkolenie pilotów komunikacyjnych Lufthansy odbywa się na 2-letnich kursach obejmujących 1360 godzin szkolnych włącznie z praktyką latania na sprężenie dwusilnikowym.

● W 1978 roku wystawa samolotów i sprzętu lotniczego w Hanowerze otwarta będzie w dniach 26 kwietnia — 4 maja.



RUMUNIA

● W latach 1971-1976 Wydział Lotniczy Politechniki w Bukareszcie opuściło ponad 300 inżynierów lotniczych. Zapotrzebowanie na inżynierów tej branży jest większe, niż możliwości kształcenia przez Wydział Lotniczy. Obecnie na wszystkich semestrach Wydziału Lotniczego studiuje 500 studentów. Podział kierunkowy na każdym roku można określić następująco: budowa samolotów (40 studentów), budowa silników (40), osprzęt lotniczy (20).



USA

● Mimo formalnego wstrzymania przez Kongres w roku 1971 realizacji programu amerykańskiego pasażerskiego samolotu naddźwiękowego SST, prace studyjne nad samolotem naddźwiękowym były i są kontynuowane. Przy wydatnej pomocy NASA, pracuje się nad samolotami o prędkości M 2,2 i M 2,6 oraz nad silnikiem o ciągu 30 ton.

● Smigłowiec Sikorsky S.72, którego prototyp oblatano jesienią ub.r. ma wystrzeliwane fotele i wybuchowo odrzucaną głowicę wirnika wraz z łopatom. Wirnik jest pięciolopatowy. Prędkość maksymalna smigłowca 550 km/h, zaś przelotowa — 295 km/h.

● Zakłady Cessna zapowiadają produkcję nowych wersji samolotu Citation na lata 1978-1980. Citation II (oblatany 31.I.1977) na 6-10 pasażerów, rozwija — z dwoma silnikami turbinowymi — prędkość podróżną 675 km/h i ma zasięg ponad 3300 km. Citation III, przeznaczony dla 10-15 pasażerów również wyposażony w dwa silniki ma osiągać prędkość podróżną 896 km/h i ma mieć zasięg ponad 4400 km. Citation III w wersji międzykontynentalnej jest przeznaczony dla 8-13 pasażerów i ma mieć zwiększony zasięg do ponad 5000 km, w stosunku do poprzedniej wersji.

● Ubiegłoroczny zlot samolotów konstrukcji amatorskich Oshkosh 1976 zgromadził około 8 tysięcy samolotów. W czasie 9 dni trwania zlotu wykonały one ponad 64 tys. startów i lądowań. Organizator zlotu — Experimental Aircraft Association — zrzesza obecnie 46 330 członków w 500 kołach na terenie 60 krajów.

● W Stanach Zjednoczonych i Kanadzie duże samoloty tłokowe, wycofane z linii lotniczych, znajdują zastosowanie w ochronie lasów przed szkodnikami rozsypując środki owadobójcze.

● W styczniu prototyp promu kosmicznego OV-101 Enterprise został przetransportowany do ośrodka badawczego NASA, gdzie odbył próby kołowania. Następnie w bazie wojskowej w Edwards 18 lutego odbył się pierwszy próbny lot promu kosmicznego, przymocowanego do samolotu Boeing 747. Lot trwał 2 godziny na wysokości 7000 m, przy prędkości 461 km/h. W lipcu b.r. odbędą się swobodne loty załogowe, po starcie z wysokości ok. 13 000 m. Jeśli dotychczasowe eksperymenty wypadną pomyślnie, OV-101 przeleci na grzbiecie B-747 do Centrum Lotów Kosmicznych w Huntsville, gdzie prototyp poddany będzie próbom dynamicznym, po czym w ośrodku NASA otrzyma wyposażenie do lotów kosmicznych. Masa promu kosmicznego wynosi 67 500 kg, zaś orbitalny ładunek użyteczny — do 29 tys. kg. Samolot B-747 z promem waży 265 ton.

● W maju 1978 r. minie pół wieku od przelotu Lindbergha przez Atlantyk. Do tego terminu założyciele fundacji imienia Lindbergha zamierzają zebrać 5 mln dol. z przeznaczeniem na popieranie wypraw naukowo-sportowych. Na czele fundacji stoją astronauta Neil Armstrong i lotnik minionej wojny — James Doolittle.

Warto tu przypomnieć, że wyczynem znacznie trudniejszym był przelot z pasażerami dokonany przez C. Chamberlina, w dwa tygodnie później, z Nowego Jorku do Niemiec.

● Po sześciu latach deficytowej gospodarki towarzystwo PAN AM wypracowało receptę na rentowność. Oto ona: mniejsza ilość samolotów na liniach, dłuższy ich nalot (około 10 godzin dziennie) i loty czarterowe z wysokim wskaźnikiem zapelnienia. A propos dodajmy, że towarzystwa zachodnioeuropejskie użytkują samoloty krótko i — średniodystansowe 6-7 godzin na dobę, zaś długodystansowe 9 do 11 godzin.

OGÓLNE

● W zawodach samolotów akrobacyjnych, które odbyły się w Kijowie w ubiegłym roku, wyróżniły się samoloty amerykańskie typu S-1T o następującej charakterystyce: ciężar w locie 520 kg, prędkość maksymalna 280 km/h. Po treningu przeprowadzonym w RFN, na samolotach tych startowało pięciu pilotów amerykańskich.

● Wystawę poświęconą 200-leciu baloniarstwa zorganizowano w lecie 1976 r. w Belgii. Miała ona charakter światowy, gdyż szereg eksponatów nadesłały kluby balonowe i piloci z wielu krajów. Na jesieni ub.r. odbyły się w RFN pierwsze powojenne Mistrzostwa Świata Balonów Wolnych, wypełnionych gazem. Udział w nich wzięły reprezentacje trzynastu państw, wśród nich Polska. Ogółem startowało dwadzieścia balonów, przy czym zawodnicy z Austrii, Francji, RFN, Szwajcarii, USA, Wielkiej Brytanii i Polski dysponowali dwoma balonami. Rozegrano trzy konkurencje, w postaci przelotów docelowych. Tytuł mistrzowski zdobyła załoga szwajcarska, drugie i trzecie miejsca otrzymali piloci RFN.

● Przygotowywane są nowe doświadczenia w ramach radziecko-francuskiej współpracy w kosmosie. Za pomocą rakiety nośnej ZSRR zostanie wystrzelony francuski satelita przeznaczony do prowadzenia obserwacji astronomicznych w paśmie promieniowania gamma. Satelita ten będzie współpracował z krążącym na wysokoeliptycznej orbicie radzieckim sputnikiem typu Prognoz (sputniki z tej serii przeznaczone są do badań astrofizycznych).

● ICAO znowelizowała załącznik 16 do Konwencji lotnictwa cywilnego, określający normy dopuszczalnego hałasu lotniczego. Przyszłe odrzutowe samoloty naddźwiękowe mają mieć zmniejszone normy hałasu od 4 do 8 EPNdB w porównaniu do obecnie eksploatowanych ciężkich samolotów transportowych. Nowelizacja dotyczy również norm dopuszczalnego hałasu przez samoloty tłokowe i samoloty przystosowane do krótkiego startu.

● Jesienią ub. roku odbyło się w Genewie pierwsze międzynarodowe seminarium na temat walki z pożarem na pokładzie samolotu.

● Największy tunel aerodynamiczny w Europie powstanie w holenderskiej miejscowości Nardooostpolder, w wyniku współpracy Holandii z RFN. Tunel będzie miał 140 m długości, 50 m szerokości i 25 m wysokości. Koszt jego budowy wyniesie ok. 35 mln dol. US. W tunelu zaprojektowano trzy sekcje pomiarowe o prędkościach: 55 m/s (przestrzeń pomiarowa średnicy 9,5 m), 100 m/s (8x6 m) i 130 m/s (6x6 m).

● Dla podawania koniecznych danych metod na małych lotniskach opracowano tzw. Videograf do pomiaru widoczności w zakresie od 100 m do 10 km oraz tzw. Celoskop — do pomiaru wysokości chmur do 700 m.

● Nareszcie obserwuje się ostry kurs w stosunku do porywaczy samolotów. Sąd wojskowy w Manili skazał na karę śmierci trzech piratów, którzy uprowadzili samolot filipińskich linii lotniczych.

Zgodnie z umową o współpracy w dziedzinie zapobiegania porywania samolotów Iran wydał Związkowi Radzieckiemu porywacza samolotu Aeroflotu An-2.



Siły lotnicze na świecie

Ameryka Południowa

URUGWAJ

Sily Powietrzne	
B: Lockheed A1-33	6
Lockheed F-80	6
Razem	12
Sz: Beech T-11	6
North American T-6	12
Razem	18
T: Beech Queen Air	2
Douglas C-47	12
Fairechild FH-227/Fokker F. 27	5
Razem	19
H: Bell UH-1	2
Hiller UH-12	2
Razem	4
P: Cessna 182	2
Cessna UH-17	8
Razem	10
Łącznie	63
Lotnictwo Morskie	
R: Grumman S-2	3
Sz: Beech T-34	1
North American T-6	4
Razem	5
T: Beech C-45	3
H: Bell 47	2
Hiller OH-23	4
Razem	6
Łącznie	17
Ogółem	80

DOMINIKANA

Sily Powietrzne	
B: DH Vampire	10
Douglas B-26	3
North American	20
Razem	33
Sz: Beech T-11	?
Boeing PT-17	?
North American	?
T: Convair PBY-5A	2
Curtiss C-46	6
Douglas C-47	6
Razem	14
H: Alouette	3
Bell 47	2
Hiller UH-12	2
Hughes OH-6	7
Sikorsky H-19	2
Razem	16
P: Cessna 170	3
DHC Beaver	3
Razem	6
Ogółem	69

PARAGWAJ

Sily Powietrzne	
Sz: Boeing PT-17	5
MS. 760	1
North American T-6	10
Razem	16
T: Beech C-45	3
DHC Twin Otter	1
Douglas C-47	10
Douglas C-54	2
Razem	16
H: Bell 47	12
Hiller UH-12	3
Razem	15
P: Aerotec Urupuru	(20)
Piper L-4	4
Cessna 185	?
Razem	4 + (20)
Ogółem	51 + (20)

GWATEMALA

Sily Powietrzne	
B: Cessna A-37	8
Sz: Cessna T-37	3
Lockheed T-33	5
North American T-6	10
Razem	18
T: Douglas C-47	6
H: Bell UH-1	6
Hiller OH-23	1
Sikorsky H-19	3
Razem	10
P: Cessna 170	6
Cessna 172	?
Cessna 180	3
Cessna 182	?
Cessna 206	2
Razem	11
Ogółem	45

SALWADOR

Sily Powietrzne	
B: North American F-51 Mustang	6
Douglas B-26	5
Razem	11
Sz: Beech T-11	?
Beech T-34	3
North American T-6	10
Razem	13
T: Douglas C-47	4
H: Fairchild Hiller FH-1100	1
Ogółem	27

HAITI

Sily Powietrzne	
B: North American F-51	6
Sz: North American T-6	2
North American T-28	2
Razem	10
T: Beech C-45	2
Douglas C-47	3
Razem	5
H: Sikorsky H-34	4
P: Cessna 310	1
Ogółem	21

PANAMA

Sily Powietrzne	
T: DHC Twin Otter	1
Douglas C-47	4
Douglas DC-6	1
Lockheed Electra	1
Razem	7
H: Bell UH-1	2
Fairechild-Hiller FH-1100	3
Razem	5
P: Cessna U-17	5
Cessna 180	1
Razem	6
Ogółem	18

JAMAJKA

Sily Lądowe	
T: B-N Iskander	1
Cessna 185	2
DHC Twin Otter	1
Razem	4
H: Bell 47	2
Bell Jet Ranger	1
Razem	3
Ogółem	7

Oznaczenia: B — samoloty bojowe, R — samoloty rozpoznawcze, Sz — samoloty treningowe, T — transportowe, H — śmigłowce, P — pozostałe, w nawiasach — zamówienia
 Źródła: Flight z 28.VIII.1975 r.; Interavia nr 1/1975.

UTTAS: wielozadaniowy śmigłowiec transportu taktycznego

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Instytut Lotnictwa

Wyposażenie formacji śmigłowcowych wojsk lądowych USA. Rozwój badań nad nowym śmigłowcem transportu taktycznego — UTTAS (założenia ogólne, wymagania dotyczące charakterystyki i osiągnięć). Koncepcje firm Boeing-Vertol i Sikorsky. Prognoza rozwoju śmigłowca Sikorsky YUH-60A.

Na polu walki i w działaniach logistycznych (zaopatrzeniowych) lekkiego lotnictwa wojsk lądowych podstawową rolę odgrywają wielozadaniowe śmigłowce transportu taktycznego [1, 2]. Śmigłowce te mogą przewozić tysiące uzbrojonych żołnierzy na odległości do 200 km (dotychczas) i 300 km (w przyszłości) lub przerzucać plutony czy kompanie piechoty np. na sąsiednie wzgórza, które stało się obiektem taktycznym, skąd ewakuują rannych, aby z kolei dostarczyć broń i zaopatrzenie oddziałom odciętym przez nieprzyjaciela. Najważniejszym jednak zadaniem stojącym przed śmigłowcami tego typu jest realizacja taktycznego desantu śmigłowcowego [3].

Śmigłowce transportu taktycznego — według porzekadła kursującego w krajach anglosaskich — służą do przewożenia *wojska, amunicji, rannych i fasoli*... [4], czyli że są to konie robocze lotnictwa wojsk lądowych.

Przydatność tego rodzaju śmigłowców została dowiedziona w ostatnim piętnastolecu przez — dziś już klasyczne — śmigłowce rodziny UH-1 Iroquois, bardziej znane pod nazwą Huey. Nic przeto dziwnego, iż bez mała połowę składu floty śmigłowcowej wojsk lądowych USA stanowią np. wielozadaniowe Iroquois, a ich liczba jest ponad dwa razy większa niż drugich z kolei śmigłowców, tj. obserwacyjnych i zwiadowczych lekkich Bell OH-58 Kiowa.

Jak wynika z tablicy, US Army — zgodnie z doświadczeniem uzyskanym na polu walki w Azji Południowo-Wschodniej, które równocześnie traktowała jako poligon, sprawdzając zalety i wady użytego sprzętu — zdecydowała się na daleko posuniętą specjalizację przeznaczenia i konstrukcji poszczególnych rodzajów śmigłowców, dzieląc je na cztery grupy pod względem wykonywanych zadań: obserwacyjno-łącznikowe, wielozadaniowe (*utility*) transportu taktycznego, szturmowe oraz ciężkie transportowe.

Jak dotychczas USA jest jedynym krajem kapitalistycznym, który przeprowadził specjalizację w łonie swych formacji śmigłowcowych wojsk lądowych. Inne kraje stosują raczej nie specjalizację, lecz wielofunkcyjność, a zadania stawiane przez właściwe władze śmigłowcom wojskowym uzależnione są od ich alternatywnego uzbrojenia.

Jaka jest przyczyna braku (w zasadzie) specjalizacji pod względem przeznaczenia europejskich śmigłowców wojsk lądowych. Brak rozeznania? Nie. Tylko i wyłącznie niedobór środków finansowych.

Wydaje się, iż w tym miejscu warto jeszcze przypomnieć czytelnikowi porównywalny potencjał flot śmigłowcowych wojsk lądowych Stanów Zjednoczonych i pozostałych, najbardziej rozwiniętych gospodarczo krajów kapitalistycznych, to jest Anglii, Francji, RFN i Włoch.

Flota śmigłowcowa wojsk lądowych na 1.XII.1976 r.: Anglii — 454 sztuk, Francji — 620, RFN — 530, Włoch — 386; razem 1990 sztuk wraz z planowanymi dostawami do 1980 r. [5].

Gdy porównamy liczbę śmigłowców US Army z parkami śmigłowców wojsk lądowych wyżej wymienionych państw przekonamy się, iż stanowią one zaledwie 26% liczby śmigłowców, którymi dysponują Stany Zjednoczone.

W czasie agresji amerykańskiej w Wietnamie śmigłowce rodziny UH-1, prócz zalet, wykazały jednak również i swą słabość w stosunku do wymogów stawianych im przez kierownictwo US Army.

Po pierwsze wystąpił gwałtowny spadek udźwigu użytecznego wraz ze wzrostem temperatury otoczenia i wysokością lotu. Oto bowiem nawet najnowsze śmigłowce rodziny Iroquois, a więc UH-1H, z powodu niedostatecznej mocy silnika (Lycoming T-53-L-11, 1100 KM) nie mogły

spełnić warunków stawianych im przez wojsko, zakładających dla UH-1 transport 3 członków załogi i 11 uzbrojonych żołnierzy wraz z pełnym zapasem paliwa. Tymczasem na wysokości 0 m śmigłowce UH-1 mogły przewieźć tylko 3 członków załogi i 7 żołnierzy przy zasięgu taktycznym. Ale już na wysokości 1220 m i przy temperaturze +30°C tylko jednego (!) żołnierza. Co oznacza, iż przewidywany zasięg taktyczny (pełny zapas paliwa) nigdy nie mógł być osiągnięty.

Po drugie: konstrukcja śmigłowców rodziny UH-1 nie zapewniała możliwości przeżycia załodze i żołnierzom w przypadku zestrzelenia lub awaryjnego lądowania przy prędkości pionowej powyżej 8÷10 m/s.

Te fakty nie powinny dziwić. Pomimo przeprowadzonych siedmiu modyfikacji śmigłowce UH-1 są przestarzałe. Koncepcja Iroquois została opracowana jeszcze w 1955 r., kiedy nowemu uzbrojeniu stawiano znacznie mniejsze wymagania niż tego wymagały realne warunki walki. Zresztą pomimo unowocześniania — zarówno silnik jak i konstrukcja oparte były o koncepcję z 1955 r., a więc z czasu, kiedy dopiero rodziła się koncepcja śmigłowca transportu taktycznego.

Wojna wietnamska wykazała zatem, iż *roboczy koń* lotnictwa US Army nie w pełni zdał egzamin, a wymogi stawiane przez taktykę walki dowiodły, że należy poszukiwać nowych rozwiązań konstrukcyjnych i sposobu zmniejszenia wrażliwości taktycznej przyszłych śmigłowców wielozadaniowych transportu taktycznego.

W tych warunkach planiści uzbrojenia wojsk lądowych Pentagonu przystąpili na początku lat sześćdziesiątych do wstępnego opracowania koncepcji przyszłościowych śmigłowców, które miały stać się następcami Iroquois.

Rozwój śmigłowca UTTAS

W 1965 roku Pentagon zatwierdził wstępne założenia techniczne i taktyczne dla przyszłego śmigłowca transportu taktycznego, które otrzymały robocze oznaczenie UTTAS, tj. *Utility Tactical Transport Aircraft System* (system śmigłowca wielozadaniowego transportu taktycznego).



Rys. 1. Wielozadaniowy śmigłowiec transportu taktycznego Sikorsky UH-60A UTTAS, zwycięzca we współzawodnictwie z firmą Boeing-Vertol



Rys. 2. Przegrrywający śmigłowiec UH-61A UTTAS firmy Boeing-Vertol

TABLICA. Wyposażenie formacji śmigłowcowych US Army na 01.01.1976 r.

Typ	Rodzaj	Sztuk
UH-1 (wszystkie odmiany)	wielozadaniowy transport taktyczny	4153
AH-1 (wszystkie odmiany)	szturmowy	742
OH-58 Kiowa	obserwacyjny i łącznikowy	2067
OH-6 Cayouse	obserwacyjny i łącznikowy	425
TH-55 Osage	obserwacyjny i łącznikowy	636
HH-13 Sioux	obserwacyjny i łącznikowy	165
CH-47 Chinook	ciężki transportowy	432
CH-54 Tarhe	ciężki transportowy	76
Razem		8686

Przez kolejnych sześć lat (do 1971 r.) dopracowywano szczegóły koncepcji i przeprowadzano badania najważniejszych elementów UTTAS'a. W połowie 1971 r. Pentagon ustalił, jakie UTTAS ma mieć charakterystyki, osiągi, konstrukcję, silniki, uzbrojenie i środki zapewniające mniejszą wrażliwość na przeciwdziałanie nieprzyjaciela.

Zasadnicze przeznaczenie UTTAS w stosunku do UH-1 pozostaje bez zmian, ale nowy śmigłowiec ma spełniać te wszystkie wymagania (zasieg, mała wrażliwość na przeciwdziałanie, zabezpieczenie załogi), których UH-1 nie mógł spełnić z powodów już omówionych.

Założenia ogólne UTTAS'a:

- napęd: UTTAS ma być wyposażony w 2 silniki o mocy łącznej nie mniejszej niż 3000 KM na wale;
- okres międzyremontowy: dla najważniejszych zespołów okres międzyremontowy ma być zwiększony o 1012 h (z 488 do 1500 h);
- przeglądy i prace konserwacyjne: powinny one być skrócone z 6,7 roboczogodzin na każdą godzinę lotu do 3,8 roboczogodzin;
- gotowość do akcji: wykazać się nią musi 82% wszystkich przyszłych śmigłowców (w przypadku UH-1 wynosiła ona 75%);
- przygotowanie UTTAS do transportu samolotem: ma ono trwać 6,5 roboczogodzin, a nie 38,5 roboczogodzin jak przy UH-1 [6].

Koncepcja charakterystyk i osiągnięć:

- cel: transport (odmiana transportu taktycznego) 3 członków załogi i 11 uzbrojonych żołnierzy wraz z pełnym zapasem paliwa na standardowy zasięg taktyczny na pułapie 1220 m i przy temperaturze +30°C;
- masa całkowita: 6810 kg, masa użyteczna 3178 kg;
- prędkość przelotowa 269÷324 km/h;
- prędkość przelotowa przy pełnym obciążeniu na wysokości 1500 m i pracy tylko 1 silnika: 185 km/h;
- prędkość wznoszenia: 2,3÷2,8 m/s;
- zdolność manewru pionowego: wznoszenie 61 m przy prędkości 278 km/h na odcinku 336 m;
- czas lotu: 2,3 h przy średniej prędkości przelotowej.

Po ustaleniu wymagań dotyczących ogólnych założeń, charakterystyki i osiągnięć, Pentagon 05.01.1972 r. zlecił (po przeprowadzeniu wstępnego konkursu) budowę trzech prototypów dla prób w locie i jednego prototypu dla prób wytrzymałościowych firmom Sikorsky i Boeing-Vertol. Prototypy, po przeprowadzeniu prób w locie przez wytwórnie miały być dostarczone do lutego 1976 r. lotnictwu wojsk lądowych, którego piloci i inżynierowie mieli przeprowadzić próby kwalifikacyjne w warunkach taktycznych.

4 sierpnia 1972 r. Pentagon udzielił Boeingowi 91 mln dolarów, a Sikorskiemu — 61 mln dolarów z tytułu bezwrotnego kredytu przeznaczonego na prace badawczo-rozwojowe i budowę prototypów. Obie firmy zbudowały ponadto z własnych funduszy jeszcze po jednym prototypie z myślą o ewentualnej odmianie cywilnej, a Boeing-Vertol o śmigłowcu bazowanym na lotniskowcach.

Należy przypuszczać, że firmy Sikorsky i Boeing-Vertol jeszcze przed uzyskaniem kredytów z chwilą zapoznania się z koncepcją UTTAS, przystąpiły do opracowania własnych projektów tego śmigłowca. W innym bowiem przypadku nie byłyby one zdolne do postawienia już we wrześniu 1973 r. do dyspozycji komisji konkursowej lotnictwa US Army makiet śmigłowców UTTAS. Komisja kwalifi-

kacyjna po przeprowadzeniu prób wydała opinię pozytywną dla obu konkurujących śmigłowców. W oparciu o tę opinię Sikorsky rozpoczął 10 czerwca, a Boeing 15 lipca 1974 r. próby wytrzymałościowe prototypów nr 004.

Projekt Sikorsky'ego otrzymał oznaczenie firmowe S-70, a Boeinga M-179, odpowiednie oznaczenia wojskowe brzmiały: YUH-60A i YUH-61A.

Harmonogram oblotów

Nr prototypu	data oblotu YUH-60A	data oblotu YUH-61A
001	17.10.1974	29.11.1974
002	21.01.1975	25.02.1975
003	28.02.1975	30.03.1975

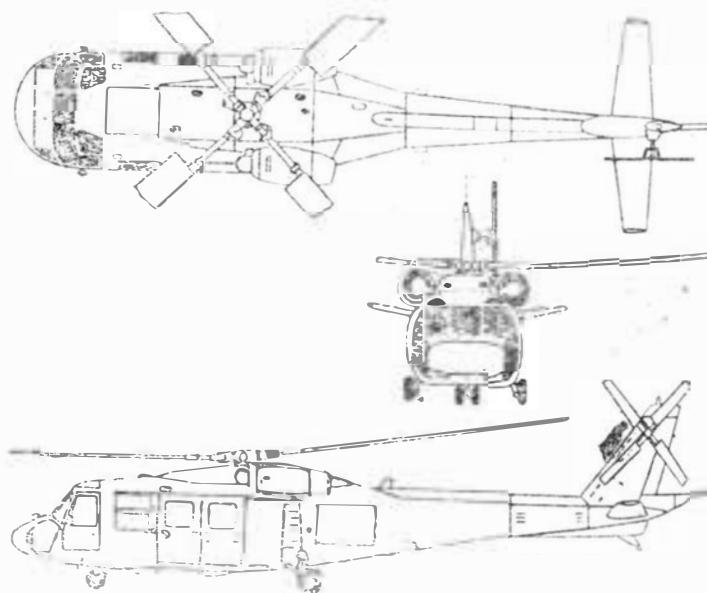
Według założeń konkurujące prototypy miały wylatać do 1976 r. po 505 h. Liczba ta została przekroczona [7].

Próby kwalifikacyjne w locie, w warunkach taktycznych rozpoczęły się w styczniu 1976 r. Do prób użyto wszystkich sześciu prototypów. Do września 1976 r. próby kwalifikacyjne w locie przeprowadzone przez przedstawicieli lotnictwa US Army miały osiągnąć po 709 h dla YUH-60A i YUH-61A. Selekcja i wybór śmigłowca miały zakończyć się w listopadzie 1976 r., ale zostały przedłużone o miesiąc, tak że dopiero pod koniec grudnia wytypowano zwycięzcę [8].

Koncepcja śmigłowców UTTAS: YUH-60A i YUH-61A

Charakterystyki i osiągi [9, 10, 11, 12]

		YUH-60A	YUH-61A
Napęd		2 × GE-T700	2 × GE-T700
Moc startowa	[km/h]	2 × 1536	2 × 1536
Moc na wysokości 1220 m i temp. +15°C	[KM]	2 × 868	2 × 868
Masa startowa (wyposażenie standardowe)	[kg]	7485	6821
Masa przy przeciążeniu	[kg]	9720	—
Masa własna	[kg]	—	4302
Ładunek podwieszony	[kg]	3178	—
Średnica wirnika nośnego	[m]	16,15	14,93
Średnica wirnika ogonowego	[m]	3,35	3,10
Długość kadłuba	[m]	15,53	15,79
Wysokość	[m]	—	4,63
Pojemność kabiny transportowej	[m³]	—	11,66
Prędkość maks. na wysokości 1220 m	[km/h]	335	287
Prędkość przelotowa na wys. 1220 m	[km/h]	271	269
Prędkość wsteczna	[km/h]	65	—
Czas lotu	[h]	—	2,8
Pułap zawisu bez wpływu ziemi	[m]	1768	1966
Pułap zawisu z wpływem ziemi	[m]	3048	—
Pułap	[m]	5337	—
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	[g]	2,4	—



Rys. 3. Śmigłowiec Boeing-Vertol UH-61A w trzech rzutach

Dowództwo Lotnictwa Wojsk Lądowych USA narzuciło tak szczegółowe postulaty dotyczące charakterystyk, osiągnięć i bezpieczeństwa przyszłego wielozadaniowego śmigłowca transportu taktycznego, iż obie konkurujące firmy musiały opracować bardzo zbliżone do siebie projekty, zwłaszcza że stanęły one wobec konieczności zastosowania tego samego zespołu napędowego (GE-T-700). Dlatego też obie firmy zastosowały czterolopatowe pojedyncze wirniki nośne, podwozia na kołach i w identyczny sposób zainstalowały silniki — po obu stronach tylnej części kabiny transportowej. Natomiast można spostrzec duże rozbieżności, jeżeli chodzi o rozwiązania konstrukcyjne poszczególnych elementów płatowca.

Koncepcja firmy Boeing-Vertol

Dla Boeinga było nowością zastosowanie pojedynczego wirnika nośnego, dotychczas bowiem we wszystkich swych śmigłowcach stosował układ dwuwirnikowy. Jest to spadek po Franku Piaseckim — założycielu tej firmy, wykupionej następnie przez Boeinga.

Wirnik Boeing-Vertol ma konstrukcję półsztywną, opartą o rozwiązanie konstrukcyjne zachodnoniemieckiej firmy Messerschmitt-Boelkow-Blom, zastosowane w śmigłowcach Bo-105. Boeing nabył licencję na produkcję tej konstrukcji. Według opinii Boeinga użycie podobnej konstrukcji wirnika nośnego zmniejsza liczbę elementów o 60 sztuk w porównaniu do wirnika o konstrukcji sztywnej.

Wirnik nośny ma profil o dużej sile nośnej i wykonany jest z materiałów zespolonych, wirnik ogonowy — z laminatów.

YUH-61A ma usterzenie płytowe umieszczone nisko, co ma chronić wirnik ogonowy przed skutkami ostrzału z ziemi. Kąt nastawienia usterzenia zmienia się automatycznie w zależności od prędkości lotu. Duże kąty nastawienia używane są przy starcie i lądowaniu.

Konstrukcja kadłuba ramowa, pokład i ścianki boczne płatowca wykonane są z laminatów z przekładką ulownicową, co zapewnia większe bezpieczeństwo załodze i skracając czas napraw.

Koncepcja firmy Sikorsky

Projekt Sikorsky'ego pod względem parametrów zewnętrznych i pojemności śmigłowca tylko nieznacznie odbiega od koncepcji śmigłowca Boeinga, natomiast poważne różnice wykazuje konstrukcja wielu żywotnych zespołów.

Sikorsky zastosował kółko ogonowe, a nie podwozie trzykołowe. Wirnik ogonowy umieszczony jest na wale odchylonym o 20° od pionu. Zdaniem projektantów firmy Sikorsky, takie ustawienie wirnika ogonowego zwiększa siłę nośną (przy założonej masie śmigłowca YUH-60A) o 181 kg, co powoduje automatyczny wzrost ciężaru użytkowego i pozwala na zmniejszenie średnicy wirnika nośnego.

Duże wymiary statecznika pionowego umożliwiają po utracie wirnika ogonowego dłuższy lot (Sikorsky twierdzi, iż nawet powrót do bazy) przy prędkości do 130 km/h.

Duży płytowy nisko umieszczony statecznik poziomy chroni wirnik ogonowy przed skutkami ostrzału i zabezpiecza naziemną obsługę przed ewentualnymi urazami (podobnie jak w projekcie Boeing-Vertol).

Wydaje się jednak, iż najbardziej rewolucyjnym elementem śmigłowca jest rozwiązanie konstrukcyjne wirnika nośnego, będące wynikiem doświadczeń Sikorsky'ego uzyskanych w trakcie opracowywania kilku programów, zwłaszcza zaś wirników dla śmigłowca S-61.

Oto kilka szczegółów dotyczących wirnika nośnego zastosowanego przez Sikorsky'ego w śmigłowcu YUH-60A.

Lopaty wirnika nośnego mają konstrukcję dźwigarów z tytanu, a część spływowa wykonana jest z laminatów i rdzenia ulownicowego typu Normex. Krawędzie natarcia pokryte są niklem w celu zapobieżenia powstawaniu wżer. Końcówki łopat są skośne, co umożliwia uzyskanie większej prędkości. Elastomerowe łożyska w głowicy wirnika nośnego składają się z warstw gumy i metalu. Nie wymagają one smarowania. Podobna konstrukcja pozwala też na zmniejszenie liczby elementów o 80 sztuk. Tłumiki drgań użyte w głowicy wirnika nośnego poważnie redukują czas i koszty remontów. Taka konstrukcja łopat zmniejsza też znacznie wrażliwość na skutki trafienia po-



Rys. 4. Trzy prototypy śmigłowca Sikorsky UH-60A UTTAS w locie

ciskiem wybuchowym kalibru 23 mm, podobnie sprawa ma się z konstrukcją nośną płatowca.

Przekładnie pośrednie i wirnika ogonowego nie wymagają smarowania, są one bowiem umieszczone w zalutowanej i zaplombowanej obudowie, w której znajduje się ilość smaru wystarczająca do pracy elementów przez cały okres międzyremontowy. Ponadto taka konstrukcja w pewnym stopniu chroni te zespoły przed katastrofalnymi skutkami wypływu smarów, wywołanego trafieniem cięższego pocisku.

Do dalszego obniżenia kosztów przeglądów i konserwacji przyczynia się modułowa konstrukcja przekładni głównej (składa się ona z 5 zespołów, przy czym prawy i lewy moduł są wzajemnie wymienne).

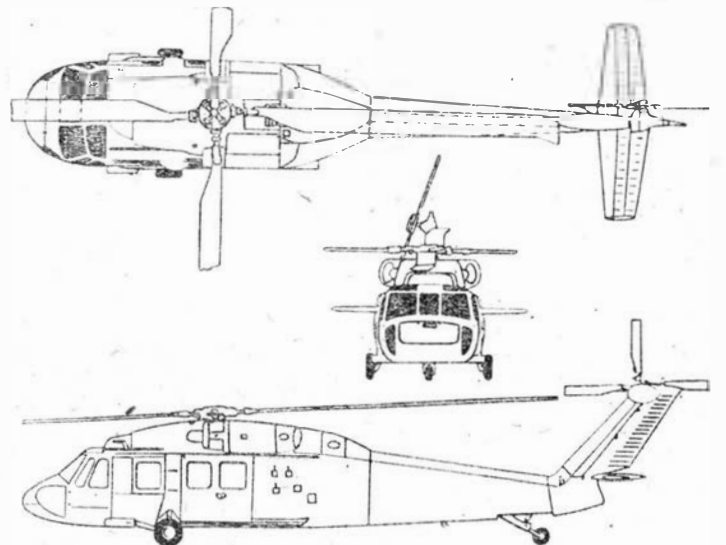
Konstrukcja przekładni głównej pozwala na jej nieprzerwaną pracę przez 30 minut nawet po całkowitym wycieku smarów.

Jednym z podstawowych zadań, które sobie postawiła firma Sikorsky przy projektowaniu śmigłowca YUH-60A, jest maksymalne zabezpieczenie załogi i transportowanych żołnierzy przed skutkami awarii, poprzez zwiększenie współczynnika bezpieczeństwa i zmniejszenie wrażliwości śmigłowca na przeciwdziałanie nieprzyjaciela.

Wzmocnione zostały ścianki boczne kabiny pasażerskiej i załogi, chroniące przed skutkami trafienia pociskami przeciwpancernymi i zapalającymi (kaliber 7,62 mm) odpalonymi z odległości ponad 100 m. Jak twierdzi firma Sikorsky, załoga śmigłowca ma wszelkie szanse przeżycia skutków zderzenia śmigłowca z podłożem, przy uderzeniu o nie nawet przy prędkości opadania do 14 m/s, co odpowiada autorotacji z wysokości 650 m bez amortyzacji [13].

A oto dalsze elementy zabezpieczenia załogi zastosowane przez Sikorsky'ego:

- specjalnie amortyzowane fotele pochłaniają energię uderzenia w przypadku kraksy;
- duże drzwi zapewniają szybką ewakuację żołnierzy po zderzeniu z podłożem,



Rys. 5. Śmigłowiec Sikorsky UH-60A UTTAS w trzech rzutach

— wzmocniona konstrukcja płatowca pozwala na umieszczenie silników i przekładni głównej poza obrębem kabiny,

— wewnętrzne wyłączniki automatycznie uruchamiają gaśnice w przypadku wybuchu pożaru na pokładzie śmigłowca,

— kółko ogonowe pochłania energię w przypadku ostrego zderzenia z podłożem i pozwala na start i lądowanie na dużych kątach,

— odporne na zgniecenie zbiorniki paliwa zmniejszają niebezpieczeństwo pożaru,

— dwustopniowe olejowe amortyzatory pochłaniają energię uderzenia w przypadku awarii,

— umieszczenie zespołów awioniki i elektroniki wyłączanie w przedniej części płatowca bezpośrednio przed kabiną załogi,

— umieszczenie zbiorników paliwa daleko od wszystkich urządzeń elektrycznych,

— zamocowanie podwozi po obu bokach płatowca tak, iż w przypadku awarii nie może ono przebić pokładu albo ścianek bocznych kabiny [14].

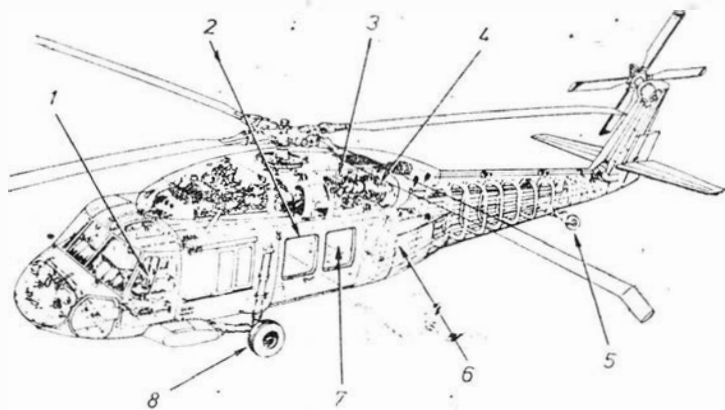
Śmigłowiec Sikorsky YUH-60A: prognoza rozwoju, produkcji i zbytu

23 grudnia 1976 r. zapadła oczekiwana przez większość przedstawicieli lotniczej prasy fachowej decyzja komisji kwalifikacyjnej przyznająca zwycięstwo firmie Sikorsky.

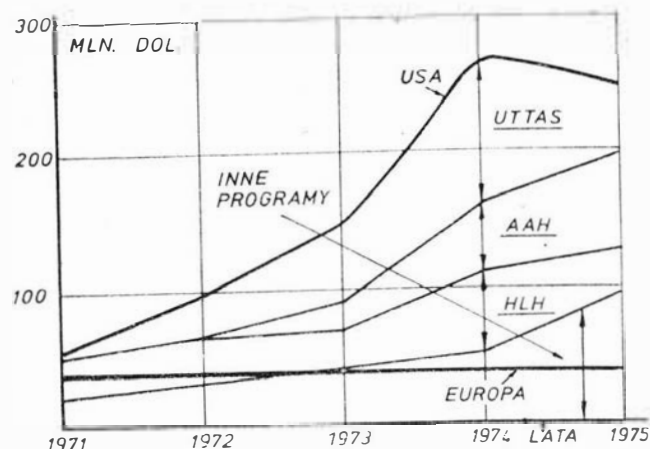
US Army stwierdziła wyższość charakterystyki i osiągnięć uzyskiwanych przez śmigłowiec YUH-60A (obecnie już UH-60A, litera Y oznaczała, iż płatowiec znajduje się w stadium prób prototypu) i jeszcze w grudniu 1976 r. zawarła z Sikorskim umowę na dostawę (w bliżej nie określonym terminie) 1107 tych śmigłowców. Liczba zakupionych przez lotnictwo US Army UTTAS jest mniejsza niż wynosi flota amerykańskich wielozadaniowych śmigłowców transportu taktycznego, gdyż według stwierdzenia Pentagonu, 15 UTTAS powinny wykonać zadania 25 Iroquois.

Przyczyny wyboru UH-60A

Przyczyny wyboru przez komisję kwalifikacyjną US Army śmigłowca UH-60A uzasadnił E. Miller, podsekretarz Stanu US Army do spraw badań i postępu technicznego. Według Millera zwycięstwo należało się Sikorskiemu, bowiem konstrukcja jego śmigłowca prezentuje niższy współczynnik technicznego ryzyka, jest bardziej dojrzała i dopracowana, dzięki czemu koszty jego eksploatacji i prac konserwacyjnych będą niższe niż w przypadku śmigłowca Boeing-Vertol. Ponieważ zaś żywotność UTTAS przewi-



Rys. 6. Przekrój śmigłowca Sikorsky UH-60A UTTAS: 1 — specjalnie amortyzowane fotele pochłaniające energię uderzenia w przypadku kraksy; 2 — duże drzwi zapewniające szybką ewakuację żołnierzy po zderzeniu z podłożem; 3 — wzmocniona konstrukcja płatowca pozwala na umieszczenie silników i przekładni głównej poza obrębem kabiny; 4 — wewnętrzne wyłączniki automatycznie uruchamiają gaśnice w przypadku wybuchu pożaru płatowca lub silników; 5 — kółko ogonowe pochłania energię powstałą wskutek ostrego zderzenia z podłożem, pozwala równocześnie na start i lądowanie na dużych kątach; 6 — odporne na zgniecenie zbiorniki paliwa zmniejszają niebezpieczeństwo pożaru; 7 — amortyzowane fotele dla transportowanych żołnierzy; 8 — dwustopniowe olejowe amortyzatory pochłaniają energię uderzenia w przypadku awarii



Rys. 7. Państwowe dotacje USA i krajów Zachodniej Europy na prace badawczo-rozwojowe nad śmigłowcami

dziana jest co najmniej na 20 lat, a praktycznie do końca bieżącego wieku, sumy zaoszczędzone będą bardzo duże.

W czasie prób kwalifikacyjnych stwierdzono, iż UH-60A wykazuje się znacznie lepszymi osiągnięciami niż jego konkurent: ma większą prędkość wznoszenia, co zawdzięcza mniejszej masie własnej, większą prędkość maksymalną (śmigłowiec Boeinga również spełnił pod tym względem warunki US Army, ale Sikorski je przekroczył). Ponadto śmigłowiec Boeinga wykazuje bardzo wysoki poziom drgań (wg Millera: nie do wytrzymania). Likwidacja tych drgań pociągnęłaby za sobą poważny wzrost kosztów i przedłużenie prac rozwojowych (Boeing zdając sobie sprawę z tych usterek jeszcze na kilka dni przed wydaniem decyzji przez komisję kwalifikacyjną podwyższył o 35 cm wal wirnika nośnego, aby w ten sposób zmniejszyć poziom drgań) [15].

Jedynym elementem w śmigłowcu Boeinga, który dorównuje, a być może nawet przewyższa jego odpowiednik u Sikorskiego, są łopaty wirnika nośnego z materiałów zespolonych (są one mniej wrażliwe na ostrzał nieprzyjaciela).

Miller jednak, omawiając wartość obu konkurujących śmigłowców powiedział, że jak na razie, tytanowe dźwigary i ulownice łopat wirników UH-60A odpowiadają wymaganiom lotnictwa US Army, sprawa zaś ich wymiany może być jeszcze rozważana.

Koszty i dostawy UH-60A

W grudniu ub. r. Sikorski podpisał z US Army dwie wstępne umowy:

— na 83,4 mln dol. na produkcję 15 seryjnych UH-60A w 1977 r.;

— na 66,3 mln dol. przeznaczone na kontynuację prac badawczo-rozwojowych, których dotychczasowy koszt wyniósł 352 mln dol. (nie licząc kosztów prac badawczo-rozwojowych nad silnikiem T-700, awioniką i uzbrojeniem).

Wraz z umową podpisaną przez Sikorskiego, General Electric otrzymał zamówienie na dostawę odpowiedniej liczby silników i części zamiennych dla pierwszych piętnastu śmigłowców Sikorskiego (wartość 39 mln dol.) [16].

Cena każdego z tych 15 śmigłowców została ustalona na 5,56 mln dolarów. Pierwszy z nich ma być dostarczony jeszcze w sierpniu bieżącego roku, a więc w czasie niewiarygodnie krótkim w pojęciu zachodnioeuropejskich producentów sprzętu lotniczego.

Klauzula do tych kontraktów przewiduje, iż Sikorski ma zbudować do 1981 r. 353 UH-60A. Harmonogram dostaw jest następujący: w 1978 r. — 58 sztuk, a w 1979 r. — 129 sztuk i w 1980 r. — 168 sztuk. Poczynając od tego roku tempo produkcji nie może być wolniejsze niż po 14 sztuk miesięcznie (w przypadku rozwoju eksportu znacznie więcej).

Cena jednostkowa na dostawy śmigłowców od 1978 r. została ustalona na 1,5 mln dolarów, z tym jednak zastrzeżeniem, iż Sikorski będzie otrzymywał ekstra premię w miarę wzrostu kosztów produkcji i rozwijania się spirali inflacji.

Wartość całego kontraktu (1107 śmigłowców) ma się zamknąć w wysokości 3367 mln dolarów według cen z 1976 r. [15].

Dla firmy Boeing-Vertol wygrana Sikorskiemu stanowiła prawdziwy cios, który może nawet zaważyć na jej dalszej egzystencji. Do końca bieżącej dekady Boeing-Vertol ma w swoim portfelu zamówień tylko jedno, co prawda bardzo duże zlecenie: na opracowanie modyfikacji ciężkich śmigłowców CH-47 Chinook i na realizację tej modyfikacji (koszt prac badawczo-rozwojowych nad modyfikacją wynosi 85 mln dolarów, a jej realizacja — 900 mln dolarów, prace te są rozłożone na 6-7 lat, tj. do około 1984 r.).

Angielskie czasopismo *Flight* omawiając wytworzoną sytuację pisze: „Boeing nigdy nie zajmował się rynkiem cywilnych śmigłowców. Poniesiona porażka może go wyeliminować z udziału w przemyśle wiroplatów, jeżeli Marynarka Wojenna USA nie wyciągnie go z biedy, powierzając budowę morskich śmigłowców LAMPS bazowanych na okrętach. Z drugiej jednak strony, względy ekonomiczne przemawiają za tym, aby Marynarka wybrała UTTAS, zmodyfikowany zgodnie z jej wymaganiami. Produkcja jednego typu śmigłowców dla US Army i US Navy przyczyniłaby się w poważnym stopniu do obniżenia jednostkowego kosztu tych śmigłowców [15]. Pierwszym skutkiem poniesionej porażki było zwolnienie przez Boeinga 600 pracowników w zakładach w Filadelfii.

Ofensywa Sikorskiego

Zawarcie kontraktu z US Army stało się dla Sikorskiego bardzo mocnym impulsem do podjęcia ofensywy na rynkach zarówno śmigłowców cywilnych jak i eksportowym.

Korzystając z wyników prac badawczo-rozwojowych nad śmigłowcem UTTAS, Sikorski jeszcze w 1973 r. przystąpił do projektowania cywilnych odmian tego śmigłowca. Badania marketingowe utwierdziły Sikorskiego w przekonaniu, iż na rynku śmigłowców cywilnych istnieje potencjalne zapotrzebowanie na maszyny pasażerskie o pojemności 20-30 osób. Takie też śmigłowce Sikorski zaprojektował (robocze oznaczenie tych śmigłowców: S-78C-20 i S-78C-29, pierwszy z nich ma 20 miejsc, drugi — 29 miejsc; cyfra 8 ma oznaczać, iż te śmigłowce będą odpowiadały wymaganiom rynku poczynając od 1978 r.). S-78-20 jest prawie dokładną repliką UTTAS'a, a więc prace rozwojowe nad tym typem po pierwsze nie pociągną za sobą większych nakładów (ich gros pokryło przecież US Army), a po drugie będą one mogły być skrócone w czasie, gdyż przeróbki są względnie niewielkie.

Sikorski podał niektóre szczegóły dotyczące obu śmigłowców. I tak: S-78C-20 będzie miał masę startową 7945 kg, a S-78C-29 — 9069 kg; masy użyteczne obu śmigłowców będą wynosiły 3806 i 4704 kg. Jako napędów Sikorski użyje silniki CF-700, tj. odmiany cywilnej silników T-700,

Do artykułu W. Waśkowskiego „Śmigłowce wojskowe Europy Zachodniej” z numeru 477:

LITERATURA

1. Nato Helicopter Market Expanding, *Aviation Week*, 1975, 29.09., s. 69;
2. Panzerabwehr Hubschauber, *Der Flieger*, 1975, nr 9, s. 359;
3. Super Puma — France's UTTAS..., *Flight*, 1976, 20.03., s. 693;
4. 25 anni di attività, *Ala Rotante*, 1976, nr 4-5, s. 4-6;
5. Air forces of the World, *Interavia*, 1975, nr 1, s. 81;
6. World air forces, *Flight*, 1975, 28.08., s. 302-303;
7. Aircraft Price Digest, 1976, Summer Edition, s. 109;
8. Jane's All the World Aircraft, 1975/1976;

zainstalowanych na śmigłowcach UTTAS. Moc startowa silników wynosi 1420 KM, awaryjna przez 2,5 minuty — 1536 KM. Oba cywilne śmigłowce mają rozwijać na wysokości 0 m prędkość maksymalną 311 km/h, prędkość przelotowa będzie wynosiła 275 km/h. Zasięg obu śmigłowców przewidziany jest na 740 km z zapasem paliwa na dalsze 30 minut lotu [17].

Drugim bezpośrednim skutkiem zwycięstwa jest eksportowa ofensywa Sikorskiego. Dowodem tego są liczne rozmowy prowadzone przez kilka krajów (Austria, Australia, Belgia, Japonia, Holandia, RFN, Szwajcaria) w sprawie ewentualnego zakupu UTTAS lub licencji i *Know-How* na jego produkcję.

W związku z tak dużym zainteresowaniem zagranicy śmigłowcem UH-60A wydaje się więcej niż prawdopodobne, iż:

— Sikorski zbuduje znacznie więcej śmigłowców UTTAS niż to zakłada wieloletnia umowa zawarta z US Army, co — wobec wydłużenia serii i wynikającego z tego faktu obniżenia kosztów własnych wytwarzania — stworzy Sikorskiemu warunki do stosowania w kontraktach eksportowych najniższych cen, do których poziomu (prawdopodobnie) żaden inny producent nie będzie mógł zejść;

— jedyny istniejący konkurent amerykańskiego śmigłowca UTTAS, tj. francuski Puma produkowany we względnie krótkich seriach, znajdzie się w bardzo trudnym położeniu na zagranicznych rynkach zbytu, tak że nadzieje Francuzów związane z rozwinięciem jego eksportu okażą się złudne.

Nowy amerykański sukces, podobnie jak to się stało w przypadku konkurencji amerykańskiego samolotu myśliwsko-bombowego F-16 i francuskiego Mirage F-1, będzie oznaczał kolejną przegraną europejskiego przemysłu lotniczego.

LITERATURA

1. W. WĄSKOWSKI: Śmigłowce wojsk lądowych. Wyd. Instytutu Lotnictwa, Warszawa 1977 r., s. 78-81.
2. W. WĄSKOWSKI: Śmigłowce wojskowe Zachodniej Europy. Technika Lotnicza i Astronautyczna 1977 nr 4.
3. M. PORĘBA: Taktyczny desant śmigłowcowy. Przegląd Wojsk Lotniczych i Obrony Powietrznej Kraju, luty 1977, s. 8.
4. UTTAS... *Air International* August, 1975 s. 67.
5. Air Forces of the World — 1977. *Interavia* 1977, s. 82-83.
6. UTTAS..., op. cit., s. 68.
7. Le programme UTTAS: compétition serrée entre Boeing-Vertol et Sikorski. *Air et Cosmos* 1976 nr 645, 13.XI., s. 31 i 56.
8. UTTAS..., op. cit., s. 69.
9. H. LEVY: UTTAS, où en est-on? *Aviation Magazine* 1975 nr 670, 15.XI., s. 35.
10. H. LEVY, op. cit., s. 36.
11. Jane's All the World Aircraft. London 1976/1977.
12. UTTAS..., op. cit., s. 71 i 73.
13. UTTAS..., op. cit., s. 69-70.
14. Sikorski YUH-60A protects the crew. *Vertiflite* 1976 nr 1-2.
15. Sikorski wins UTTAS Competition. *Flight* 1977, 8.I., s. 64.
16. UTTAS: l'US Army choisit Sikorski. *Air et Cosmos* 1977 nr 652, s. 20.
17. UTTAS... *Air — Cosmos* op. cit., s. 20.
9. B. Grisaffi: Una formazione severa alla base della elevata professionalità di piloti e specialisti dell' ALE, *Ala Rotante*, op. cit., s. 19-22;
10. L'Helicoptere biturbine A-109 d'Agusta, *Air et Cosmos*, 1976, 13.11., s. 27;
11. Air forces of the World, *Interavia*, 1975, nr 1, s. 80;
12. World air forces, *Flight*, 1975, s. 297-298;
13. Müller: Einsatzkonzept für Hubschrauber des Heeres, taktische Forderungen an ein Flugführungssystem, *Der Flieger*, 1975, nr 9, s. 358;
14. Federal Germany, *Air International*, 1976, nr 8, s. 54;
15. Panzerabwehr Hubschrauber, *Der Flieger*, 1976, nr 2, s. 45;
16. Un helicoptere economique de lutte anti-chars: le Hughes 500 M-D Defender, *Air et Cosmos*, 1976, nr 648, 14.12., s. 14-15.

W NASTĘPNYM NUMERZE

W numerze 777 zapoznamy Czytelników z wystąpieniami przedstawicieli Sekcji Lotniczej SIMP i SITKom w dyskusjach na VII Kongresie Techników Polskich.

Będą to wypowiedzi: mgr inż. Feliksa Borodzika („Sekcja Lotnicza SIMP na VII Kongresie KTP”), mgr inż. Aureliusza Misiorka („Lotnictwo cywilne — poważny potencjał rezerw możliwych do wykorzystania w wielu dziedzinach gospodarki narodowej”), mgr inż. Eligiusza Kłodzińskiego („Sprzęt lotniczy dla potrzeb komunikacji”),

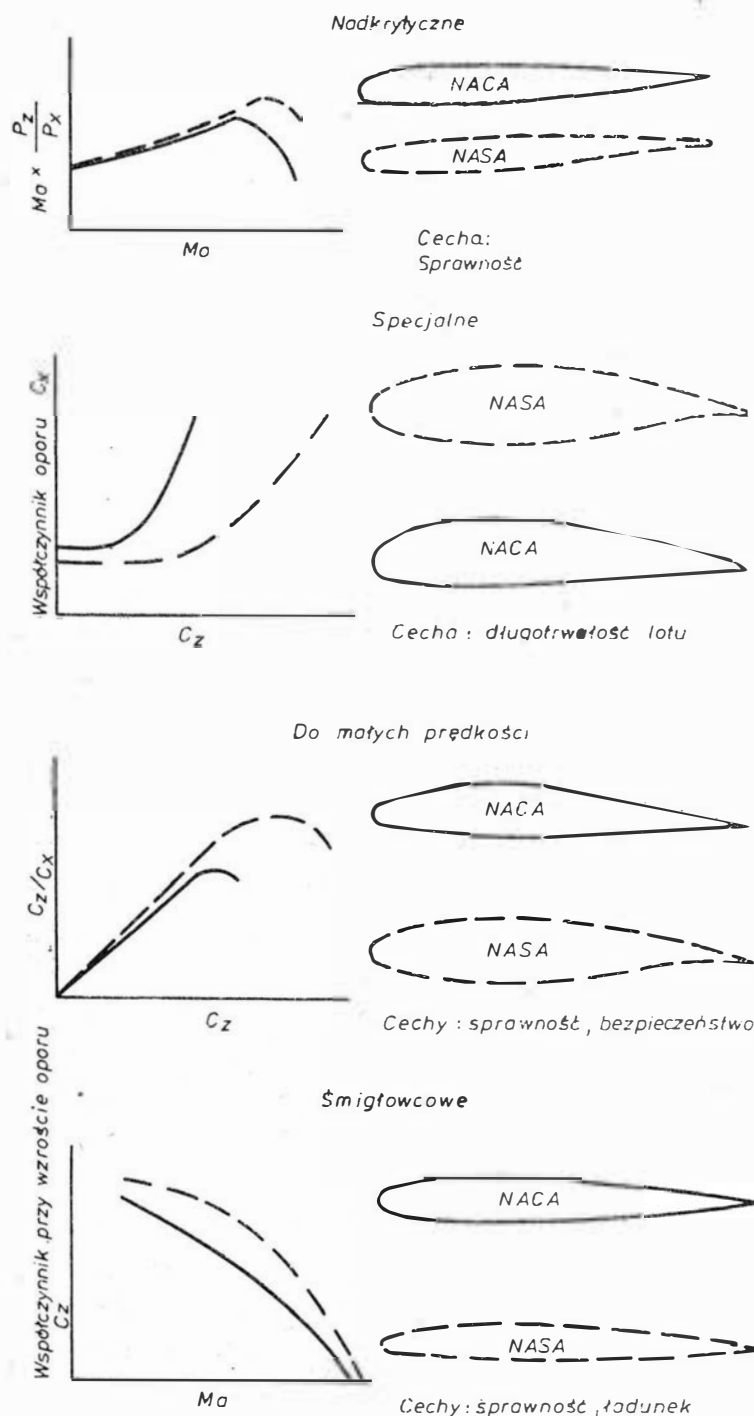
inż. Andrzeja Liwotowa („Rola lotnictwa ogólnego w realizacji programu społeczno-gospodarczego rozwoju kraju — rezerwy i problemy nurtujące środowisko techniczne”), mgr inż. Jana Smoleńskiego („Konieczność uruchomienia rezerw tkwiących w lotniczej infrastrukturze technicznej”), mgr inż. Karola Norejko („Zaplecze techniczne na lotniskach komunikacyjnych”), inż. Jana Wyszomierskiego („Zabezpieczenie ruchu lotniczego”), inż. Kazimierza Szumielewicz („Potrzeby kadrowe dla lotnictwa cywilnego”).

Nowe profile lotnicze

Dr inż. ZDZISŁAW BRODZKI

Omówienie najnowszych profili nadkrytycznych dla samolotów przydźwiękowych, profili GA(W) dla samolotów lekkich i profili Liebecka dla najszybszych statków powietrznych. Opis projektowanych profili dla łopat wirników śmigłowcowych, polepszających osiągi śmigłowców. Przykłady wykorzystania maszyn matematycznych do badań.

Stały rozwój wszystkich dziedzin lotnictwa w ostatnich latach spowodował zapotrzebowanie na nowe profile lotnicze. Panował w tej dziedzinie duży zastój — dopiero uruchomienie w USA specjalnego programu badań dało w wyniku powstanie nowych profili. Wiele problemów opływowych nie zostało jeszcze w pełni rozwiązanych, poza tym konieczna jest weryfikacja obliczeń przez długotrwałe i żmudne badania tunelowe.



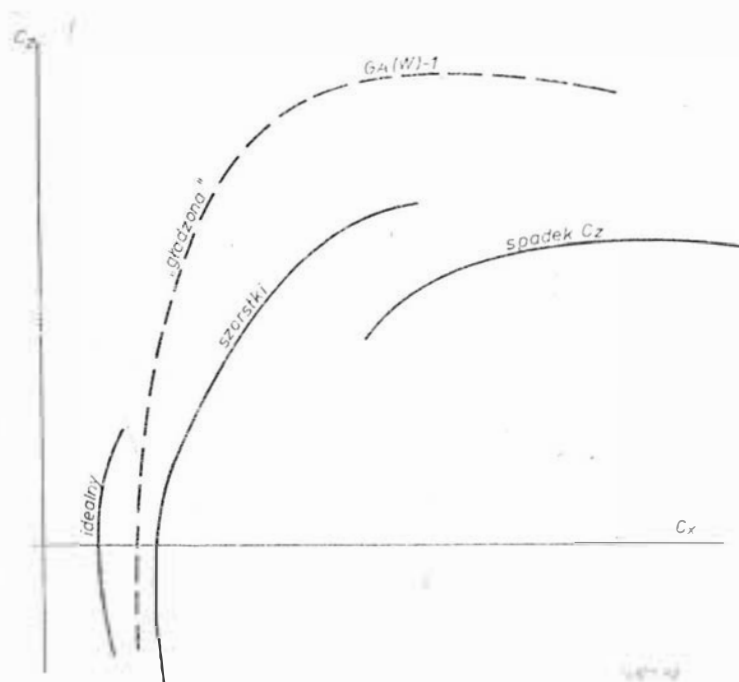
Rys. 1. Nowe profile lotnicze i ich główne cechy

Nowe profile płata są skutkiem nie tylko powstania nowych tuneli aerodynamicznych o małej turbulencji i dużych liczbach Reynoldsa, ale w pierwszym rzędzie wynikają one z osiągnięć teoretycznych i zastosowania do obliczeń szybkich i pojemnych maszyn matematycznych.

Zakres obliczeń wykonywanych na maszynach matematycznych obejmuje nie tylko współczynniki aerodynamiczne i projektowanie nowych profili dla określonych warunków i samolotów, ale także analityczne uzyskiwanie obrazów opływów całych samolotów.

Osobną grupę zagadnień, w których uzyskano już pewien postęp, stanowią profile dla śmigieł i śmigłowców. Profile dla śmigłowców wiążą się z aerodynamiką przepływów niestabilnych.

Poszczególne zastosowania narzucają różne wymagania dla profili; np. nisko latające pociski przydźwiękowe, czy wy-

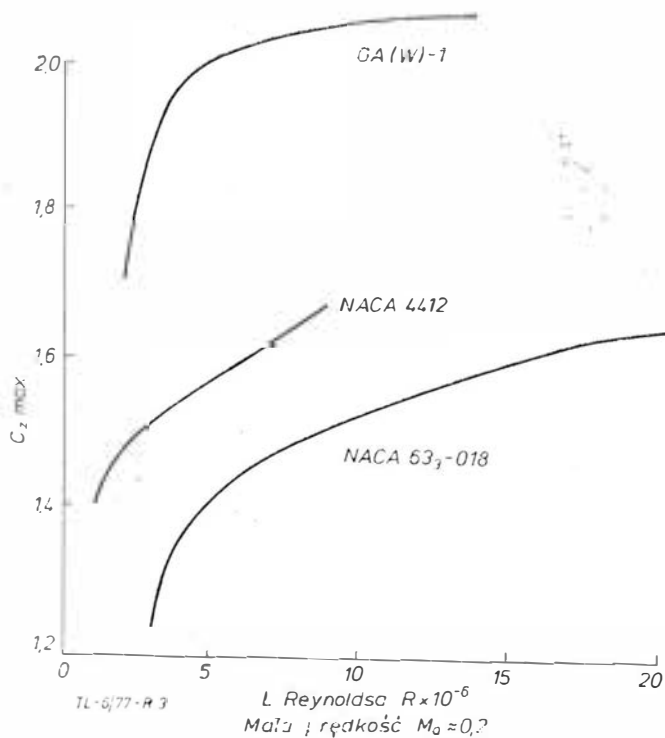
Rys. 2. Biegunowa gładzona i spadek C_z

soko latające rakiety badawcze wymagają różnych profili. Inne warunki muszą być spełnione dla rekordowych szybowców, jeszcze inne dla samolotów krótkiego startu, latających na dużych wartościach współczynnika siły nośnej C_z , czy dla bardzo dużych samolotów transportowych, wymagających grubych profili, np. w celu umieszczenia ładunku w płacie.

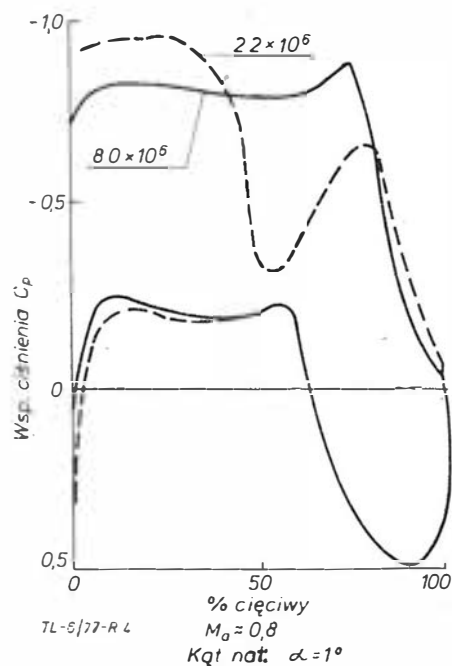
Na rysunku 1 przedstawiono podstawowe grupy projektowanych i badanych obecnie profili oraz wymagań związanych z ich przeznaczeniem. Są to:

- 1 — profile nadkrytyczne, których główna zaleta polega na zwiększeniu doskonałości przy wyższych liczbach Ma;
- 2 — profile grube, zapewniające duże C_z przy małym oporze, czyli przeznaczone do samolotów, od których wymaga się dużej długotrwałości lotu;
- 3 — profile dla małych prędkości i o większej doskonałości, dające wyższą sprawność i bezpieczeństwo lotu;
- 4 — profile śmigłowcowe, dla których większe wielkości C_z (przy oddziaływaniu ściśliwości) przesuwają się do wyższych liczb Ma; pozwalają one na powiększenie sprawności wirnika i ładunku użytecznego śmigłowca [6].

Prace nad nowymi profilami prowadzone są w wielu ośrodkach i w wielu krajach. Najwięcej jednak publikacji na ten temat pochodzi z NASA. Przełom stanowiło tu obliczenie opływu nielepkiego wokół profilu lotniczego. Badania analityczne i doświadczalne sprowadzały się do analizy parametrów geometrycznych. Głównym z nich jest linia szkieletowa, jej zakrzywienie związane z wielkością uzyskiwanego C_z , przy czym ostatnio dużą uwagę przykładano do formy spływu.



Rys. 3. Wpływ Re na $C_{z \max}$



Rys. 4. Wpływ Re na rozkład ciśnień na profilu

Drugim parametrem geometrycznym, który ulega ewolucji, jest zaokrąglenie noska profilu. Zakrzywienie linii szkieletowej i miejsce największej strzałki wzdłuż cięciwy decyduje również o współczynniku momentu i — co za tym idzie — o stateczności i momencie skręcającym przenoszonym na kadłub samolotu.

Trzeba jednak mieć tu na uwadze różnice biegunowej tzw. gładzonej, otrzymanej z badań (gładki model) i biegunowej dla płata rzeczywistego, chropowatego (w mniejszym lub większym stopniu) (rys. 2). Ma to znaczenie szczególnie dla punktu oderwania, który zależy od szczelin i urządzeń na krawędzi natarcia, oraz oczywiście od liczby Re i krytycznej liczby Ma . Jak wyżej wspomniano, duże znaczenie ma weryfikacja wyników obliczeniowych w tunelu o odpowiednich parametrach, choć dopiero duże tunele zapewniające możliwość badań przepływów trójwymiarowych dają szansę pełnej weryfikacji profilu płata czy łopatki śmigłowca.

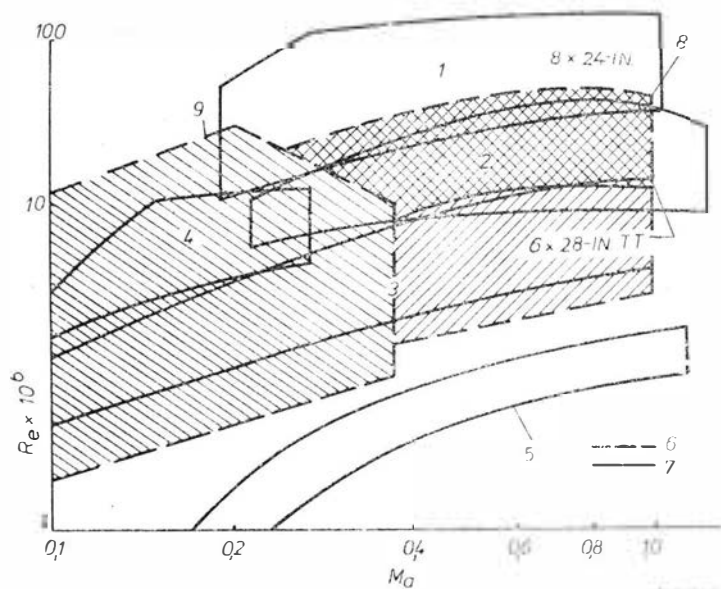
Nieodpowiednie tunele do badań, to znaczy nie dające dużych liczb Re , mogą powodować błędne wyniki. Nie pokażą one prawidłowych wartości $C_{z \max}$ przy małych prędkościach (rys. 3).

Przy prędkościach przydźwiękowych w zależności od liczby Re istnieją różnice w rozkładzie ciśnień nawet dość znaczne, jak to widać na podanym przykładzie (rys. 4). Przy prędkościach krytycznych istnieją różnice w rozkładzie ciśnień, umiejscowieniu fali uderzeniowej i obciążeniach aerodynamicznych. Stanowi to jedynie część istniejących trudności, tak więc poszczególne grupy profili odpowiednie dla samolotów, śmigłowców czy śmigieł — wymagają tuneli o zupełnie różnym zakresie liczb Re czy Ma .

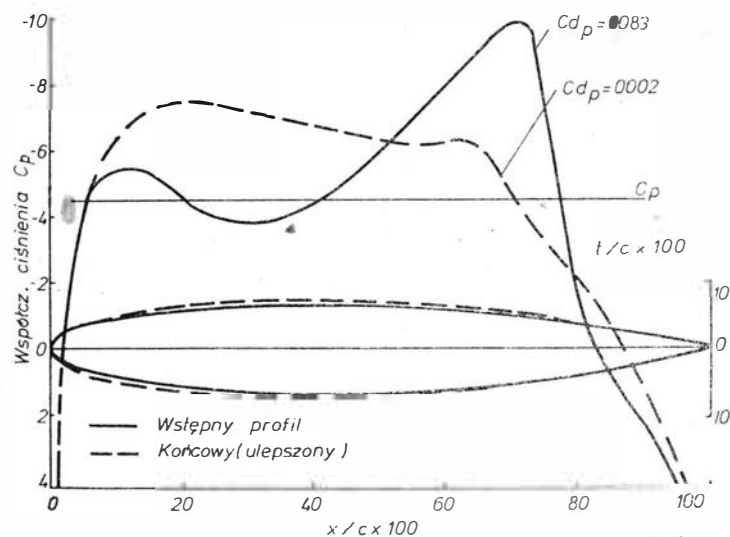
Spełnienie tak różnych wymagań najlepiej ilustruje wykres przedstawiający ich „zaspokojenie” przez istniejące tunele aerodynamiczne. Zasięg w kierunku dużych prędkości (duże Re i Ma) wykazuje pewien brak w zakresie szybkich samolotów bojowych. Natomiast w kierunku większych Re — braki tunelowe są większe. Brak jest możliwości pomiarów profili dla dużych samolotów transportowych, a także dla śmigieł i małych wirników dla małych Re (rys. 5).

Jako ciekawostkę zagadnień tuneli aerodynamicznych można podać najnowszy kierunek — budowę tuneli kriogenicznych, tj. o obniżonej temperaturze. Daje to możliwości badań przy dużych liczbach Ma i Re , choć trudności techniczne takiego tunelu są znaczne. Tunel taki pozwoli na rozszerzenie zakresu badań do $Re = 50$ mln i więcej.

Zbudowany w Ames (USA) tunel o przestrzeni pozwalającej na badanie samolotów krótkiego startu w naturalnej wielkości, jak i tunel brytyjski o regulowanej liczbie Re i Ma — stanowią duży krok naprzód. Jednak w przemyśle europejskim odczuwa się brak tuneli w niezakresowanym na rys. 5 obszarze, co nasuwa myśl o budowie dużego tunelu w ramach współpracy międzynarodowej.



Rys. 5. Zakresy pracy tuneli aerodynamicznych i wymagania: 1 — samoloty transportowe, 2 — myśliwce, 3 — śmigłowce, 4 — lekkie lotnictwo, 5 — śmigła i śmigła ogonowe, 6 — ograniczenia tuneli aerodynamicznych, 7 — wymagania samolotów, 8 — tunel kriogeniczny, 9 — tunele konwencjonalne



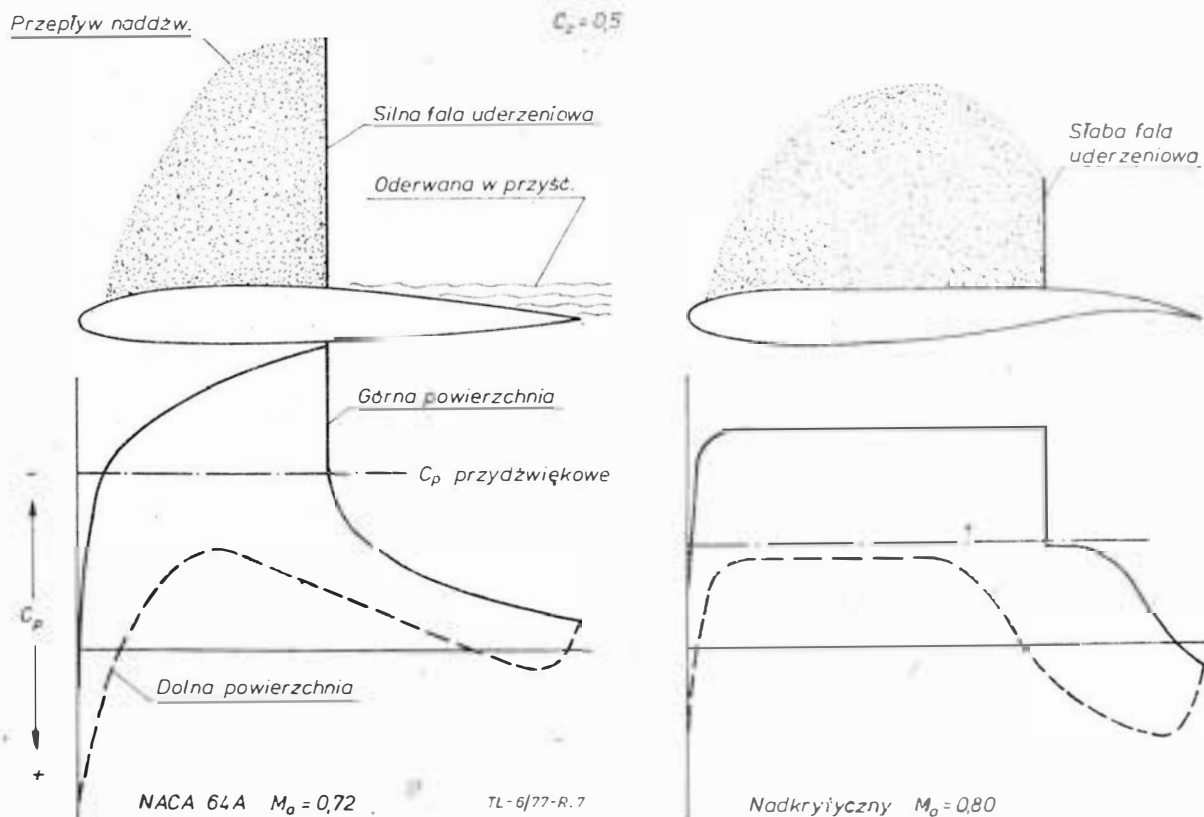
Rys. 6. Optymalizacja profilu — zmniejszenie oporu ciśnieniowego

Profile nadkrytyczne

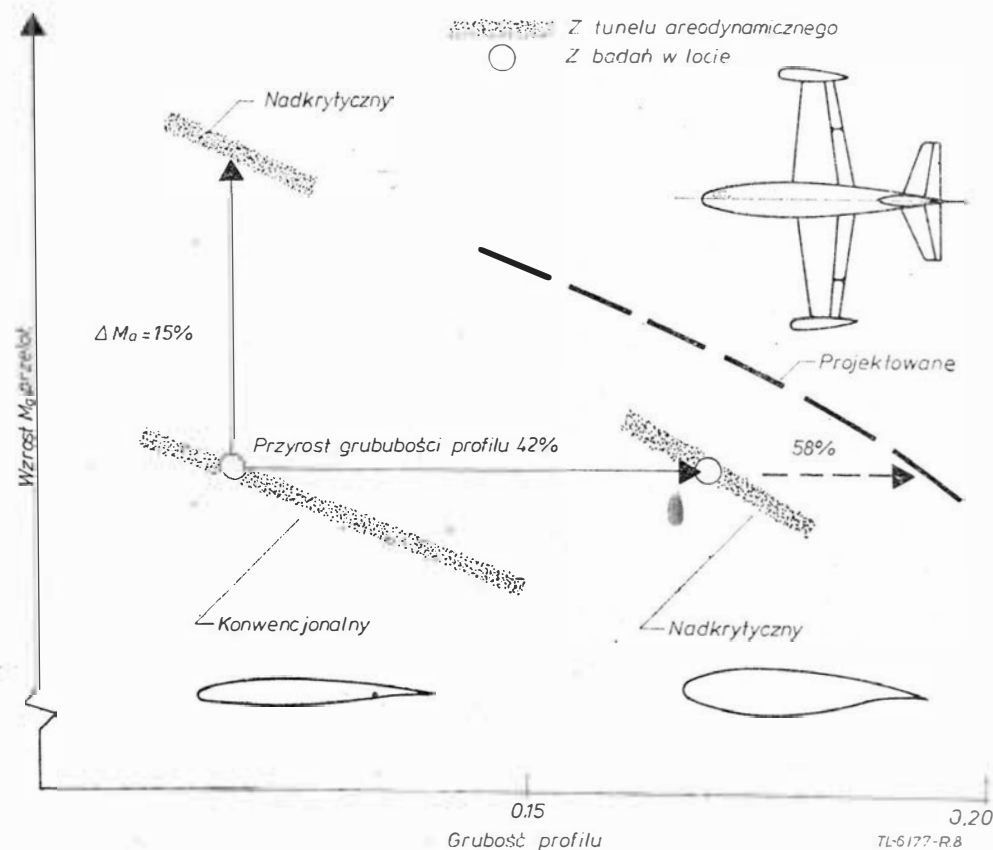
Pierwszym profilem opracowanym na drodze obliczeniowej był profil nadkrytyczny, który powstał właściwie jeszcze przed uruchomieniem w USA programu rozwojowego (Air-foil Research Program). Optymalizacja doświadczalno-obliczeniowa już w latach 1950÷1960 odniosła sukcesy. Nienośny profil (symetryczny) dla prędkości transsonicznych optymalizowano w celu zmniejszenia oporu falowego (rys. 6). Przez modyfikację obrysu uzyskano opór krytyczny zamiast przy $Ma = 0,8$ — prawie przy $Ma = 1,0$.

Whitcomb zaprojektował pierwszy profil nadkrytyczny z redukcją działania fali uderzeniowej jeszcze zanim ustalono równania przepływu okołodźwiękowego. Obecnie obliczenia opływu nadkrytycznego są opanowane [3].

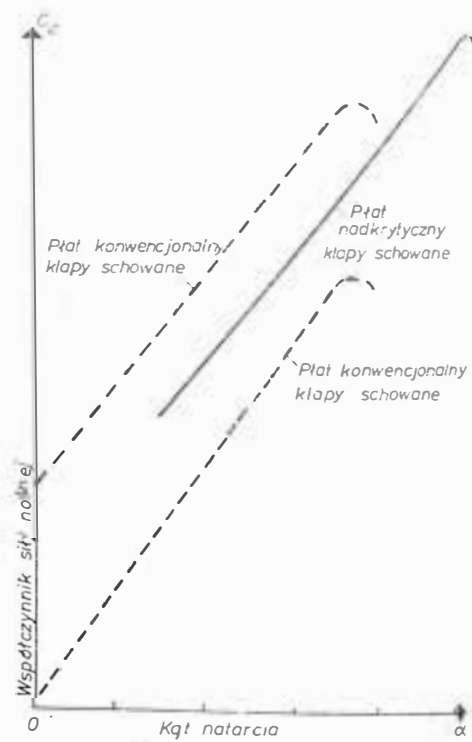
Dla lotów poddźwiękowych ($Ma = 0,7 \div 0,75$) przepływ przy- i naddźwiękowy może istnieć lokalnie (rys. 7). Cechą opływu w zakresie nadkrytycznym jest fala uderzeniowa odchodząca pionowo od profilu; powoduje ona straty energii i wzrost oporu. Poza tym fala powoduje wzrost ciśnienia na powierzchni profilu, co może powodować oderwanie warstwy przyściennej i wzrost współczynnika oporu C_x oraz wy-



Rys. 7. Zjawiska fizyczne przy opływie nadkrytycznym

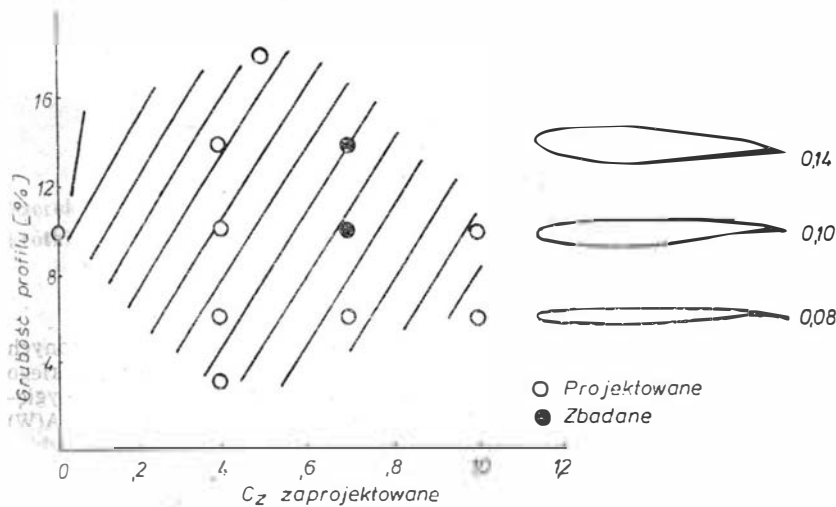


Rys. 8. Wykorzystanie profilu nadkrytycznego.



Rys. 9. Charakterystyki porównawcze profilu nadkrytycznego

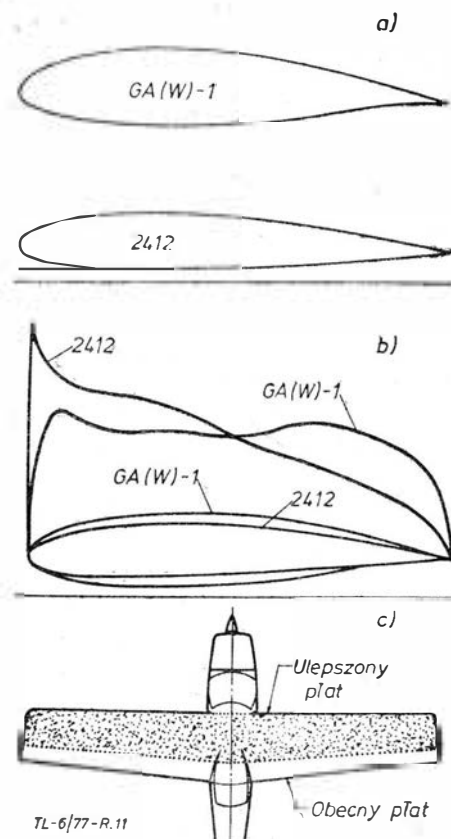
wołać pulsację i w wyniku — kłopoty ze statecznością i sterownością samolotu (rys. 7a). Bardziej płaski kształt górnej powierzchni płata nadkrytycznego zmniejsza rozprzestrzenianie i intensywność fali uderzeniowej (rys. 7b).



Rys. 10. Rodzina profili nadkrytycznych

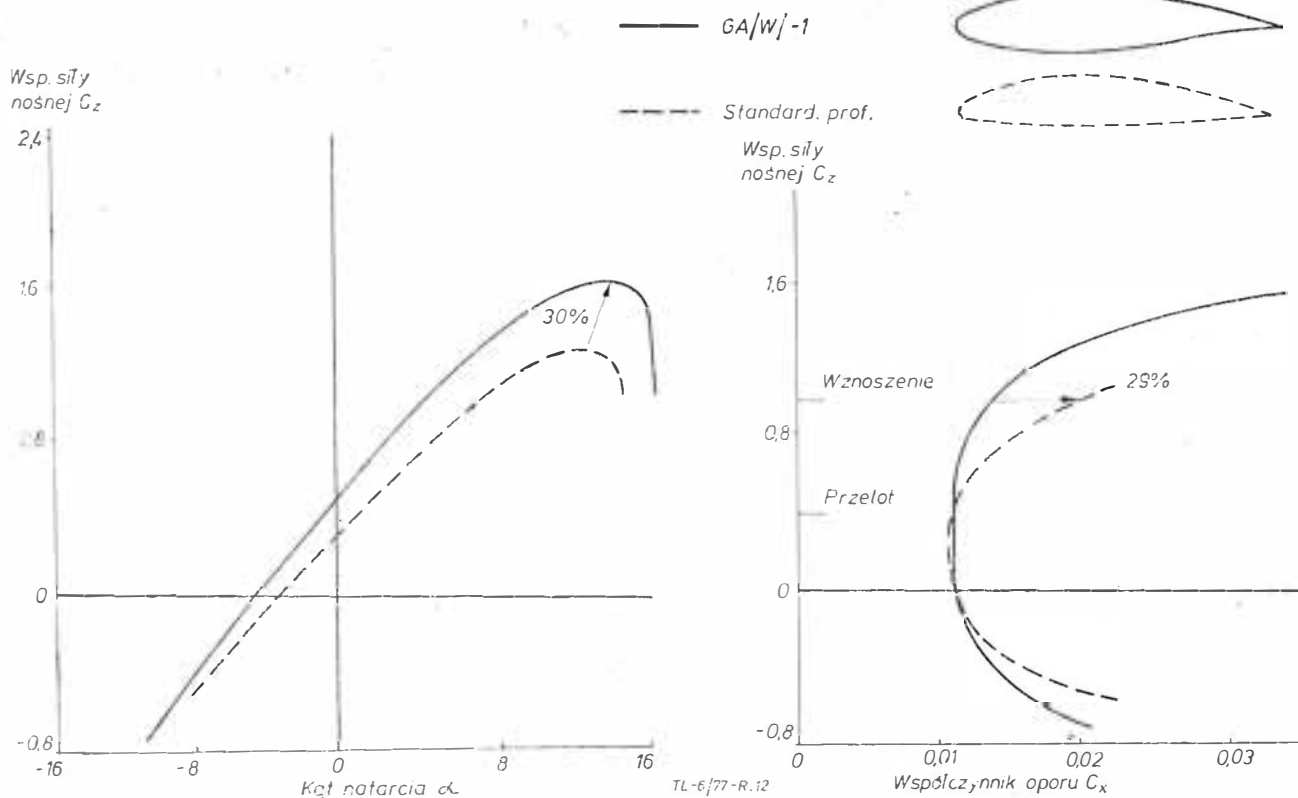
TL-6/77-R.10

Rys. 11. Porównanie profilu konwencjonalnego i ulepszanego: a) obrys, b) rozkład ciśnień, c) ulepszony płat



TL-6/77-R.11

Rys. 12. Charakterystyki porównawcze profilu GA(W)-1 (ulepszanego i standardowego)



TL-6/77-R.12

W celu rekompensaty zmniejszenia siły nośnej powstającej na górnej powierzchni (wywołanego zmniejszonym wysklepieniem) profil ma spływ opuszczony ku dołowi [19].

Podczas lotów w zakresie $Ma = 0,7 \div 0,9$ profil nadkrytyczny powoduje zmniejszenie ciężaru konstrukcji, gdyż wewnętrzne wzmocnienia są lżejsze oraz można zmniejszyć skos płata. Zmniejsza się opór i przez to powiększa prędkość przelotową (rys. 8). Wykres pokazuje powiększenie prędkości w zależności od grubości profilu. Można zastąpić profil konwencjonalny — zyskując na grubości (z 12% na 17%) lub przy tej samej grubości zyskać na prędkości przelotowej. Zalety profilu nadkrytycznego ujawniają się też przy mniejszych prędkościach. Wskutek większego promienia noska i odpowiedniego zagięcia linii szkieletowej (przy

spływie) można uzyskać większe wartości $C_{z \max}$ niż przy profilu konwencjonalnym z wychylonymi klapami.

Wrażliwość płata nadkrytycznego na lokalne nierówności — jak zafalowania czy uskoki — nie jest większa niż dla profilu laminarnego. W oparciu o obliczenia i badania opracowano całą rodzinę profili nadkrytycznych (rys. 10) i prowadzone są dalsze prace na ten temat. W kooperacji RFN-Francja zaprojektowano i zbadano również profil nadkrytyczny dla ulepszonej odmiany samolotu Alpha Jet [4].

Profile dla samolotów lekkich

Poza profilem nadkrytycznym, który powstał już właściwie w roku 1965, szczególnie interesujący jest profil GA(W)-1, przeznaczony dla samolotów lekkich. Niestety nie opu-

blikowano jego wszystkich charakterystyk (rys. 11). W porównaniu do profilu przeciętnego, konwencjonalnego ma on następujące zalety:

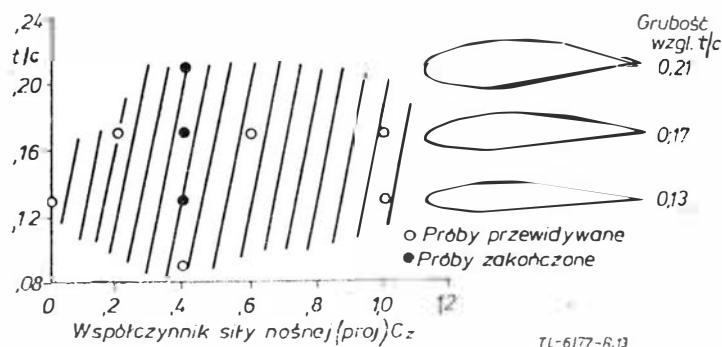
- opór na przelotowych kątach natarcia — taki sam jak dla profilu konwencjonalnego (rys. 12);
- doskonałość — na dużym kącie natarcia wyższa prawie o 50% — zwiększa bezpieczeństwo na wypadek awarii silnika pozwalając na dłuższy lot ślizgowy do lądowiska;
- bez użycia kłap osiąga się wzrost C_z prawie o 30%;
- oderwanie opływu na profilu jest łagodne i stopniowe.

Whitcomb [11, 17] zaprojektował swój profil początkowo wyłącznie opierając się o wyniki obliczeń wykonanych na maszynie matematycznej. Mając jednak duże doświadczenie przy obliczaniu profilu nadkrytycznego, w każdym ze stopni kolejnych iteracji uwzględniał warunki rzeczywistego opływu (ogólne uwagi o programie obliczeń — poniżej).

W NASA przeliczono i zbadano część rodziny tych profili (rys. 13) dla małych prędkości. Poza tym uzyskano doświadczone dane dotyczące profili z wyliczonymi kłapami Fowlera i innymi prostymi kłapami na spływie. Profil GA(W)-2 12% również okazał się dobry i został zweryfikowany w badaniach w locie.

Następna faza opracowania profili dla małych prędkości ma dotyczyć cienkich profili, które są wrażliwe na laminarne oderwanie w pobliżu cienkiej krawędzi natarcia, gdyż może ono przebiegać w sposób gwałtowny.

Mają być również badane profile grube, gdzie może następować gwałtowne turbulentne oderwanie. Ponieważ na większości profili przy dużych kątach natarcia oderwanie następuje na górnej powierzchni — prowadzone są specjalne prace w celu określenia matematycznego modelu obszaru oderwania. Ostateczny program ma umożliwić półautomatyczne projektowanie profili (rys. 13).



Rys. 13. Rodzina profili GA(W)

W samolotach lekkich nie istnieje groźba wzbudzonych fal uderzeniowych, stąd profile nie muszą mieć płaskiego grzbietu jak nadkrytyczne. Przesunięto tu również wygięcie linii szkieletowej profilu do tyłu. Zalety profili GA(W) wynikają głównie z redukcji szczytu podciśnienia na grzbiecie, który współdziała z warstwą przysięnną (rys. 11 i 13). Uzyskano to przez wprowadzenie bardziej tępego noska profilu, tak aby zmiana kierunku opływu była mniej gwałtowna niż przy ostrej krawędzi.

Do uzyskania całej serii optymalnych profili dla samolotów lekkich potrzeba jeszcze prac i badań, które oceniono na cztery lata. Oprócz zmiany profilu przewiduje się stosowanie przerywaczy (spoilerów) zamiast lotek i zainstalowanie kłap Fowlera na całej rozpiętości.

Dokończenie w następnym numerze

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

III Konferencja nt. Aktualnych problemów lotnictwa

Wspólnie organizowana przez zarządy Sekcji Lotniczych SIMP i SITK — jednolita konferencja pt. *Aktualne problemy lotnictwa polskiego* odbędzie się w Warszawie w październiku 1977 r. Opracowane referaty zostaną wydrukowane w pełnym brzmieniu, zaś w czasie posiedzenia odczytane będą ich skróty.

Komitet organizacyjny konferencji na swym posiedzeniu w grudniu ub.r. przyjął podział tematyki na 6 grup zagadnień oraz wytypował sekcje opracowujące odpowiednie materiały referatowe:

- Sekcja Lotnicza SIMP opracowuje zagadnienia wytwarzania sprzętu lotniczego;
- Sekcja Komunikacji Lotniczej SITL opracowuje problematykę transportu oraz lotnisk i ruchu;
- obie Sekcje wspólnie opracowują zagadnienia sprzętu, jego eksploatacji i naprawy, lotnictwa lekkiego oraz kadr.

Przewiduje się, że kierownicy administracji lotnictwa omówią tematykę będącą przedmiotem referatów oraz naświetlą kierunki rozwoju dziedzin związanych z lotnictwem cywilnym.

Spotkanie Zarządu SL SIMP z kierownictwem APRL

Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP, w osobach kol. kol. Kostii, Zarembki i Borodzika, spotkał się 1 grudnia ub.r. z kierownictwem Aeroklubu PRL, który reprezentowali m.in. generałowie Jagiełło i Łagoda oraz dyrektor techniczny inż. Pujszo. Spotkanie (odbyte z inicjatywy Sek-

cji Lotniczej) miało na celu nawiązanie współpracy i zaoferowanie pomocy ze strony SIMP w zakresie: kursów doskonalenia i szkolenia (ewentualnie za pośrednictwem ośrodków ZODOK), werbowania wykładowców, opracowania filmów i taśm instruktażowych, wygłaszania referatów, usług rzeczoznawców i tłumaczy, opieki konstruktorskiej nad pracami amatorskimi itp.

Inż. Pujszo (przewodniczący Koła SITK przy APRL) — pozytywnie przyjmując propozycje SL SIMP — zgłosił potrzebę współpracy przy budowie samolotu BM-7 inż. Bartla oraz motoszybowca Koła Naukowego Lotników Wydziału MEL Politechniki Warszawskiej.

Prezes Aeroklubu PRL gen. bryg. W. Jagiełło zapoznał zebranych z imprezami zaplanowanymi na 1977 r., mającymi na celu doskonalenie kadr instruktorskich i zapewnienie bezpiecznego latania w aeroklubach. Uzgodniono, że niektóre imprezy odbędą się z udziałem przedstawicieli Sekcji Lotniczej SIMP.

Spotkanie działaczy na Politechnice Warszawskiej

Sprawom młodzieżowym było poświęcone spotkanie Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP z przedstawicielami Politechniki: dziekanem Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa dr inż. W. Łucjankiem i mgr inż. T. Kurcykiem oraz z reprezentacją studentów: przewodniczącym Koła Naukowego Lotników T. Skibińskim i działaczem młodzieżowym W. Pomiernym. Spotkanie odbyło się 16 grudnia ub.r. w dziekanacie Wydziału MEL. Koło — wy-

wodzące się z tradycji Sekcji Lotniczej Koła Mechaników powstałego na Politechnice w 1917 r. — liczy 40 członków i ma (o czym już informowaliśmy w naszej rubryce) 4 sekcje: konstruktorską, lotniarską, taktyki szybowcowej i badań w locie. Pierwsza z nich — z pomocą Zakładów Szybowcowych — buduje motoszybowiec, zaś ostatnia — dla tychże Zakładów — przeprowadza pomiary. Przeniesienie szkolenia lotniczego do Ciechanowa spowodowało, że studenci nie mogą się szkolić; stanowi to duże utrudnienie studiów specjalistycznych.

Najlepszym rozwiązaniem byłoby organizowanie obozów Koła Naukowego Lotników z własnymi instruktorami, lecz na to brak sprzętu. Bardzo niekorzystnie przedstawia się również przekazywanie wiedzy lotniczej, gdyż podstawowe przedmioty lotnicze zaczynają się dopiero na IV, a nawet na VI semestrze (np. mechanika lotu). Studenci chcieliby korzystać z referatów i filmów lotniczych organizowanych przez SL SIMP. Członkowie Zarządu Sekcji Lotniczej stwierdzili, że jest możliwość organizowania takich imprez przy pomocy SIMP-owców z Instytutu Lotnictwa, z których wielu jest absolwentami MEL. Oddział Warszawski SL SIMP podejmuje się systematycznego organizowania specjalistycznych referatów lub projekcji filmowych oraz zaprasza do udziału w wycieczkach.

Dużą satysfakcją dla członków Zarządu SL było wzięcie udziału w zebraniu Koła Naukowego Lotników oraz pobyt w warsztacie, gdzie budowany jest przez członków Koła laminatowy motoszybowiec KNL-1.

Szerokokadłubowy samolot pasażerski
krótkiego i średniego zasięgu



KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy
średniopłat metalowy.

Plat. Wolnonośny o udoskonalonych cechach płata poddźwiękowego. Podczas, gdy dla konwencjonalnych profili podciśnienie maleje od największej wartości przy krawędzi natarcia do zera przy krawędzi spływu, to dla profilu A300-Hawker Siddeley (o charakterystyce zbliżonego do profilu nadkrytycznego) rozkład ciśnień przedstawia krzywą siodłową, wzrastającą od około 30% cięciwy profilu, z maksimum nad tylną częścią profilu (rys. 1). Taki rozkład ciśnień opóźnia falę uderzeniową i zezwala na prędkość przelotową do $M = 0,86$ przy niewielkim skosie skrzydła, a więc i mniejszym ciężarze konstrukcji. Zastosowano sloty, spoilery i dwuszczylinowe klapy Fowlera (rys. 2) wprowadzono lotki w dwóch sekcjach dla dużych i małych prędkości. Lotki wychylane hydraulicznie. Krawędzie natarcia odladzane termicznie. W wersji A300B4 odstęp między kadłubem samolotu, a końcami slotów wypełniają klapy typu Krüger'a. Klapy Fowlera w pierwszej fazie wychylania przede wszystkim zwiększają powierzchnię skrzydła, powodując wzrost siły nośnej przy nieznacznym powiększeniu oporu. Spoilery mogą być wychylane automatycznie przy przyziemieniu samolotu.

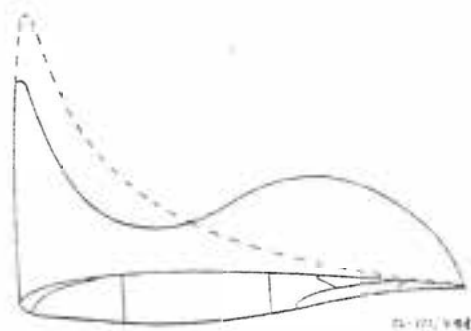
Kadłub o przekroju kołowym konstrukcji półskorupowej ze stopów lekkich. Niektóre elementy stalowe i tytanowe. W miejscach silnie obciążonych pokrycie frezowane z usztywnieniami.

Kabina pasażerska. Koncepcja szerokiego kadłuba mogła zapewnić komfort w kabine pasażerskiej dzięki luźnej zabudowie foteli i dwóm szerokim przejściom między siedzeniami. Bufety są umieszczone z przodu i z tyłu kabiny, można też zainstalować dodatkowy bufet w części środkowej. Do kabiny pasażerskiej prowadzi sześć wejść. Wprowadzono trzy wersje jej zabudowy. Standardowe — turystyczne rozmieszczenie foteli (w 8 rzędach, w odstępach 850 mm), pozwala na pomieszczenie 269 pasażerów. Kabina wersji „mieszanej” mieści 251 pasażerów: 26 w pierwszej klasie (fotele w 6 rzędach) i 225 osób w klasie turystycznej (fotele w 8 rzędach). Kabina o wysokim zagęszczeniu może pomieścić 336 pasażerów na fotelach ustawionych w 9 rzędach, w odległościach 750 mm. Bagaż składa się w szafkach pod sufitem (pojemność 0,038 m³ na pasażera klasy turystycznej) lub w pomieszczeniu pod podłogą. To ostatnie pomieszczenie — jako centralny bagażnik — zwiększa dyspozycyjną pojemność na bagaż pasażera do 0,062 m³.

Ładownice. Samolot A300 ma trzy oddzielne pomieszczenia towarowe pod podłogą kabiny pasażerskiej. Ładownię przednią przystosowuje się dla standardowych kontenerów typu IATA i (albo) palet, podczas gdy tylna służy tylko dla kontenerów. Bagażnik jest wydzielony z tylnej ładowni. Obie ładownie są wyposażone w urządzenia automatycznego ładowania. Rozwiązania konstrukcyjne ładowni oraz system za- i wylądowania pozwalają na przeprowadzenie potrzebnych czynności w pół godziny, przy niewielkiej obsłudze. W tym czasie obsłużona jest również całkowicie kabina pasażerska, toalety i bufety. Drzwi do pomieszczeń towarowych są sterowane hydraulicznie. Kontenery i palety poruszane są w ładowniach przy pomocy urządzeń, które składają się z sześciu wałkowych torów, mat kulkowych w obrysie drzwi i rolek napędzających. Kontenery — we właściwych miejscach — są ryglowane automatycznie (lub awaryjnie ręcznie), zaś palety — ręcznie. Urządzenia załadunkowe są napędzane elektrycznie; układy logiczne zapobiegają omyłkom. Każde stanowisko kontenera ma na rozdzielczej tablicy sygnalizację, która jaskrawo świeci, gdy przestrzeń jest wolna, błyska — gdy miejsce zostało wybrane, a jest przyciemniona, gdy pomieszczenie jest zajęte. Obliczono, że

czas operacji dla przedniej i tylnej ładowni wynosi 8 minut, przy zatrudnieniu — przy każdej — tylko jednego pracownika.

Po wypadku samolotu DC-10 tureckich linii lotniczych zakłady Airbus Industrie wprowadziły modyfikacje zalecone przez amerykański organ nadzoru FAA w celu zapobiegnięcia



Rys. 1. Rozkład ciśnień na profilu samolotu A300

wybuchowej dekompresji pomieszczenia ładowni (usztynienie podłogi i ułatwienie wyrównania ciśnień nad i pod podłogą). Przednia ładownia jest przystosowana do transportu zapasowego silnika CF6-50. Również możliwy jest paletowy transport osobowych samochodów średniej wielkości. Przednia ładownia oraz pomieszczenie bagażowe może również służyć do przewozu zwierząt. Dla takiego transportu przewidziano wentylację i klimatyzację pomieszczeń. Bagaże są ręcznie przerzucane z przenośnika na palety lub do kontenerów. Przednia i tylna ładownia otrzymały klasyfikację C wg przepisów FAR 23857, zostały więc wyposażone w sygnalizator dymu i instalację gaśnicową. Ładownia przeznaczona na bagaż — zaliczona do klasy D — tych urządzeń nie posiada. Łączna pojemność ładowni stanowi pojemność trzech ładowni samolotu Boeing 727 — 200, zaś 2 1/2 ładowni samolotu Boeing 707.

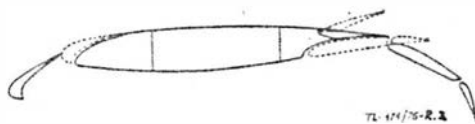
Wyposażenie. W samolocie funkcjonuje automatycznie szereg systemów sygnalizujących usterki. Pilot automatyczny z poczwórnymi kanałami umożliwia samoczynne lądowanie wg kategorii 3A. (Może być również osiągnięta kat. 3B). Dwusilnikowy A300 na zwielokrotnione i scalone syste-

my na wzór samolotów 3- lub 4-silnikowych: potrójne instalacje hydrauliczne, czterokrotne napędy silnikowe, dwie pompy elektryczne i jedną napędzaną turbiną powietrzną, potrójne układy wytwarzania prądu przemennego i stałego z automatycznym przełączaniem. Pomocniczy zespół napędowy Garrett TSCP 700-5 dostarcza w czasie lotu moc do instalacji elektrycznej i hydraulicznej. Specjalny plan operacyjny zmniejsza możliwość powstawania uszkodzeń.

Usterzenie wolnonośne. Statecznik poziomy przestawialny. Brak odladzania krawędzi natarcia usterzeń. Napęd sterów hydrauliczny potrójny.

Podwozie trójzespolowe z podwoziem przednim. Koła przednie zdwojone, na goleniach głównych wózki czterokołowe. Wymiary kół głównych 46X16,20, ciśnienie 12 at.; wymiary kół przednich 40X14,16, ciśnienie 8÷9 at. Hamulce tarczowe z układem przeciwpóślizgowym. Koła przednie sterowane w zakresie 65° do 95°; minimalny promień zakrętu na ziemi 33,5 m.

Napęd. Dwa silniki dwuprzepływowe, wentylatorowe nowej generacji General Electric CF6-50C. Silniki te (typu od szeregu lat użytkowanego na samolotach DC.10) wykazują zużycie paliwa o 25% mniejsze, niż dotychczas produkowane, nie skażają środowiska (bezdymna praca) oraz odznaczają się wysokim stosunkiem ciągu do ciężaru. Silniki te cechuje również niski poziom hałasu. Samolot



Rys. 2. Mechanizacja skrzydła samolotu A300 (sloty, spoilery, dwuczęściowe kłapy Fowlera)

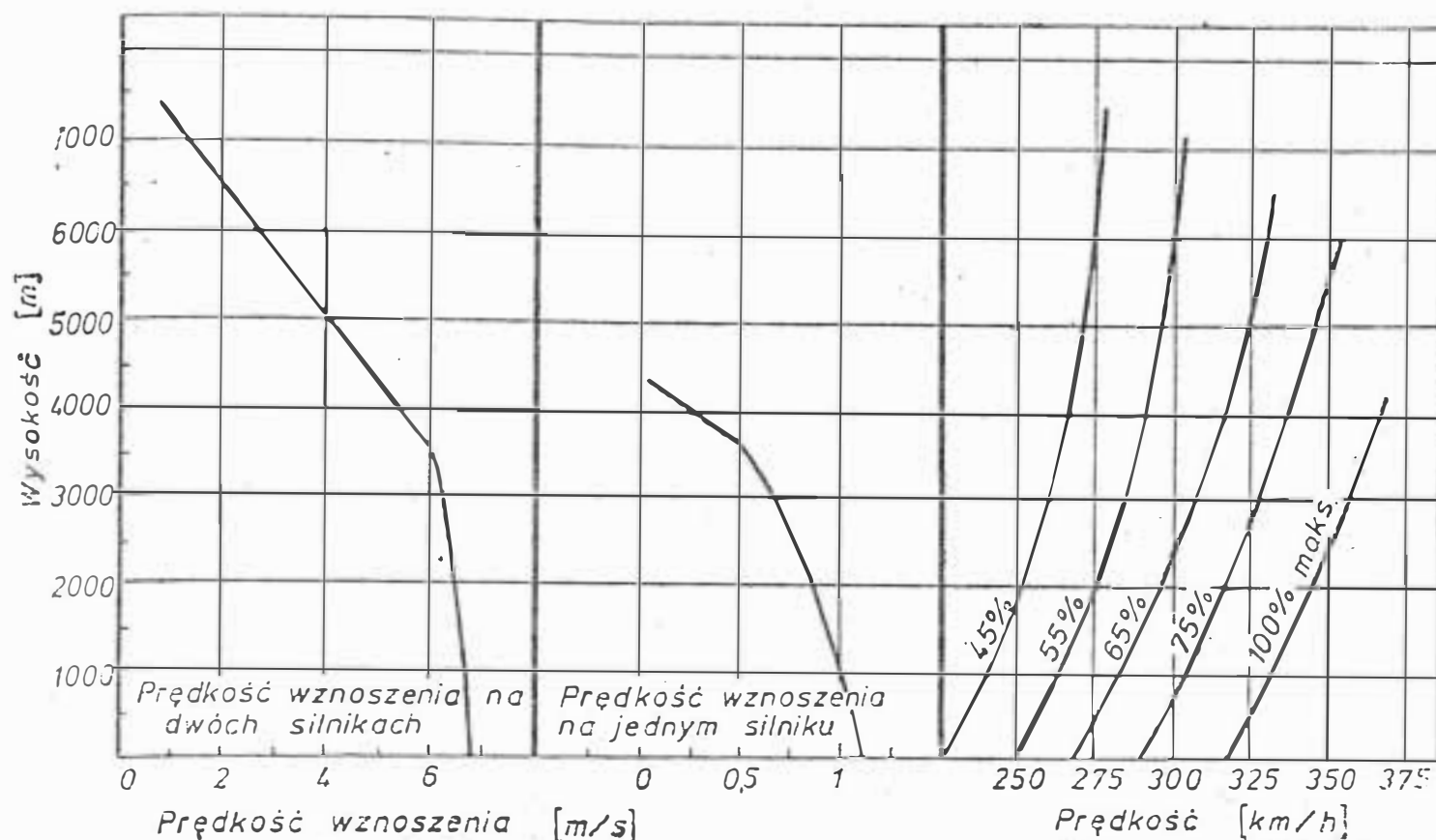
jest wyposażony w komputer ciągu sprzężony z samoczynną przepustnicą, upraszczający dysponowanie mocą przy starcie. System ten zwiększa trwałość silników. Ciąg startowy 115 KN (11500 kG). Zbiorniki paliwa integralne o pojemności użytkowej 43000 l (wersja B2) bądź 56600 l (wersja B4) umieszczone są w skrzydłach.

Gondole silników i ich zawieszenia dostarcza firma Mc Donnell-Douglas.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI — A300 zwany AEROBUSEM EUROPEJSKIM został zaprojektowany i zbudowany wspólnym wysiłkiem Francji, RFN, Wielkiej Brytanii, Holandii i Hiszpanii: we Francji — firma Aérospatiale, fabryka w Tuluzie (linia montażowa); w Anglii — Hawker Siddeley (skrzydła). Francja i RFN są finansowo zaangażowane po 44%. Koszty produkcji i rozwoju dotychczas poniesione przez Francję, RFN i Hiszpanię wynoszą 900 mln dolarów.

Badania aerodynamiczne prowadzono w czterech tunelach przez 5000 godzin. Próby zmęczeniowe obejmowały: 103 500 cykli dla przedniej części kadłuba, 62 200 — dla jego środkowej części i skrzydła oraz 101 720 cyklu dla tylnej części. Statecznik poziomy poddano 125 tys. cykli, a podwozie — 150 tysiącom. W zasadzie symulowano 75-minutowe cykle lotów. Żywotność struktury określa się na 30 tysięcy godzin lotu.

Projekt aerobusu A300 rozpoczęto w maju 1969 r.; w październiku 1972 r. samolot wystartował, a w marcu 1974 r. — po 2500 godz. lotów — wersja B2 otrzymała certyfikat (świadectwo zdatności). W trzy miesiące później samolot A300B2 wszedł do eksploatacji. Aerobus w wersji B4 otrzymał certyfikat w marcu 1975 roku. Aerobus A300 został zaprojektowany przy współpracy również szeregu światowych linii lotniczych. Pierwsze zamówienie na trzy samoloty A300 i opcja na 9 dalszych nadeszła od Lufthansy z RFN, drugie od linii lotniczych Południowej Afryki (na tym rynku A300 zwyciężył DC-10 firmy Mc Donnell Douglas i L-1011 firmy Lockheed). Ostatnio program produkcji przedsiębiorstwa Airbus Industrie przewidywał wykonanie 68 samolotów, z których 56 było zamówionych. Produkcja miesięczna z początku 1976 roku, wynosząca 1,3 samolotu została w końcu roku zwiększona do dwóch sztuk. Obecnie światowe zapotrzebowanie na aerobusy szacuje się na 1200 sztuk. 30% z tej liczby obejmują plany Airbus Industrie. Zwykłą koleją rzeczy — A300 w swej turystycznej wersji będą zastępować samoloty DC-8 i 707 jako bardziej od nich ekonomiczne. Koszty eksploatacyjne Airbusa są również o 15% niższe niż Boeinga 727 oraz o 11% niższe niż L-1011 i DC-10. Osiągi samolotu mogą być podwyższone przez



Rys. 3. Wykres osiągow A300

zastosowanie silników typu CF6-50L. Silniki te przy ciężarze zwiększonym o 6% dają ciąg o 10% większy. Silniki takie dostarczane będą od 1978 roku.

A300 jest najcichszym komunikacyjnym samolotem odrzutowym będącym w eksploatacji. Został on tak zaprojektowany, aby głośność jego le-

żała poniżej parametrów określonych w projekcie nowych przepisów FAR 36. Hałas przy starcie wynosi dla A300 — 90 EPNdB, podczas gdy obec-

DANE TECHNICZNE

Wymiary

Rozpiętość	44,84 m
Długość	53,62 m
Wysokość samolotu	16,33 m
Zewnętrzna średnica kadłuba	5,34 m
Powierzchnia nośna	260 m ²
Kąt skosu skrzydła w 1/4 cięciwy	21°
Wydłużenie	7,73
Rozpiętość statecznika poziomego	16,94 m
Rozstaw podwozia głównego	9,60 m
Baza podwozia	18,60 m
Rozstaw silników	15,83 m
Kabina pasażerska:	
Wysokość	2,54 m
Szerokość	5,35 m
Długość	39,15 m
Ładownię:	
A — ładownia przednia, B — ładownia tylna, C — bagażnik	
Wymiary ładowni (długość × wysokość) [m]	
A — 10,6 × 1,76; B — 6,89 × 1,76; C — 3,10 × 1,70	
Wymiary drzwi ładunkowych (szerokość × wysokość) [m]	
A — 2,44 × 1,70; B — 1,81 × 1,70; C — 0,95 × 0,95	
Całkowita pojemność ładowni	104 m ³

Masy (dane dla wersji B2, w nawiasach dla wersji B4)

Maksymalna masa startowa	142 (157,5) t
Maksymalna masa do lądowania	130 (133) t
Maksymalna masa przy paliwie zerowym	120,5 (122) t
Ciężar własny operacyjny	(83,9) (83,2) t
Maksymalna masa paliwa	34,5 (45,4) t
Maksymalny udźwig ładowni	29,4 t

Osiągi

Prędkość przelotowa na wysokości	M = 0,85 10 700 m
Wymagana długość lotniska:	
do startu	1951 (2300) m
do lądowania	1630 (1650) m
Zasięg przy całkowitym załadunku (z masą płatną 35 t)	3300 km (B2) 4600 km (B4)
Zasięg maksymalny (z masą płatną 9 t)	5400 km
Pułap operacyjny	10 675 m

Możliwości załadunku ładowni

Kontenery IATA A1 (LD3) kolejno: liczba; całkowita pojemność [m³]; największa masa na kontener [kg]; największa masa na ładownię [kg]

A — 12; 53,64; 1235; 15 420
B — 8; 35,76; 1285; 10 280
C — 0; 16,00; —; 2300

Palety znormalizowane 88 × 125 cali (2,23 m × 3,17 m) kolejno: liczba; pojemność [m³]; największa masa na paletę [kg]; największa masa na ładownię [kg]

A — 4; 42,92; 37,70; 15 080

Obciążenie kombinowane (największe); rodzaj obciążenia; masa [kg]; pojemność [m³]

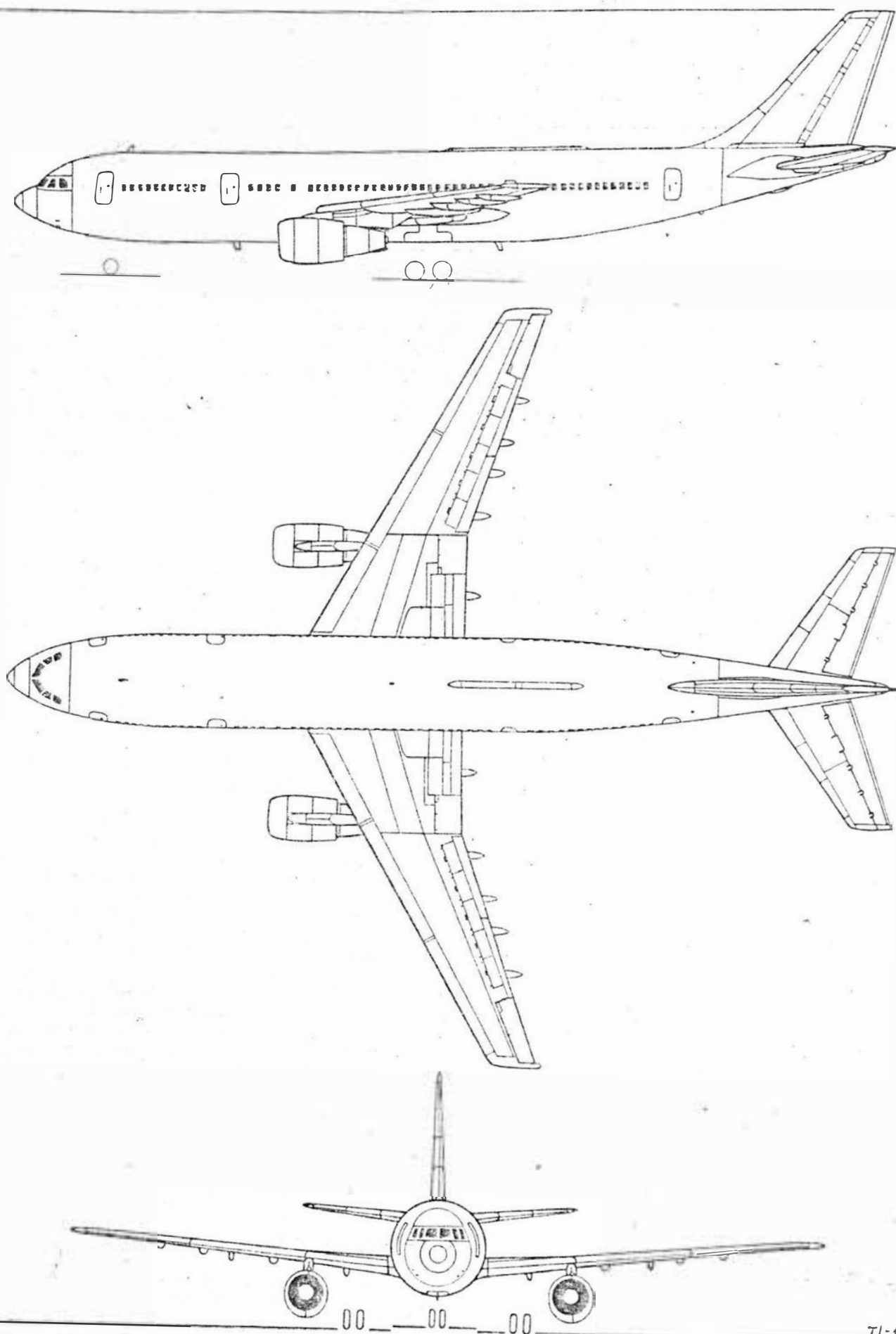
A — 10 kontenerów i palety:	16 620; 53,13
B — 8 kontenerów	10 280; 35,76
C — —	2300; 16,00

ne przepisy FAR — dla 2-silnikowych samolotów pasażerskich — dopuszczają 103 jednostki, zaś — przepisy jeszcze nie wprowadzone — 95 dB. Do

90 dB wykazuje A300 w obrębie obszaru 4,6 km², trzeba jednak przypomnieć, że dla obecnie użytkowanych trzysilnikowych samolotów ko-

munikacyjnych obszar ten wynosi 14÷27 km². Niski poziom hałasu predystynuje samolot A300 do eksploatacji nocnej dla przewozu towarów.

W.Z.



TL-171/76

Układy sterowania występujące w konstrukcjach lotniczych składają się ze znacznej liczby elementów (dźwignie, popychacze, prowadnice itp.) powiązanych ze sobą kinematycznie. Można wyszczególnić kilka podstawowych typów mechanizmów, które występują w znakomitej większości konstrukcji lotniczych. Łącząc je ze sobą można skonstruować układy o pożądanych właściwościach. Podstawowym zadaniem, jakie staje przed konstruktorem, jest określenie przemieszczeń poszczególnych elementów układu oraz wpływ dokładności wykonania elementów na pracę całego układu.

Określenie przemieszczeń elementów

Wysoka komplikacja zależności analitycznych określających ruchy wszystkich części układu sprawia, że w normalnej pracy konstrukcyjnej przemieszczenia części wyznacza się metodą wykreślną. Jest to sposób prosty i szybki. Dokładność metody wykreślniej jest ograniczona wielkością skali rysunku, dokładnością przyrządów kreślarskich (cyrkle, linijki) oraz indywidualnymi predyspozycjami rysującego. Nie bez znaczenia są także własności fizyczne podłoża rysunkowego. Zazwyczaj wyniki osiągnięte tym sposobem są wystarczająco dokładne.

W niektórych przypadkach zachodzi konieczność wyznaczenia przemieszczeń elementów układu z dokładnością wykluczającą możliwość zastosowania metody wykreślniej. W tym przypadku można posłużyć się analitycznymi zależnościami podanymi w tabelicy 1, wyprowadzonymi dla kilku typowych rodzajów mechanizmów. Rzeczywiste układy sterowania samolotem składają się zazwyczaj z kilku mechanizmów podstawowych tego samego lub różnego rodzaju. W takim przypadku przemieszczenia określa się kolejno dla poszczególnych mechanizmów podstawowych, przy czym ruch końcowego elementu mechanizmu poprzedzającego jest zarazem ruchem sterującym następnego mechanizmu.

Określanie wpływu niedokładności wykonania elementów składowych na pracę całego układu

Odchylenia od wymiarów teoretycznych poszczególnych elementów konstrukcyjnych układu sterowania rzutują na prawidłowość jego geometrii i kinematyki. W przypadku bardziej złożonych układów nawet nieznaczne odchylenia wymiarowe mogą powodować znaczne różnice na wyjściu całego układu. Dlatego też rzeczywiste układy sterowania

wyposażone są w specjalne elementy regulacyjne, umożliwiające wprowadzenie niezbędnych korekt do geometrii układu. Wstępna analiza dokładności układu, przeprowadzona na etapie konstrukcyjnym, umożliwia prawidłowe umiejscowienie punktów regulacji, a co za tym idzie — ograniczenie ich liczby do niezbędnego minimum.

Wpływ odchylenia od wymiaru teoretycznego na parametr wyjściowy dla każdego i elementu określony jest wartością pochodnej cząstkowej:

$$\xi_{i,x} = \frac{d\beta}{dq_i}$$

gdzie: $\beta = f(q_i)$ parametr wyjściowy mechanizmu; q_i — wymiar i elementu.

Odchylenie wartości parametru wyjściowego od wartości teoretycznej w zależności od odchylenia parametrów geometrycznych określone jest wzorem:

$$\delta\beta = \sum_{i=1}^n (\xi_{i,x} \cdot \delta q_i)$$

gdzie: δq_i — odchylenie od teoretycznej wymiaru i elementu układu; $\delta\beta$ — odchylenie wartości parametru wyjściowego od jego wartości teoretycznej; $\xi_{i,x}$ — wartość pochodnej cząstkowej funkcji parametru wyjściowego względem i wymiaru.

Wykorzystując powyższe wzory należy pamiętać, że pochodna cząstkowa (a raczej jej wartość lokalna) jest obliczana dla teoretycznych wartości parametrów, w związku z czym wzory te można stosować tylko w przypadku małych odchylenia wymiarowych.

Dla układów sterowania złożonych z kilku mechanizmów podstawowych błąd położenia elementu wyjściowego mechanizmu j jest przenoszony przez wszystkie następne. Wypadkowy błąd położenia elementu wyjściowego układu określony jest wzorem:

$$\delta\beta = \sum_{j=1}^{m-1} \delta\beta_j \prod_{k=j+1}^m \xi_k + \delta\beta_m$$

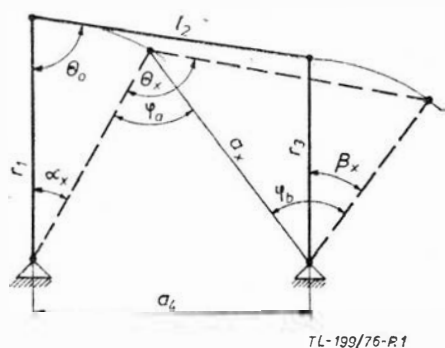
gdzie: m — liczba podstawowych mechanizmów wchodzą-

TABLICA 1

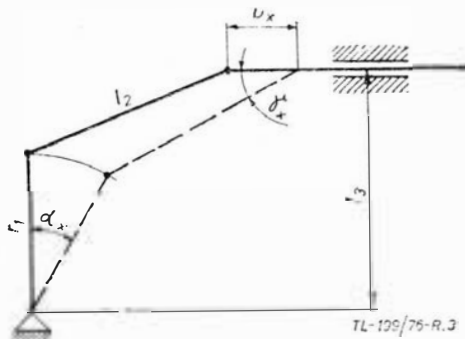
Schemat mechanizmu	Parametry geometryczne	Funkcja parametru wyjściowego
Rys. 1	$\varphi_a = \arcsin \left(\frac{a_4}{a_x} \cos \alpha_x \right)$ $\cos \varphi_b = \frac{r_3^2 + a_x^2 - l_2^2}{2a_x r_3}$ $\alpha_x = \sqrt{r_1^2 + a_4^2 - 2r_1 a_4 \sin \alpha_x}$ $\sin (\Theta_x - \varphi_a) = \frac{r_3}{l_2} \sin \varphi_b$	$\beta_x = \alpha_x + \gamma_b - \gamma_a$
Rys. 2		$\beta_x = \alpha_x$
Rys. 3	$\sin \gamma_x = \frac{a_3 - r_1 \cos \alpha_x}{l_2}$	$\beta_x = r_1 \sin \alpha_x + l_2 (\cos \gamma_x - \cos \gamma_0)$
Rys. 4	$\sin \Theta_x = \frac{r_3 \cos \beta_x - a_4}{l_2}$	$\beta_x = \arcsin \frac{a_x + l_2 (\cos \Theta_x - \cos \Theta_0)}{r_3}$
Rys. 5	α — kąt ustawienia ramienia w położeniu wyjściowym	$\beta_x = \arcsin \frac{x}{r} + \alpha$

TABLICA 2

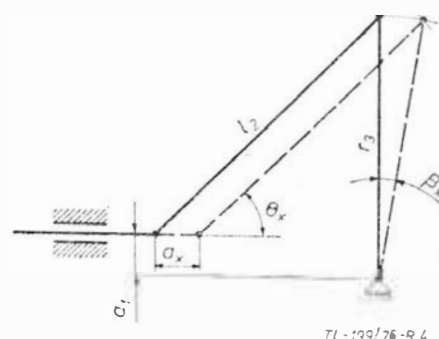
Przełożenie mechanizmu ξ'	Pochodne cząstkowe ξ_{ix}
$\xi' = \frac{r_1}{r_3} \cdot \frac{\sin \Theta_x}{\sin (\Theta_x + \beta_x - \alpha_x)}$	$\xi_{1x} = -\xi_{2x} \cos \Theta_x$ $\xi_{2x} = \frac{1}{r_3 \sin (\Theta_x + \beta_x - \alpha_x)}$ $\xi_{3x} = \xi_{2x} \cos (\Theta_x + \beta_x - \alpha_x)$ $\xi_{4x} = -\xi_{2x} \sin (\Theta_x - \alpha_x)$
$\xi' = 1$	$\xi_{1x} = \operatorname{tg} a/r_3$ $\xi_{2x} = 1/(r_3 \cos a)$ $\xi_{3x} = \xi_{1x}$ $\xi_{4x} = -\xi_{2x}$
$\xi' = r_1 \frac{\cos (\gamma_x - \alpha_x)}{\cos \gamma_x}$	$\xi_{1x} = \frac{\sin (\alpha_x - \gamma_x)}{\cos \gamma_x}$ $\xi_{2x} = 1/\cos \gamma_x$ $\xi_{3x} = -\operatorname{tg} \gamma_x$
$\xi' = \frac{1}{r_3} \cdot \frac{\cos \Theta_x}{\cos (\beta_x - \Theta_x)}$	$\xi_{1x} = \xi_{2x} \cos \Theta_x$ $\xi_{2x} = \frac{1}{r_3 \cos (\beta_x - \Theta_x)}$ $\xi_{3x} = -\xi_{2x} \sin (\beta_x - \Theta_x)$
$\xi' = \frac{1}{r_1 \cos \beta_x}$	$\xi_{1x} = -\operatorname{tg} \beta_x/r_1$ $\xi_{2x} = 1$



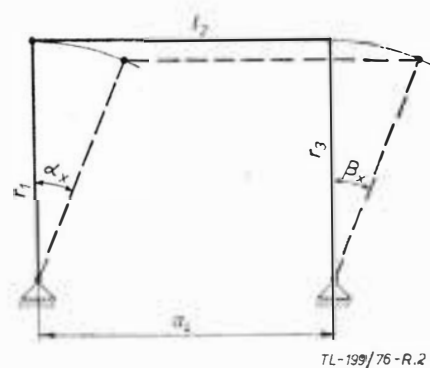
Rys. 1



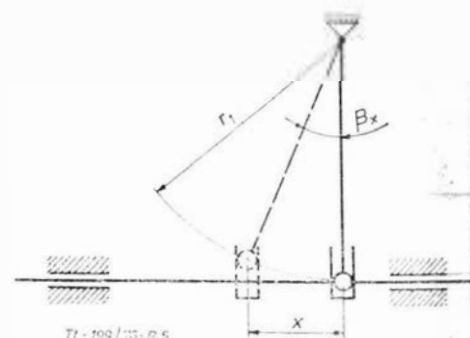
Rys. 3



Rys. 4



Rys. 2



Rys. 5

cych w skład układu; $\delta\beta_j$ — błąd położenia elementu wyjściowego mechanizmu j wprowadzany przez ten mechanizm;
 $\xi' = \frac{d\beta}{da}$ — przełożenie mechanizmu (wartość lokalna).

Wartość przełożeń oraz pochodnych cząstkowych w zależności od geometrii dla poszczególnych rodzajów mechaniz-

mów można obliczyć w oparciu o wzory podane w tabelicy 2.

Oprac. inż. M. Łata na podstawie M. N. Sjudnikow: *Mechanizmy prądowców systemu sterowania lotowymi aparatami*. Moskwa, Maszynostrojenije 1975 r.

WCT/39/K/77

PODWOZIE

- 1 — podwozie przednie, goleń przednia
- 2 — p. główne
- 3 — p. tylne, p. ogonowe
- 4 — goleń
- 5 — g. sprężysta
- 6 — amortyzator olejowo-powietrzny, a. olejowo-gazowy
- 7 — zawór załadowania
- 8 — amortyzator cieczowy
- 9 — tłoczysko amortyzatora
- 10 — cylinder a.
- 11 — komora górna
- 12 — k. dolna
- 13 — nurnik
- 14 — pierścienie uszczelniające
- 15 — amortyzator gumowy
- 16 — ugięcie amortyzatora, skok a.
- 17 — koło
- 18 — bęben hamulcowy
- 19 — kołnierz h.
- 20 — hamulec tarczowy
- 21 — h. szczękowy
- 22 — h. dętkowy
- 23 — cylinder hamulcowy
- 24 — szczeka hamulca
- 25 — tarcza hamulca
- 26 — urządzenie przeciwpoślizgowe, automat hamowania
- 27 — ogumienie
- 28 — opona
- 29 — bieżnik opony
- 30 — kord
- 31 — drutówka opony
- 32 — dętka
- 33 — zawór dętki
- 34 — ogumienie bezdętkowe
- 35 — łożysko wałeczkowo-stożkowe
- 36 — wózek
- 37 — linka uziemia
- 38 — tłumik wózka
- 39 — tłumik drgań „shimmy”
- 40 — dźwignik, wciąg
- 41 — zamek położenia wypuszczonego
- 42 — z. p. schowanego
- 43 — wnęka podwozia
- 44 — drzwi p., osłony p.
- 45 — owiewka koła
- 46 — wodnosamolot pływakowy
- 47 — łódź latająca
- 48 — podwozie pływakowe, podłódzie
- 49 — zdolność do użytkowania na morzu, dzielność morską
- 50 — pływerność
- 51 — wyporność
- 52 — ślizganie (się), ślizg
- 53 — rozprysk, rozbryzg
- 54 — pływak
- 55 — p. główny, p. centralny
- 56 — p. skrzydłowy
- 57 — kadłub łodziowy
- 58 — redan, stopień
- 59 — kil, stępka
- 60 — obłó, dolna krawędź
- 61 — przednia (dziobowa) część pływaka
- 62 — dziób
- 63 — tylna część pływaka
- 64 — rufa, stewa rufowa
- 65 — zanurzenie
- 66 — linia odniesienia
- 67 — wodnica, linia wodna
- 68 — dno pływaka
- 69 — podobienie, wznios
- 70 — wklęsłość dna
- 71 — gródź wodoszczelna
- 72 — wziernik, pokrywka
- 73 — ster (wodny)
- 74 — zderzak
- 75 — knaga, rożki (pokładowe)
- 76 — podwozie nartowe
- 77 — p. nartowo-kołowe
- 78 — narta
- 79 — spód narty, powierzchnia ślizgowa
- 80 — piramidka, kaban
- 81 — linka zabezpieczająca
- 82 — amortyzator narty

L'ATTERISSEUR

- 1 — le train avant
- 2 — l(e) atterrisseur principal
- 3 — l(e) a. de queue
- 4 — la jambe de train d'atterrissage
- 5 — la jambe élastique
- 6 — l(e) amortisseur oléo-pneumatique
- 7 — la valve de gonflage
- 8 — l(e) amortisseur hydraulique
- 9 — la tige de piston
- 10 — le cylindre d'amortisseur
- 11 — la chambre supérieure
- 12 — la ch. inférieure
- 13 — le plongeur, le piston-plongeur
- 14 — la bague d'étanchéité, la b. antifuite
- 15 — l(e) amortisseur à caoutchouc
- 16 — l(e) enfoncement de l'amortisseur
- 17 — la roue
- 18 — le tambour de frein, la poulie-tambour de f.
- 19 — la bride de frein, la flasque de f.
- 20 — le frein à disque
- 21 — le f. à mâchoires
- 22 — le f. à expansion
- 23 — le cylindre à frein
- 24 — la mâchoire de f., le segment de f.
- 25 — la flasque de f.
- 26 — le système anti-skide
- 27 — le pneumatique, le pneu, la enveloppe, le bandage pneumatique
- 28 — le pneumatique, le pneu, la enveloppe
- 29 — la bande de roulement
- 30 — le fil câblé
- 31 — la tringle
- 32 — la chambre à air
- 33 — la valve de ch. à air
- 34 — le pneu increvable, le p. sans chambre, le p. tubeless
- 35 — le palier à rouleaux coniques
- 36 — le bogie
- 37 — le fil de terre
- 38 — l(e) amortisseur de bogie
- 39 — l(e) a. de shimmy
- 40 — le vérin d'escamotage
- 41 — le verrou de position basse, le v. de train sorti
- 42 — le v. de position haute, le v. de train rentré
- 43 — le logement de la jambe
- 44 — la porte d'escamotage, la p. de train
- 45 — le carenage de roue
- 46 — le hydravion à flotteurs
- 47 — le h. à coque
- 48 — l(e) atterrisseur à flotteurs, l(e) amérissseur, le train d'amérissage
- 49 — l(a) aptitude à la mer, la tenue en mer
- 50 — la flottabilité
- 51 — le déplacement
- 52 — le hydroglisseur, le hydroplanage
- 53 — l(e) embrun
- 54 — le flotteur
- 55 — le f. central
- 56 — le f. auxiliaire, le ballonnet
- 57 — le coque-fuselage
- 58 — le redan
- 59 — la quille
- 60 — le bouchain, la quille d'angle
- 61 — l(a) étrave
- 62 — l(e) avant, la proue
- 63 — l(e) arrière (de coque)
- 64 — l(e) étambot
- 65 — l(a) immersion
- 66 — la droite de référence (de la coque)
- 67 — la (ligne de) flottaison
- 68 — le fond (d'hydroplanage) (du flotteur)
- 69 — l(e) angle d'amortissement
- 70 — le rejet d'eau
- 71 — la cloison étanche
- 72 — la porte de visite
- 73 — le gouvernail
- 74 — le pare-choc
- 75 — le taquet
- 76 — le train d'atterrissage sur skis, les skis d'atterrissage
- 77 — le t. d'a. avec skis relevables
- 78 — le ski (d'avion)
- 79 — la surface glissante
- 80 — la cabane
- 81 — le câble
- 82 — le sandow

K.D.

WCT/39/K/77

Długość drogi startowej jako podstawowe kryterium w analizie rozwoju klasyfikacji technicznych polskich lotnisk cywilnych

Określanie podstawowej długości drogi startowej. Porównanie kolejno obowiązujących (od roku 1934) klasyfikacji technicznych lotnisk (polskich i międzynarodowych).

Lotniskiem jest wydzielona powierzchnia wraz z przynależnymi do niej obiektami budowlanymi i urządzeniami, przeznaczona w całości lub w części do przylotów, odlotów i manewrowania statków powietrznych.

Jest to aktualnie obowiązująca definicja lotniska, wyrażona w polskim prawie lotniczym z roku 1962. W przeszłości różnie definiowano lotnisko, a rozbieżności w zakresie prawnego określania pojęcia tego obiektu występują również dzisiaj w przepisach wielu krajów.

Pierwsza polska definicja lotniska wyrażona w prawie lotniczym z roku 1928 ustalała, iż lotniskiem jest powierzchnia ograniczona na lądzie lub na wodzie, przeznaczona i przystosowana do przylotu i odlotu statków powietrznych. Jednak późniejsze rozporządzenie wykonawcze Ministra Komunikacji z roku 1934 o podziale lotnisk na kategorie oraz o warunkach zakładania, urządzania i korzystania z lotnisk i urządzeń pomocniczych rozszerza pojęcie lotniska również na tzw. *tereny pomocnicze*, nie przeznaczone stale lub nieprzystosowane zasadniczo do przylotu, postoju i odlotu statków powietrznych, jednakże mające rozmiary i własności umożliwiające bezpieczne wykonanie tych operacji przez niektóre statki powietrzne.

To właśnie rozporządzenie wskazuje na pierwsze różnicowanie lotnisk cywilnych w naszym kraju w zależności od ich podstawowych wówczas parametrów geometrycznych. Obecnie obok tych kryteriów klasyfikacyjnych, odnoszących się głównie do długości podstawowej dróg i pasów startowych, stosowane są nadto dalsze, w tym przede wszystkim nośność tych dróg i pasów.

Przedmiotem niniejszej pracy jest analiza rozwoju klasyfikacji technicznych polskich lotnisk cywilnych, dokonywana pod kątem przemian w wymaganych długościach dróg startowych i niezwykle przydatna między innymi z następujących powodów:

- pozwala ocenić tendencje rozwoju techniki lotniskowej, a ściślej wymuszonego dostosowywania — również w aspekcie przepisów prawnych i technicznych — konstrukcji lotnisk do wymagań coraz cięższych i coraz szybszych statków powietrznych (samolotów),
- można na jej podstawie wnioskować o konieczności zrewidowania tego rodzaju postępu technicznego, zwłaszcza w świetle coraz skuteczniejszego wprowadzania do eksploatacji samolotów krótkiego lub przynajmniej skróconego startu i lądowania (KSL lub SSL),
- wskazuje na wielkość terenów lotniskowych — także w zależności od stosowanych bądź przewidywanych typów samolotów — pozwalającą wyznaczyć właściwą im

lokalizację w określonym regionie miejskim, przede wszystkim względem centrum przeznaczonego do obsługi miasta.

Lotniskō i jego układ geometryczny

Pierwsze na świecie lotnisko, o nieznanym bliżej rozmiarach, zbudowane zostało w roku 1903 przez lotnika — konstruktora Alberta Santos Dumonta. W latach przed I wojną światową powstały pierwsze lotniska o stałej lokalizacji, w postaci koła o średnicy 400 m. W okresie tym jako tereny startu i lądowania wykorzystywano najczęściej łąki i nieużytki, rzadko powierzchniu tylko wyrównywane.

W Polsce pierwsze lotnisko przeznaczone dla cywilnej komunikacji lotniczej zbudowano na początku lat dwudziestych w Warszawie na Polu Mokotowskim.

Głównymi elementami składowymi współczesnego lotniska komunikacyjnego, decydującego o jego układzie geometrycznym, są:

- pole wzlotów wraz z pasami i drogami startowymi, którego wielkość i układ zależą przede wszystkim od:
 - właściwości techniczno-operacyjnych samolotów, zwłaszcza od bezpiecznych długości ich startu i lądowania,
 - warunków meteorologicznych, w tym przede wszystkim od kierunków występowania wiatrów przeważających,
 - charakteru i natężenia ruchu lotniczego;
- strefa zabudowy lotniskowej, której wielkość i usytuowanie w obszarze lotniska zależą głównie od charakteru i natężenia ruchu lotniczego, obejmująca:
 - budynek lub zespół budynków dworca lotniczego wraz ze służbą techniczno-kontrolną,
 - budynki usługowo-techniczne (hangary, stacje paliwa, garaże, remizy strażackie, magazyny itd.),
 - powierzchnie manewrowe płyt przeddworcowych, przedhangarowych i postojowych;
- układ sieci dróg kołowania i łącznikowych, wiążących pole wzlotów ściślej zaś drogi startu i lądowania ze strefą zabudowy.

Decydującą rolę w określaniu potrzeb terenowych lotniska odgrywa pole wzlotów, zajmujące przeszło 85% powierzchni lotniskowej. O wielkości tego pola decydują z kolei długości dróg startu i lądowania, a wtórnie również ich układ. Na podstawie tych dróg konstruowana jest klasyfikacja techniczna lotnisk, odpowiadająca wymaganiom techniczno-operacyjnym samolotów. Warto przy tym dodać,

TABLICA 2. Wymiary liniowe pól wzlotów lotnisk komunikacyjnych niektórych krajów w roku 1936

Kraj	Długość pola wzlotów pasa startowego [m] dla klasy lotniska					
	I	II	III	IV	V	VI
Polska	1000	700	600	400*)	—	—
Francja	1500	1300	900	700	700	—
Stany Zjednoczone AP	1067	700	610	400	403	—
Wielka Brytania	730	610	550	457	366	274

*) Są to tzw. tereny pomocnicze, których wymiaru liniowego klasyfikacja nie przytacza, natomiast w praktyce lotniskowej określany był jako minimum 400 m

TABLICA 1. Minimalne długości dróg i pasów startowych według pierwszej klasyfikacji technicznej lotnisk z roku 1934*)

Klasa lotniska	Minimalna długość [m]	
	drogi startowej	pasa startowego
I	900	1000
II	600	700
III	600	700

*) Prócz tego klasyfikacja ujmuje tzw. tereny pomocnicze o charakterze lądowisk zaliczane do klasy IV, jednak bez podania wymiarów

TABLICA 3. Wymiary liniowe niektórych lotnisk komunikacyjnych w Polsce w roku 1933

Lotnisko	Wymiary liniowe [m]	
	największy	najmniejszy
Bydgoszcz-Szwederowa	900	800
Katowice-Muchowiec	1000	700
Łódź-Lublinek	1250	330
Poznań-Lawica	1300	800
Warszawa-Mokotów	1550	470
Warszawa-Okecie	1470	1270

iz wielkością porównawczą jest tzw. długość podstawowa drogi startowej (startu i lądowania) określana dla warunków atmosfery znormalizowanej.

Określanie podstawowej długości drogi startowej

Podstawowa długość drogi startowej określana jest przez następujące wielkości:

- temperaturę powietrza $+288,16^{\circ}\text{K}$ ($= +15^{\circ}\text{C}$);
- ciśnienie atmosferyczne 101325 N/m^2 ($= 760 \text{ mm}$ słupka rtęci);
- pogodę bezwietrzną, tzn. ciszę meteorologiczną, występującą przy wietrze o prędkości poniżej $0,5 \text{ m/s}$;
- położenie wysokościowe lotniska na poziomie morza lub na innej wysokości zwanej zerową, na której występują podane warunki temperatury i ciśnienia atmosferycznego;
- położenie poziome niwelety osi podłużnej;
- nawierzchnię z betonu cementowego lub asfaltowego.

Wszelkie odstępstwa od tych parametrów stwarzają konieczność skorygowania — zwykle powiększenia — podstawowej długości drogi startowej, co w efekcie daje jej długość rzeczywistą w określonych warunkach lokalizacyjnych.

Do ustalenia długości podstawowej wystarczy (według obowiązujących aktualnie zasad bezpiecznych warunków przebiegu operacji start — lądowanie) obliczyć długość przerwanej startu i lądowania i sprawdzić, czy zapewnia ona jednocześnie warunki lądowania samolotu przyjątego do obliczeń parametrów techniczno-eksploatacyjnych danego lotniska.

Bezpieczną długość podstawową ustalaną z długości startu przerwanej S_p określa równanie ogólne:

$$S_p = R + O + H \quad (1)$$

gdzie: R — długość odcinka rozbiegu samolotu [m] z prędkością narastającą do prędkości krytycznej (a następnie do prędkości oderwania się od drogi startowej), przed której osiągnięciem nastąpiła awaria jednego z silników; O — długość odcinka przebywanego przez samolot [m] w czasie reakcji pilota, niezbędnym do podjęcia decyzji o kontynuowaniu bądź przerwaniu startu i wynoszącym $2 \div 15 \text{ s}$; H — długość odcinka hamowania czyli dobiegu samolotu [m], rozpoczynanego najpóźniej tuż po osiągnięciu przezeń prędkości oderwania.

Bezpieczną długość podstawową drogi startowej ustalaną z długości lądowania S_l określa równanie ogólne:

$$S_l = w_b (P + D) \quad (2)$$

gdzie: w_b — współczynnik bezpieczeństwa operacji lądowania wynoszący co najmniej $1,67$ i obliczony z warunków

ku, by lądowanie zakończyło się na $0,6$ długości drogi; P — długość odcinka przyziemiania samolotu [m], tj. długość rzutu poziomego drogi lądowania z wysokości 15 m do punktu jego zetknięcia się z ziemią; D — długość odcinka dobiegu czyli hamowania na drodze [m].

Miarodajną długością podstawową drogi startowej jest większa z obu wyżej obliczonych. Ona też wskazuje przypisanie lotniska określonej klasie technicznej.

Droga startowa jest prostokątną powierzchnią wyznaczoną na pasie startowym, przystosowaną do lądowania, rozbiegu i zatrzymania samolotu przy przerwanym starcie. Jest to zatem środkowa część pasa startowego, wzmocniona nawierzchnią sztuczną, najczęściej z betonu cementowego. Jej otoczenie (pas startowy, pole wzlotów) stanowi nawierzchnia naturalna, zwykle trawiasta. Pas startowy jest szerszy od drogi o zabezpieczenia boczne (pobocza) i dłuższy od niej o zabezpieczenia podłużne (wydłużonego startu).

Klasyfikacja techniczna lotnisk z roku 1934

Pierwsza polska klasyfikacja techniczna lotnisk cywilnych ukazała się w roku 1934 i była wówczas jednym z pierwszych na świecie usystematyzowanych podziałów lotnisk cywilnych pod względem ich właściwości techniczno-użytkowych. Klasyfikacja ta dzieliła lotniska jedynie pod względem długości ich dróg startowych i pasów, nie stawiając żadnych wymagań co do ich szerokości i pochyłości oraz konstrukcji i nośności powierzchni (tabl. 1).

Warto przytoczyć porównawczo wymiary liniowe pól wzlotów na lotniskach niektórych krajów w roku 1936 (tabl. 2). Zestawienie tych wymiarów stanowi przegląd pierwszych klasyfikacji technicznych lotnisk komunikacyjnych jako funkcji stosowanych typów samolotów.

Wymiary liniowe niektórych polskich lotnisk komunikacyjnych eksploatowanych w roku 1933 (tabl. 3) znacznie przekraczały wymiary klasyfikacyjne w innych państwach (por. tabl. 2), co świadczy o wysokim poziomie rozwoju ówczesnej techniki lotniskowej w naszym kraju.

Klasyfikacja techniczna lotnisk według projektu opracowanego około roku 1950

Projekt tej nie zatwierdzonej klasyfikacji stanowił próbę uwzględnienia zmienionych warunków operacyjnych i wymagań nowych samolotów dotyczących długości dróg startowych. Stanowił on także próbę własnej klasyfikacji opartej o dwa podstawowe kryteria stosowane już w klasyfikacji ICAO (Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego), a mianowicie:

- podstawową długość głównej drogi startowej (także pasa startowego), a więc drogi powiększonej o tzw. wybiegi czyli zabezpieczenia podłużne (tabl. 4);
- nośność konstrukcji nawierzchni drogi wyrażaną dopuszczalnym jej obciążeniem pojedynczym kołem podwozia głównego oraz odpowiednim obciążeniem na jednostkę powierzchni styku koła samolotu z nawierzchnią.

Klasyfikacja techniczna lotnisk według normy państwowej z roku 1957

Klasyfikacja ta ujęta była marginesowo w normie dotyczącej w istocie innych problemów, a mianowicie ograniczeń zabudowy terenów przylotniskowych i określenia związanych z tym pojęć podstawowych. Wyraża ona wy-

TABLICA 4. Długość głównej drogi startowej i odpowiedniego pasa startowego według projektu klasyfikacji technicznej opracowanej około roku 1950

Klasa (podklasa) lotniska		Długość głównej drogi startowej [m]	Minimalna długość wybiegów [m]	Długość głównego pasa startowego [m]
A	a	—	—	< 800
	b			$800 \div 1200$
	c			> 1200
B		$600 \div 1200$	2×200	$1000 \div 1600$
C		$1200 \div 1600$	2×200	$1600 \div 2000$
D		$1600 \div 2000$	2×250	$2100 \div 2500$
E		> 2000	2×300	> 2600

TABLICA 5. Minimalne długości drogi startowej i pasa startowego według normy PN-57/L-49001 (nieaktualnej)

Klasa lotniska	Długość drogi startowej [m]	Długość zabezpieczenia podłużnego [m]	Długość pasa startowego [m]
I	≥ 2500	2×800	≥ 4100
II	$2000 \div 2499$	2×600	$3200 \div 3699$
III	$1200 \div 1999$	2×200	$1600 \div 2399$
IV	< 1199	1000a)	< 1399 b)

a) Jest to zabezpieczenie pola wzlotów pasem o szerokości 100 m położonym na jego obrzeżu.

b) W założeniu iż podłużne zabezpieczenie drogi startowej równe jest wymiarowo obrzeżnemu zabezpieczeniu pola wzlotów.

TABLICA 6. Podstawowe długości głównej drogi startowej według klasyfikacji międzynarodowej ICAO z roku 1964

Klasa lotniska	A	B	C	D	E	F	G
Długość głównej drogi startowej [m]	> 2550	2150 ÷ ÷ 2550	1800 ÷ ÷ 2150	1500 ÷ ÷ 1800	1280 ÷ ÷ 1500	1080 ÷ ÷ 1280	900 ÷ ÷ 1080

magania operacyjne samolotów na lotniskach jedynie w funkcji długości dróg i pasów startowych (tabl. 5).

Z klasyfikacji tej nie wynika jednakże, czy odnosi się ona do warunków znormalizowanych, a więc przede wszystkim do zerowej wysokości położenia lotniska. Porównując ją z równoległe obowiązującą w Polsce (z racji ratyfikowania Konwencji Chicagowskiej) klasyfikacją międzynarodową ICAO (tabl. 6) można domniemywać, iż podane w niej długości dróg startowych są wartościami podstawowymi w warunkach znormalizowanych.

Należy wszakże dodać, iż klasyfikacja międzynarodowa ICAO ujmuje wszechstronnie wszystkie parametry geometryczne i konstrukcyjne oraz wyposażenie lotnisk cywilnych.

Klasyfikacja techniczna lotnisk obowiązująca od roku 1966

Aktualna klasyfikacja techniczna lotnisk cywilnych w Polsce oparta jest na wydanym w roku 1966 zarządzeniu Ministra Komunikacji, określającym szczegółowe przepisy w sprawie warunków technicznych dla lotnisk i lądowisk cywilnych. Wskazuje ona, iż przy ocenie wartości techniczno-eksploatacyjnych lotniska decydujące znaczenie mają obok podstawowej długości drogi startowej także jej nośność oraz wyposażenie podejść.

Lotnisko zalicza się do tej klasy technicznej, w której została oznaczona jego główna droga startowa. Analizowana klasyfikacja przewiduje — podobnie jak to czynią przepisy międzynarodowe ICAO — że w przypadku istnienia dalszych dróg startowych, sytuowanych na pomocniczych kierunkach meteorologicznych, czyli tzw. dróg pomocniczych, ich długość podstawowa może być obniżona do 85% podstawowej długości głównej drogi startowej. Gdy droga pomocnicza położona jest na kierunku działania wiatrów o dużej prędkości, jej długość podstawowa może być obniżona nawet do 70% podstawowej długości głównej drogi startowej. Stosuje się to zwłaszcza w przypadku, gdy na przyjmowanym kierunku drogi pomocniczej znajdują się przeszkody lotnicze.

Podstawowa długość głównej drogi startowej ustalana bywa na ogół według wymogów samolotu obliczeniowego (typowego) dla rozpatrywanego lotniska. W tym przypadku długość pasa startowego stanowi sumę długości drogi oraz obliczonego zabezpieczenia wydłużonego startu, czyli łącznie dwóch czołowych pasów bezpieczeństwa wynoszących co najmniej 60 m. Gdy długość głównej drogi startowej ustalana jest odmiennie, np. przez przyjęcie klasy drogi (i lotniska) na podstawie długości startu z charakterystyki techniczno-eksploatacyjnej określonego samolotu typowego, wówczas czołowe pasy bezpieczeństwa wynoszą 400 ÷ 600 m w zależności od klasy lotniska (tabl. 7).

Jeśli lotnisko ma nawierzchnię naturalną, jako długość głównej drogi startowej — a ściślej jako podłużny wy-

TABLICA 7. Podstawowe długości głównej drogi startowej i głównego pasa startowego według polskiej klasyfikacji lotnisk z roku 1966

Klasa lotniska	Podstawowa długość drogi startowej [m]		Długość czołowych pasów bezpieczeństwa [m]	Podstawowa długość pasa startowego [m]	
	od	do		od	do
S	3250	3250	2 × 400	4050	4050
I	2600	3250	2 × 400	3400	4050
II	1800	2600	2 × 400	2600	3400
III międzynarodowe	1300	1800	2 × 400	2100	2600
III krajowe	1300	1800	2 × 60	1420	1920
IV	900	1300	2 × 60	1020	1420
V	—	900	2 × 60	—	1020

TABLICA 8. Podstawowe długości głównej drogi startowej według klasyfikacji międzynarodowej ICAO z roku 1969

Klasa lotniska	A	B	C	D	E
Długość głównej drogi startowej [m]	> 2100	1500 ÷ 2100	900 ÷ 1500	750 ÷ 900	600 ÷ 750

miar liniowy terenu, przeznaczonego do normalnych startów i lądowań — należy przyjmować znaną długość pasa startowego, pomniejszoną o długość $2 \times 60 = 120$ m.

Klasyfikacja polska odpowiada ogólnym normom podziału lotnisk cywilnych zależnie od ich podstawowych własności odnoszących się do dróg startowych, wymaganych przez międzynarodowe przepisy lotnicze ICAO, a także przez przepisy Rady Wzajemnej Pomocy Gospodarczej. Wymagania w zakresie podstawowej długości głównej drogi startowej są jednak w polskich przepisach wyższe niż w międzynarodowych (por. tabl. 7 i 8), co świadczy o doskonalszym u nas zapewnieniu przez infrastrukturę lotniskową warunków bezpieczeństwa startów i lądowań.

Wnioski

Stale dostosowywanie klasyfikacji technicznych lotnisk cywilnych do ogólnego rozwoju techniki lotniczej jest niezbędne, aczkolwiek niekontrolowane może prowadzić do absurdalnych następstw. Wprowadzane do eksploatacji coraz cięższe i coraz szybsze samoloty wymagają one na ogół znacznego wydłużenia dróg startowych. Są oczywiście nowe typy samolotów, które nie wymagają tego, ale nie wszystkim konstruktorom lotniczym opłaca się dostosowywanie długości startu do długości istniejącej drogi startowej. Często nie opłaca się to również przewoźnikom lotniczym.

Gdyby więc tendencje wydłużania się dróg startowych utrwały się, to musiałyby znaleźć one odbicie również w klasyfikacjach technicznych lotnisk. Wówczas podstawowa długość głównej drogi startowej na lotnisku najwyższej klasy, wynosząca dzisiaj w klasyfikacji polskiej co najmniej 3250 m, musiałaby mieć w roku 2000 około 5750 m.

Stąd też zasługują na uwagę i poparcie procesy zmierzające do zahamowania tego wzrostu, wyrażające się coraz powszechniejszym stosowaniem samolotów skróconego startu i lądowania lub wręcz krótkiego startu i lądowania.

LITERATURA

1. Atlas lotnisk polskich. Wydawnictwo Ministerstwa Komunikacji. Warszawa 1933.
2. W. ARASZKIEWICZ: Budowa lotnisk i drogi lotnicze. Wyd. 2 uzup. Państwowe Wydawnictwo Naukowe Łódź — Warszawa 1958.
3. International Civil Aviation Organization. International Standards and Recommended Practices: Aerodromes. Annex 14 to the Convention on International Aviation. 4.ed. Montreal 1963.
4. International Civil Aviation Organization. International Standards and Recommended Practices: Aerodromes. Annex 14 to the Convention on International Aviation 5.ed. Montreal 1969.
5. T. KLUZ: Lotniska i drogi lotnicze. [w:] Podręcznik inżynierski w zakresie inżynierii lądowej i wodnej. Red. nac. S. Bryła. Nakładem Księgarni Polskiej P. Połonockiego. Lwów — Warszawa 1936, t. IV.
6. PN-54/L-02001. Atmosfera wzorcowa. Parametry.
7. PN-57/L-49001. Lotniska. Organizacja zabudowy terenów przylotniskowych i określenia związanych pojęć podstawowych.
8. Rozporządzenie Prezydenta RP z dnia 14 marca 1928 r. o prawie lotniczym. Tekst jednolity: Dz.U. z 1935 r., nr 69, poz. 437; zm.: Dz.U. z 1945 r., nr 48, poz. 273 i nr 50, poz. 282.
9. Rozporządzenie Ministra Komunikacji z dnia 15 lutego 1934 r., o podziale lotnisk na kategorie oraz o warunkach zakładania, urządzania i korzystania z lotnisk i urządzeń pomocniczych. Dz.U. z 1934, nr 18, poz. 142; zm.: Dz. U. z 1955, nr 1, poz. 6.
10. B. RZECZYŃSKI: Klasyfikacje techniczne lotnisk cywilnych w Polsce. Analiza podstawowych parametrów klasyfikacyjnych. Zeszyty Naukowe Politechniki Poznańskiej — Budownictwo Lądowe nr 17/1971.
11. B. RZECZYŃSKI: Warunki przestrzenne budowy i lokalizacji lotnisk komunikacyjnych w Polsce. Zeszyty Naukowe Politechniki Poznańskiej — Budownictwo Lądowe nr 10/1967.
12. Ustawa z dnia 31 maja 1962 r. Prawo lotnicze. Dz.U. z 1962, nr 32, poz. 153.
13. Zarządzenie nr 10 Ministra Komunikacji z dnia 15 stycznia 1966 r. zatwierdzające Szczegółowe przepisy w sprawie warunków technicznych dla lotnisk i lądowisk cywilnych. Dz. Budownictwa z 1966 r., nr 5, poz. 22.

WCT/40/K/77

Przegląd metod umożliwiających zwiększanie zasobu wysoko obciążonych ciepłotnie zespołów silników turbodołrutowych

Dodatknie i ujemne efekty wysokiej temperatury gazów przed turbiną. Analiza metod umożliwiających utrzymanie wysokiej temperatury gazów przy jednoczesnym zapewnieniu maksymalnego zasobu silnika.

Jednym z charakterystycznych parametrów termodynamicznych silnika turbodołrutowego jest temperatura gazów przed turbiną T_3^* . Wywiera ona decydujący wpływ na zasadnicze parametry pracy i osiągi silnika.

Podwyższenie temperatury T_3^* powoduje zwiększenie ekonomiczności i jednostkowej mocy, zmniejszenie jednostkowego ciężaru i gabarytów silnika, a poza tym powoduje zwiększenie jednostkowego ciągu czołowego. Utrzymywanie wysokiej temperatury T_3^* pozwala na skrócenie czasu adaptacji silnika.

Wysoka temperatura T_3^* ma jednak ujemny wpływ na wytrzymałość wielu detali i zespołów, ponieważ wraz z jej wzrostem rośnie temperatura detali komór spalania, turbin i dysz wylotowych. Oprócz tego dużej temperaturze T_3^* mogą towarzyszyć pewne niepożądane zjawiska podczas pracy silnika. Należy do nich niestabilna praca silnika (pompaż), czego przyczyną może być zwiększenie powyżej pewnej wartości temperatury gazów przed turbiną T_3^* na określonym zakresie pracy. Wystąpienie w takich warunkach pompażu tłumaczy się tym, że wraz ze wzrostem temperatury T_3^* wzrasta ciśnienie w komorze spalania, które wpływa na wzrost sprężarki i jednoczesne zmniejszenie prędkości osiowej strug powietrza w ostatnich stopniach sprężarki. W wyniku zmniejszenia prędkości osiowej wzrastają kąty natarcia strug powietrza. Przy dostatecznie dużych kątach natarcia strug następuje oderwanie strumienia powietrza z wypukłych stron łopatek, co powoduje niestabilną pracę sprężarki.

Badania wykazują także, że intensywność utleniania stopów na osnowie niklu jest funkcją amplitudy i częstotliwości wahań temperatury gazów, a jej efektem są zmienne naprężenia ścinające. Amplituda tych naprężeń może być wystarczająca do tego, aby spowodować osłabienie i zmęczenie materiału. Groźne dla silnika są także szybkie zmiany temperatury T_3^* (podczas uruchamiania, adaptacji i wyłączenia silnika), w wyniku których w detalach i zespołach silnika mogą wystąpić duże gradienty temperatur, a co za tym idzie — duże naprężenia termiczne, będące przyczyną różnorodnych pęknięć. Ujemny wpływ wysokiej temperatury na wła-

śności wytrzymałościowe materiałów jest powszechnie znany i nie ma potrzeby szerzej tego problemu opisywać.

Szczególne właściwości silników turbodołrutowych jako obiektów regulacji rozpatrywanych ze względu na temperaturę gazów przed turbiną T_3^*

Utrzymywanie możliwie wysokiej temperatury T_3^* bez obawy przekroczenia dopuszczalnej wartości (ze względu na stateczność pracy, bądź na wytrzymałość czy zasob) wymaga dokładnej regulacji. Temperaturę T_3^* można regulować w zasadzie za pomocą zmiany wydatku paliwa lub przekroju dyszy wylotowej. Ze względu jednak na szczególne właściwości silników turbodołrutowych jako obiektów regulacji, automatycznym regulatorom temperatury stawia się wiele wymagań. Dla przykładu można wymienić choćby dwie takie szczególne właściwości silników:

- Procesy ciepłotne w silniku turbodołrutowym przebiegają bardzo szybko, w związku z czym elementy regulatora temperatury muszą mieć bardzo wysoką czułość i działać praktycznie bez opóźnień, ponieważ w przeciwnym wypadku może nastąpić przegrzanie łopatek turbiny.

- Pole temperatury w przekroju przed aparatem dyszowym turbiny jest nierównomierne i zmienne w czasie, nawet na stałym zakresie pracy silnika, dlatego też w określonych przypadkach pojęcie temperatury gazów przed turbiną jest w pewnym sensie umowne. Temperatura ta w tym samym czasie, lecz w różnych punktach tego samego przekroju, nie jest jednakowa. Podobnie podczas pracy silnika na stałym zakresie, ale w kolejnych odstępach czasu w różnych punktach tego samego przekroju, temperatura może różnić się nawet o dziesiątki stopni.

Wymienione wyżej dwie szczególne właściwości silników turbodołrutowych wskazują, że proces regulacji temperatury przed turbiną T_3^* jest skomplikowany i trudny. Jednak korzyści wynikające z regulacji mogą być znaczne zarówno w osiągnięciach, jak i zasobach.

Niektóre metody umożliwiające zwiększenie zasobu wysoko obciążonych ciepłotnie zespołów silników turbodołrutowych

Wysoka i zmienna temperatura T_3^* wpływa bezpośrednio na temperaturę, gradienty temperatury i naprężenia termiczne łopatek i tarcz turbin, ścia-

nek dysz i innych elementów silnika. Jak wykazują minionie lata (rys. 1), rozwój silników turbodołrutowych charakteryzował się ciągłym wzrostem temperatury T_3^* .

Wzrost temperatury T_3^* pociąga za sobą konieczność stosowania różnorodnych środków i metod umożliwiających utrzymywanie wysokiej temperatury T_3^* przy jednoczesnym zapewnieniu dużego zasobu silnika. Realizację tego umożliwiają między innymi następujące środki i metody:

- Stosowanie nowych, bardziej odpornych na wysokie temperatury materiałów na łopatki i tarcze turbin, rury żarowe i powłoki dysz oraz nowych, doskonalszych technologii produkcji

- Powierzchniowe pokrycia ochronne zabezpieczające przed utlenieniem i zwiększające odporność na wysokie temperatury

- Chłodzenie turbin.

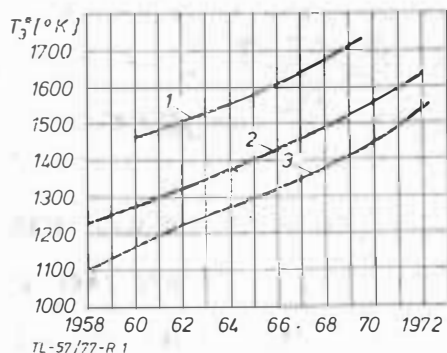
Wszystkie współczesne silniki turbinowe (stacjonarne, transportowe, orłotowe, lotnicze i pomocnicze) wyposażone są w systemy chłodzenia. Wiele typów silników lotniczych i innych posiada wewnętrzne chłodzenie powietrzne łopatek aparatu dyszowego i łopatek wirnika turbiny lub też chłodzenie kombinowane. W doświadczalnych silnikach lotniczych są prowadzone próby zastosowania chłodzenia wewnętrznego za pomocą cieczy. Wprowadza się także chłodzenie powietrzem i cieczą wałów i korpusów turbinowych silników stacjonarnych, okrętowych, transportowych i innych.

Rzeczywiście silników turbinowych w najbliższym czasie jest nierozdzielnie związany z podwyższeniem temperatury T_3^* , przy jednoczesnym intensywnym chłodzeniu gorących części turbiny, a przede wszystkim łopatek kierownic i łopatek wirnika turbiny.

- Programowanie wzrostu obciążenia silników

Jedną z ważnych zalet silników turbinowych jest możliwość uruchamiania zimnego silnika i szybkiego zwiększania mocy aż do maksymalnej. Podczas takich procesów istnieje jednak niebezpieczeństwo wzrostu temperatury gazów T_3^* , pojawienia się zmęczenia ciepłotnego detali gorących części silnika, co w konsekwencji prowadzi do zmniejszenia zasobu.

Aby wykorzystać tę cenną zaletę i jednocześnie uniknąć przekroczenia dopuszczalnej wartości T_3^* , można zaprogramować proces zwiększania obciążenia silnika, dzięki czemu silnik w stosunkowo krótkim czasie osiąga maksymalną moc, a jego detale nie są zagrożone zmęczeniem ciepłotnym,



Rys. 1. Wzrost temperatury gazów przed turbiną T_3^* w latach sześćdziesiątych: 1 — doświadczenia i projektowane silniki dla samolotów wojskowych, 2 — seryjne silniki lotnicze dla samolotów wojskowych, 3 — seryjne silniki lotnicze dla samolotów transportowych

co niewątpliwie korzystnie wpływa na resurs silnika.

Zaprogramowanie procesu zwiększania obciążenia nie jest proste i łatwe. Do tego celu jest potrzebne wiele danych, jak również czule i dokładne urządzenia pomiarowe i sterujące. Za jakościową miarę zmęczenia cieplnego materiału przyjmuje się wielkość odkształcenia plastycznego w najbardziej gorących punktach detali silnika. Punkty te znajdują się w zasadzie na łopatkach aparatu kierującego turbiny pierwszego stopnia (mogą być też na innych detalach). Optymalnym procesem zwiększania obciążenia do maksymalnego w żądanym czasie jest proces, podczas którego wielkość odkształcenia plastycznego jest minimalna i nie przekracza wartości dopuszczalnej. Zagadnienie sprowadza się więc w zasadzie (dla konkretnego materiału detalu) na odpowiednim zaprogramowaniu procesu wzrostu temperatury tak, aby odkształcenia plastyczne w dowolnym momencie czasu były minimalne i nie przekraczały granicy dopuszczalnej. Obliczenia w pracy [3] wykazują, że równomierny wzrost temperatury w czasie przyspieszenia silnika nie stanowi optymalnego procesu obciążenia. Wielkość przyrostów temperatury w czasie przyspieszania silnika powinna być zmienna, ponieważ wtedy przebieg krzywej odkształceń plastycznych jest korzystniejszy niż podczas równomiernego wzrostu temperatury (rys. 2).

● Badania podstawowych zespołów silników i ich modeli w warunkach obciążeń maksymalnie zbliżonych do warunków rzeczywistych

Określenie dopuszczalnej długotrwałości pracy zespołów i węzłów silnika podczas naturalnych badań silnika jest bardzo drogie i wymaga dużo czasu. Obniżenie kosztów i przyspieszenie badań można uzyskać poprzez badanie na specjalnych urządzeniach węzłów i detali lub próbek materiałów, z których są one wykonane. Dlatego też wiele firm produkujących silniki, jak np. Avco Lycoming, General Electric Corp. i inne, budują duże obiekty doświadczalne, wyposażone w najnowocześniejsze urządzenia zapewniające badania modeli i naturalnych detali w warunkach obciążeń maksymalnie zbliżonych do warunków rzeczywistych. I tak, np. na zamówienie amerykańskich firm pro-

dukujących silniki firma MTS (Material Testing Systems) opracowała dwa doświadczalne urządzenia: jedno do przeprowadzania badań zmęczeniowych parówek ze stopów na łopatki turbin i łopatki sprężarek, drugie do badań zmęczeniowych dysków sprężarek i turbin.

Charakterystyczną cechą tych urządzeń jest zastosowanie elektrohydraulicznego układu obciążenia, zapewniającego przyłożenie dostatecznie dużych, zmiennych obciążeń przy stosunkowo wysokiej ich częstotliwości. Urządzenie doświadczalne do badań dysków turbin zapewnia częstotliwość zmiany obciążenia do 200 cykli/min. W urządzeniach zapewnia się podgrzewanie badanych detali do temperatury odpowiadającej warunkom pracy. Dzięki opisanym urządzeniom można precyzyjnie ustalać resursy detali i zespołów obciążonych mechanicznie i cieplnie, takich jak łopatki i dyski turbin.

● Analiza temperatury elementów turbiny i współczynników bezpieczeństwa z uwzględnieniem długotrwałego obciążenia

Temperatura poszczególnych elementów turbiny jest zależna od temperatury gazów przed turbiną T_3^* . Poszczególne elementy turbiny jednak nie nagrzewają się jednakowo, nie są jednakowo obciążone, mają równe współczynniki bezpieczeństwa. W rezultacie są w turbinie miejsca, które ze względu na faktyczne obciążenia i jednocześnie ograniczoną wytrzymałość limitują podwyższenie temperatury T_3^* lub resursu.

Analiza temperatury i obciążeń wirnika turbiny oraz jego wytrzymałości daje możliwość wykrycia takich miejsc, polepszenia chłodzenia, poprawienia jednostkowych parametrów silnika lub zwiększenia resursu.

Każdy element wirnika ma określony minimalny współczynnik bezpieczeństwa na długotrwałe obciążenia, który określa się z zależności:

$$n = \frac{\sigma_{dl}}{\sigma_{max}} \quad (1)$$

gdzie: σ_{dl} — wytrzymałość na długotrwałe obciążenie, σ_{max} — maksymalne naprężenia w rozpatrywanym ele-

mentcie. Zakładając, że σ_{max} nie zmienia się, natomiast temperatura gazów T_3^* rośnie, a więc wzrasta temperatura rozpatrywanego elementu, w wyniku czego maleje σ_{dl} , a więc maleje również n . Po wykonaniu wykresów $n = f(T_3^*)$ dla różnych elementów (rys. 3) można określić, gdzie podczas wzrostu T_3^* w turbinie będą występować niedopuszczalnie przegrzane miejsca.

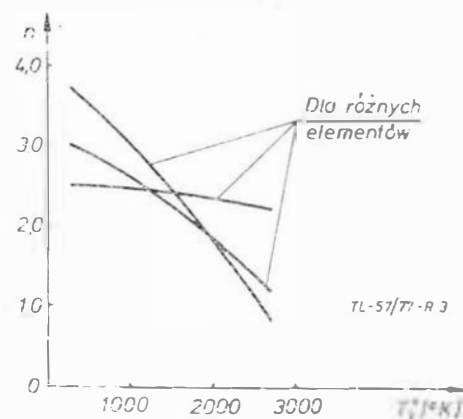
Do analizy możliwości zwiększenia resursu turbiny można posłużyć się wykresami (rys. 3). Wygodniej jednak jest określić resurs wielkością czasu pracy τ do chwili zniszczenia elementu, pomnożonego przez odpowiedni współczynnik zmniejszający k , gdyż w praktyce eksploatacyjnej nie można dopuszczać do zniszczenia elementu. A zatem resurs:

$$f = k\tau \quad (2)$$

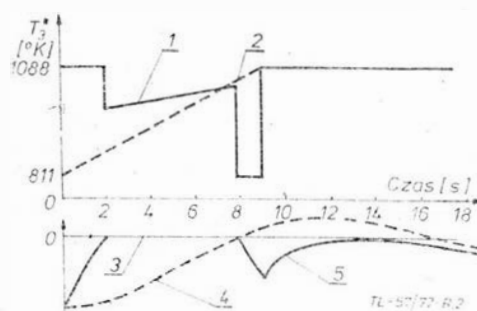
Wystarczy więc ustalić zależność $n = f(\tau)$ dla stałych wartości T_3^* (rys. 4) i odpowiednio ją przeanalizować. Między σ_{dl} i τ istnieje związek wyrażający się zależnością:

$$\sigma_{dl} \tau^m = K \quad (3)$$

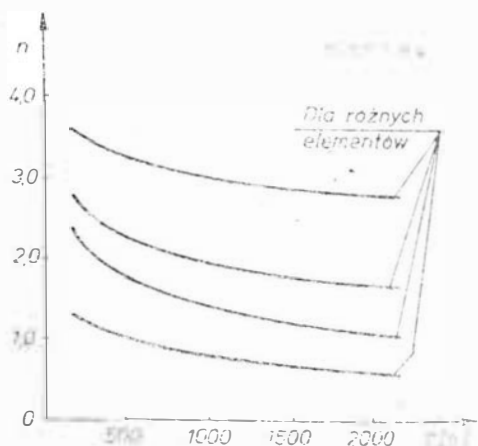
gdzie: m — tg α (α — kąt charakteryzujący pochylenie linii prostej we współrzędnych $\lg \tau$ i $\lg \sigma_{dl}$); K — stała zależna od rodzaju materiału.



Rys. 3. Przykład zależności współczynnika bezpieczeństwa na obciążenia długotrwałe n od temperatury T_3^* dla różnych elementów turbiny



Rys. 2. Grafik optymalnego programu obciążania i optymalnych wartości odkształceń plastycznych na zakresach przejściowych dla określonego przykładu liczbowego [3]: 1 — program optymalnego obciążenia, 2 — równomierne zwiększanie obciążenia, 3 — linia względnego odkształcenia plastycznego, 4 — krzywa odkształceń plastycznych podczas równomiernego zwiększania obciążenia, 5 — przebieg odkształceń plastycznych dla optymalnego programu zwiększania obciążenia



Rys. 4. Przykład zależności współczynnika bezpieczeństwa na obciążenia długotrwałe n od czasu pracy τ dla różnych elementów turbiny

Po wyliczeniu σ_{eff} ze wzoru (3) i podstawieniu do wzoru (1) otrzymuje się:

$$n = \frac{K}{\sigma_{\text{max}} t^{1/m}}$$

Dla stałej temperatury T_3^* pole temperatury wirnika można uważać za stałe. Wynika z tego, że podczas stałej prędkości obrotowej wirnika i stałej wartości K zależnej od rodzaju materiału współczynnik bezpieczeństwa na obciążenia długotrwałe n zależy tylko od czasu.

Dysponując niezbędnymi danymi, takimi jak: własności wytrzymałościowe materiału, minimalne współczynniki bezpieczeństwa na obciążenia długotrwałe, czas do chwili zniszczenia elementów turbiny oraz pole temperatury turbiny, można dokonać analizy możliwości przedłużenia ресурсu turbiny, możliwości polepszenia chłodzenia lub podwyższenia temperatury T_3^* , a tym samym podwyższenia jednostkowych parametrów silnika.

● *Eksploracja silników turboodrzutowych według aktualnego stanu technicznego ich zespołów*

Wiele typów samolotów i ich zespołów napędowych ma sztywno ustalony ресурс międzyremontowy i ресурс techniczny. W systemie ustalonych rezerwów niezależnie od stanu technicznego po wypracowaniu określonego czasu samolot czy silnik kieruje się do remontu lub kasacji. Zaznaczyć należy, że w takim systemie rezerw samolotu lub silnika określany jest przeważnie na podstawie życiowo ważnych zespołów samolotu lub silnika. Dążenie do maksymalnego wykorzystania potencjalnych możliwości rewersowych detali i węzłów silników doprowadza do przechodzenia — co prawda jeszcze nie powszechnie — od zasady ustalonych rezerwów do zasady eksploatacji według aktualnego stanu technicznego silników turboodrzutowych, w których rewers limitują tzw. gorące zespoły.

Eksploracja według aktualnego stanu technicznego wymaga jednak stosowania w praktyce eksploatacyjnej urządzeń diagnostycznych pozwalających dokładnie ocenić stan techniczny silników, a przede wszystkim zespołów limitujących rewers.

Problematyka zwiększania rewersu maszyn, a szczególnie tak drogiego sprzętu, jak sprzęt lotniczy, jest nie-

zwykle ważna ze względów ekonomicznych. Najważniejsza jednak w lotnictwie jest niezawodność pracy samolotu jako całości i poszczególnych jego zespołów, bo przecież od niej zależy bezpieczeństwo lotów. Dlatego też zwiększenie rewersu nie może odbywać się w żadnym wypadku kosztem zmniejszania niezawodności pracy.

LITERATURA

1. Wysokotemperaturowe ochładzanie gazowe turbiny. Sbornik statiej pod red. W. L. Iwanowa i W. I. Łokaja. Moskwa 1971 Maszynostrojenie.
2. S. MENSON: Temperaturne napreženja i malociklowaja ustalość. Moskwa 1974 Maszynostrojenie.
3. S. BEDNARSKI: Shen C.N. Gas-turbine loading schedule for maximum life of the hot gas path components. Pap. Amer. Soc. Mech. Eng. 1970, N° WA/GT-2, 11 pp., ill.
4. R. R. Dils: Dynamic gas temperature measurements in a gas turbine transition duct exit. Pap. ASME 1973, N° GT-7, 13 pp., ill.
5. W. S. PIETROWSKI: Zawisimost zapasa dlitelnej procznosti elementow rotora gazowej turbiny ot tiempieratury i resursa. Izwestia wysszich uczebnich zauidienij. Awiacionnaja Technika nr 1/1974.
6. I. I. KRINIECKIJ: Osnovy awiacionnoj awtomatiki. Moskwa 1969 Maszynostrojenie.

WCT/377/K/77

Badania nad dokładnością obliczeń na minikalkulatorach

Wyniki badań amerykańskiego uczonego, wskazujące na niedokładności obliczeń powszechnie stosowanych minikalkulatorów. Opinie na ten temat innych uczonych oraz producentów.

Profesor William Kahan — zajmujący się matematyką i zagadnieniami komputerowymi w University of California w Berkeley, specjalista w dziedzinie analizy błędów w wielkich systemach przetwarzania danych i oprogramowaniu — stwierdził zaskakujące niedokładności pracy większości ręcznych minikalkulatorów klasy profesjonalnej. Proste operacje arytmetyczne wykonywane są właściwie przez wszystkie kalkulatory: i te najtańsze — w cenie 5÷10 dolarów, i najdroższe, programowalne — w cenie 400÷500 dolarów.

Jednak nawet modele bardziej wyszukane wykazują znaczne błędy w operacjach takich, jak sin, log, obliczeniach przeciętnej i odchylenia standardowego, w rozwiązaniach układów dwu równań liniowych z dwoma niewiadomymi i rozwiązaniach równań kwadratowych.

Prof. W. Kahan stwierdza, że większość aparatów nieprogramowalnych — w cenach 70÷100 dolarów (jak np. model Mathematician PR produkcji National Semiconductor Corp.) czy nawet 400÷500 dolarów (jak SR-51 i SR-52) prod. Texas Instruments — jest niedokładna w potęgowaniu. Oto $2^3 = 7,999994$ (Mathematician PR) lub w przypadku innego modelu 8,00000002. Jeden z najdroższych aparatów, o trzynastu pozycjach wyświetlacza, podaje 8,000000000, ale gdy odjąć tę liczbę od wyniku wyświetlonego, to wynik tej operacji zawiera trzy liczby nie będące niestety zerami.

Producenci kalkulatorów odpowiadają, że błędy te są znikome i są zazwyczaj eliminowane przy zaokrągleniu wyniku lub przez odrzucenie końcowych miejsc dziesiętnych. Kahan przyznaje im rację co do tego, że błędy te same w sobie są pomijalne, ale stwierdza, że w praktyce inżynierskiej na podniesieniu liczby do potęgi zazwyczaj

rzecz się nie kończy, lecz wynik stanowi etap dłuższych obliczeń.

W obliczeniach bardziej skomplikowanych, np. w obliczeniach wartości średniej i odchylenia standardowego, błędy są większe i bardziej niespodziewane. Oto odchylenie standardowe dziesięciu kolejnych liczb poczynając od 9.999.999.990 od ich średniej, która wynosi 9.999.999.999,5, wynosi 3,02765034. Ale kalkulator Hewlett-Packard testowany przez Kahana podaje 105.409.2553. Na innych, np. SR-51, wyświetlona odpowiedź jest 0.

Zakodowane algorytmy, prowadzące do takich błędów w obliczeniach odchylenia standardowego, wpływają też na inne, częściej praktykowane obliczenia, w których używana jest jego wartość — np. w procesie znajdowania nachylenia (współczynnika kierunkowego) i stałej (przesunięcia na osi y) w równaniu prostej najdokładniej aproksymującej punkty o danych współrzędnych. Na liczbach jedno- czy dwu- a czasem trzy- lub czterocyfrowych większość aparatów profesjonalnych wykonuje tę operację bez żadnych kłopotów. Dla przykładowych trzech punktów o współrzędnych (665999,-1); (666000,0) i (666001,1) odpowiedź powinna być: nachylenie 1 i stała 666000 czyli $y = 1$ ($x = 666000$). Gdy punktów jest więcej, a liczby są pięciocyfrowe, większość kalkulatorów nie jest w stanie wykonać zadania — sygnalizują przeciążenie (mruganiem wyświetlacza) lub błąd.

W obliczeniach finansowych występuje pewien interesujący wielomian $f(y)$ gdzie $y = h(x)$. I chociaż jedne kalkulatory mają wyświetlacz 10-, a inne 12- lub 13-pozycyjne, to wynik tego wielomianu mógł być otrzymany z dokładnością do 5 miejsc dziesiętnych tylko na niektórych kalkulatorach 10-miejscowych; drogą specjalnych uchwytów udawało się to na niektórych przyrządach 13-miejscowych i wcale na pozostałych. Na przykład dla $h(x) = (1/3 - x^2) \cdot (3 + 3,45x^2)$ i $f(y) = 1 + y + y^2 + y^3 + \dots + y^{126}$ przy $x = 0$ odpowiedź powinna być 127. Jednakże kalkulator 13-miejscowy (Monroe 326) podaje wynik 12, dwa inne (SR-50, SR-51) odpowiadają 14, zaś czwarty (SR-52) wy-

światła 128. Ośmiocyfrowy Mathematician PR wyświetlił 120. Jedynie badane kalkulatory serii Hewlett-Packard'a dawały odpowiedź prawidłową.

Niektóre kalkulatory naruszają podstawowe prawa matematyczne. Oto dla pewnych wartości $x \neq x$ gdyż $x - x \neq 0$. Na przykład (SR-52) $\pi/2 - \pi/2 = -0,000000000005$. Podobnie w niektórych przypadkach $(x - y) + (y - x) \neq 0$. Gdy $x = 1/3$ a $y = 3/9$ odpowiedź jest: $-0,000000000006$. Niektóre z błędów w wielu kalkulatorach są po prostu wynikiem zaokrągleń lub odrzucania ostatniej cyfry, jednak procedura ta musi być stosowana konsekwentnie. W wielu kalkulatorach jednak tak nie jest, np. jedno stosują zaokrąglanie, inne zaś odcinanie. Kalkulator Monroe zaokrąga przy mnożeniu i dzieleniu, zaś odcina przy dodawaniu i odejmowaniu. Poważnym źródłem błędów jest brak cyfr (miejsc) ochronnych. Np. w jednym z kalkulatorów 10-miejscowych takie miejsce jest przewidziane w wewnętrznej strukturze. Miejsce takie służy do przeniesienia informacji o rodzaju funkcji, jaka ma być wykonana, tj. czy liczba wprowadzona ma być dodana, odjęta itd. Gdy kalkulator nie ma tego zabezpieczenia, ostatnia cyfra wprowadzanej liczby jest samoczynnie odrzucana, by stworzyć miejsce na przyjęcie sygnału rodzaju funkcji.

Producenci argumentują, że uproszczenia w układach kalkulatorów nie mają wpływu na większość obliczeń u większości użytkowników. Profesor Kahan zgadza się z nimi tylko częściowo twierdząc, że jeden błędny wynik podważa zaufanie użytkownika do wyników wszystkich pozostałych obliczeń. Podkreśla przy tym, że nie krytykuje jakichś wybranych modeli, lecz te, które wziął do badań, reprezentują typowe przyrządy wyższego stopnia złożoności, jakie są powszechnie w użyciu. Jego rada dla przyszłego użytkownika kalkulatora profesjonalnego to: *Znajdź kalkulator nie najtańszy w zakupie, lecz najtańszy ze spełniających twe oczekiwania.*

Producenci, których cytuje Kahan, nie są jednak skory do skruchy. Przedstawiciel Hewlett-Packard'a (który ongiś kierował pracami nad pierwszym modelem ręcznego kalkulatora HP-35) potwierdził, że wcześniejsze modele miały mankamenty w rodzaju opisanych, ale dodał, że wiele z nich usunięto w modelach obecnie produkowanych i jeszcze więcej będzie zrobione w tym kierunku w modelach, które ukażą się w przyszłości. Dodał on, że spełnienie wszystkich wymagań profesora na obecnym etapie „sztuki” sprawiłoby, że kalkulatory nie mogłyby już być ręczne. Jeden z dyrektorów National Semiconductor Corp. stwierdził, iż technika projektowania kalkulatorów jeszcze nie okrzepła i dodał: *Takiego właśnie odzewu oczekiwali-*

śmy ze strony naukowców. Chciałbym, aby więcej osób mających takie kwalifikacje (jak Kahan) można było przyciągnąć do współpracy. Ponadto wyjaśnił, że wiele z błędów wytkniętych przez Kahana to anomalie występujące w warunkach krańcowych i że jednym z wyjść, jakie przyjęła większość projektantów kalkulatorów, było założenie, że takie warunki zdarzają się w niewielu przypadkach obliczeń. Okazuje się jednak, że niektóre obliczenia finansowe zbliżają się do tych warunków krańcowych.

Reprezentant Texas Instruments zastanawiał się, co właściwie oznacza absolutna dokładność. Podkreślił on, że każde urządzenie ma ograniczoną dokładność działania i że granice te podane są w instrukcjach i opisach, zaś dokładność poza tymi granicami jest problemem akademickim. *Dla obliczeń inżynierskich — powiedział — dysponujemy na kalkulatorze dokładnością dziesięciu pewnych miejsc wyniku, czego nie osiągnie się ani na suwaku, ani przy programowanych w Fortranie obliczeniach normalnej dokładności na komputerach IBM 360. Jeśliby rynek sygnalizował taką potrzebę, możemy to zrobić lepiej.*

Inni przedstawiciele dyscypliny naukowej reprezentowanej przez profesora Kahana skłonni są przyznawać mu rację, jednak różnią się w opiniach, co należy i praktycznie można zrobić w sprawie podniesienia dokładności obliczeń na kalkulatorach.

Charakterystyczne są dwie wypowiedzi. Badacz z IBM: *Myślę, że Kahan faktycznie uderzył w sedno, ale problem jest tyleż praktyczny co filozoficzny. Kalkulatory sprzedaje się dzięki stosunkowi ich możliwości do ich ceny, a nie dzięki ich architekturze (strukturze logicznej). Błędy trapią mnie z powodów estetycznych, ale są one częścią życia. Chociaż przyznaję, że powinno się te rzeczy poprawić, nie jestem pewien, jaki jest najważniejszy sposób dokonania tych zmian. Powinno się oceniać kalkulator nie na podstawie tego, co on może wykonać i z jaką dokładnością, ale na podstawie tego, czy istnieje konkurencyjny sposób wykonania tego samego zadania przy porównywalnych kosztach.* Matematyk z Argonne National Laboratory zgadza się całkowicie z wymaganiami na dokładność obliczeń postawionymi przez profesora Kahana, ale wskazuje, że pożądana dokładność zależy w dużym stopniu od potrzeb różnych użytkowników. O przyszłości zaś mówi: *Dla czego wkładać w to więcej niż ludzie żądają? Przewiduję raczej kalkulatory o większych pamięciach, większych możliwościach programowania i wyposażone w lepsze drukarki niż o większej dokładności.*

Oprac. mgr inż. Jan Jedliński na podst. Electronics 25/76

Dokończenie ze strony 32

LITERATURA

1. J. R. KONIECZNY: Stibory Adama Ostoi-Ostaszewskiego. Skrzydłata Polska nr 51—52/1960, s. 35; tenże: Zaranie lotnictwa polskiego, Warszawa 1961, s. 230—235, 280; J. B. CYNK: Polish Aircraft 1893—1939. Londyn 1971, s. 22—24; A. GLASS: Polskie konstrukcje lotnicze 1893—1939. Warszawa 1976, s. 58.
2. A. OSTASZEWSKI: Le Plus grand homme du Monde. Wiedeń 1912 r.; La Revue Aerienne nr 14/1909, s. 292; Rivista Technica di Aeronautica. Bolletino della Societa Aeronautica Italiana nr 3/1909, s. 164; patrz też projekty dwóch innych patentów z 1900 r. w maszynopisie w posiadaniu autora.
3. A. OSTASZEWSKI: Z literatury powszechnej poezye. Kraków 1903, s. 10; T. ZYCHLIŃSKI: Złota Księga Szlachty polskiej, R. X, Poznań 1888, s. 241—242; tamże, R. XII, Poznań 1890, s. 340—341.
4. A. OSTASZEWSKI: Ost. Lanque mondiale, Kraków 1926; patrz też: materiały do słownika języka powszechnego (rkps—mnps) w posiadaniu Gabrieli Ostoi-Ostaszewskiej.
5. A. OSTASZEWSKI: Le Plus grand homme du Monde, op. cit., s. 45—50; tenże: Projet pour l'exposition universelle de Paris en 1900 presente au Comite au mois de juillet 1894, druk w posiadaniu autora; tenże: list do Prezydenta Francji z prośbą o poparcie projektu, w posiadaniu autora (druk).
6. A. OSTASZEWSKI: Le Plus..., op. cit., s. 609.
7. A. OSTASZEWSKI: list do prof. Ludwika Birkenmajera z października 1900 roku. Bibl. Jagiell., rkps, sygn. 575/73.
8. A. OSTASZEWSKI: To the Royal Society of London, Krosno 1908, druk; W. Lenika, s. 2; patrz też: Revue de l'Aeronautique, 1888, s. 113; L'Aeronaute nr 10—12/1888, s. 183—190, 209—214, 231—239. Odnośnie działalności i zainteresowań Ostaszewskiego patrz: Notices Historiques, Kraków 1926. Le Grand Pentathlon. Kraków 1919, Organise la premiere expedition a la Montagne Meron..., Kraków ok. 1920, Die Kategorien, Lipsk 1890 i inne.
9. A. OSTASZEWSKI: To the Royal..., op. cit., s. 2 (Memorial drukowany jest też w Le Plus grand homme du Monde, s. 596—599); Obolenksi; Polet szara Striela s. 1 na 2 nojabrja iz Warszawy, Varsavskij Dnevnik, nr 291 z 17.11.1896, s. 3—4.
10. A. OSTASZEWSKI: To the Royal, op. cit., s. 3.
11. A. OSTRZENIEWSKI: Opór w powietrzu spadochronów. Warszawa 1914 r., s. 23—24.
12. Tamże, s. 25.
13. Tamże, s. 24—25; Odnośnie krytyki współczesnego aeroplanu patrz m.in.: V. Fedorov. Nedostatki aeroplana. Vozduchoplavatel 1911 nr 7, s. 442—446; N.V. Nedostatki aeroplana. Otvet V. Fedorovu, tamże, nr 9/1911 s. 611—615.
14. A. OSTASZEWSKI, op. cit.; Dotychczasowa literatura interpretowała układ Stibora-2 jako odpowiadający kombinacji smigłowca z ornitopterem. Sugerowano przy tym, że wirnik Stibora wykonywał równocześnie tak ruch obrotowy jak i machający, co jednak nie znajduje pokrycia w materiale źródłowym.
15. A. OSTRZENIEWSKI, op. cit., s. 27—28.
16. S. JANUSZEWSKI: Zarys historii rozwoju XIX-wiecznych polskich koncepcji ornitoptera, Komunikat nr 24 Instytutu Historii Architektury, Sztuki i Techniki Politechniki Wrocławskiej, Wrocław 1976 r.
17. A. Ostaszewski, op. cit., s. 4.
18. Tamże.
19. Patent francuski nr 398 635 z 19.01.1909 r.; A. OSTASZEWSKI: Le Plus..., op. cit., s. 606—607; La Revue Aerienne, op. cit.
20. A. OSTASZEWSKI: To the Royal, op. cit., s. 1. 4.
21. Patrz też: karta z rękopisu Ostaszewskiego przypuszczalnie do Le Plus grand homme du Monde, w posiadaniu autora.

Pionierskie prace lotnicze Adama Ostoi-Ostaszewskiego (I)

Mgr STANISŁAW JANUSZEWSKI

Charakterystyka osobowości A. Ostaszewskiego, jego poglądy na teorię lotu, powiązania z koncepcjami A. Ostrzeńskiego oraz koncepcja maszyn latających z przełomu XIX i XX w.

Działalność lotnicza Adama Ostoi-Ostaszewskiego nie jest znana. Luki tej nie wypełniają dotychczasowe publikacje J. R. Koniecznego oraz opierające się na nich J. B. Cynka i A. Glassa¹⁾. Wątpliwa podstawa źródłowa rozważań sprawiła, że dyskusyjna była ocena dorobku lotniczego Ostaszewskiego, co spowodowało niewłaściwą interpretację idei i układu jego maszyn latających tj. Stiborów.

Podjęte przez autora poszukiwania pozwoliły na zgromadzenie bogatego i nieznanego dotychczas materiału źródłowego, w świetle którego działalność lotnicza Ostaszewskiego okazała się bogatsza aniżeli dotąd sądzono. Analiza jego poglądów na istotę lotu umożliwiła rekonstrukcję Stiborów — przy czym szeroko sięgano do analogii.

Stibor-2 nie stanowił fuzji ornitoptera ze śmigłowcem, lecz był pionowzłotem odrzutowo-wirnikowym. Stibor-3 nie był ornitopterem, lecz pionowzłotem odrzutowym. W tym kontekście Adam Ostaszewski jawi się nam jako pionier i prekursor idei pionowzłotu odrzutowo-wirnikowego w skali Polskiej. Jego opozycja staje się tym donioślejsza, że zdołał on przejść od etapu koncepcyjno-projektowego do realizacji. Stibor-2 został zbudowany we Wzdowie w 1880 roku, a budowa Stibora-3 w pewnym stopniu zawansowana. Adam Ostaszewski był też twórcą samolotu dwupłatowego, który zbudowany i oblatany we Francji w 1909 r. powinien zająć miejsce pierwszej polskiej udanej konstrukcji lotniczej.

Dotychczasowa historiografia lotnicza nie doceniała dorobku lotniczego Ostaszewskiego. Jego Stibory określono jako twórcę myśli dyletanta i ignoranta w zakresie mechaniki lotu, a także techniki.

A teraz ad rem. Jakie były kwalifikacje techniczne Ostaszewskiego?

Absolwent Uniwersytetu Jagiellońskiego studiował matematykę u profesorów Gralewskiego i Boguńskiego, kurs matematyki wyższej ukończył u prof. Helmholtza w Berlinie, u profesorów Oltramare i Denisevicza studiował w Paryżu rachunek różniczkowy. Interesował się też astronomią, optyką, fizyką, akustyką, hydrostatyką, elektrycznością i magnetyzmem, chemią oraz mechaniką. W 1889 r. wynalazł odrzutowy silnik wybuchowy — pierwszy w Europie, w którego skład materiałów pędnych wchodziła benzyna. Silnik ten został też zastosowany w modelach Stibora-1. W 1896 r. uzyskał w Rosji patent na model mechaniczny sfer niebieskich, w 1900 r. we Francji patent na silnik hydrauliczny. W 1908 r. opatentował w Anglii zabawkę latającą (*Poland-Birdlike toy flying. Apparatus* — patent nr 11 587). W 1909 r. uzyskał we Francji patent na koncepcję Stibora-2 (patent nr 398 635). W tym samym też okresie pracował nad silnikiem gazowym rozwiązując przy tym m.in. problem zbiornika na gaz świetlny. Wcześniej zbudował automat do gry w szachy, a także wiele instrumentów naukowo-badawczych z zakresu fizyki i astronomii oraz techniki druku²⁾.

Jeśli chodzi o lotnictwo, to podobnie jak i inni pionierzy był w tym zakresie samoukiem. Dysponował jednak poważną podstawą wiedzy ogólnej. Swe koncepcje teoretyczne i praktyczne konsultował przy tym z takimi autorytetami w tej dziedzinie, jak Kress i Wellner w Austrii, Wright, Blériot i Farman we Francji. W trakcie realizacji aparatów latających zlecał ich wykonanie fachowcom. Przy budowie Stibora-1 zatrudniał mechanika i pirotechnika krakowskiego Mondrzykowskiego, przy budowie Stibora-2

i 3 mechaników sprowadzonych z Wiednia, przy dwupłacie — nazwijmy go Ost-1 — fachowców zapewne z kręgu wytwórni Wrighta w Pau i Farmana w Paryżu.

Poważny majątek ziemski i dochody z eksploatacji szynów naftowych w Turzopolu sprawiały, że wśród pionierów lotnictwa polskiego jego pozycja pod względem materialnym była zupełnie wyjątkowa.

Nie sposób jest dokonać krytyki poglądów Ostaszewskiego i rekonstrukcji jego aparatów latających bazując wyłącznie na jego przekazie. Jego postawa ściśle wiązała się z realiami współczesnej mu myśli lotniczej. Tutaj też należy szukać źródeł inspiracji. Nie można przy tym pominąć i osobowości Adama Ostoi-Ostaszewskiego. Wywarła ona bowiem swe piętno na koncepcji oraz jej losach.

* * *

Adam Jan Kanty Kazimierz Ostoja-Ostaszewski urodził się w 1860 r. we Wzdowie, a zmarł w 1934 r. w Krakowie. Pochowany jest na cmentarzu w Jasionowie. Był synem Teofila Wojciecha, członka Stanów Galicyjskich, ucześnika powstania 1846 r. w Galicji, autora m.in. *Oswobodzenia Polski przez zniesienie pańszczyzny, Stu bajek dla ludu*, rzecznika oświaty powszechnej i twórcy pierwszej szkoły ludowej, która powstała w 1829 r. we Wzdowie. Wychowany był w tradycjach narodowych i patriotycznych. Przez żonę Marię Chłapowską z Bonikowa spokrewniony był z magnackimi rodami Żalskich, Chłapowskich, Ponińskich i Szczanieckich. Sam był w jakiejś mierze człowiekiem niezwykłym. Skala zainteresowań, horyzontów — dzisiaj w dobie wąsko pojętej specjalizacji — zdaje się oszałamiać. Jego ideałem był człowiek wszechstronny — typ renesansowego humanisty czy starożytnego myśliciela.

Znał dwadzieścia języków. Francuski, angielski, niemiecki, włoski, łacina, greka — to te, którymi posługiwał się biegle w mowie i piśmie. Uczył się też arabskiego, perskiego, japońskiego i chińskiego. *Znajomość sanskrytu* — pisał — *oddaje wielkie usługi tym, którzy uprawiają nauki ścisłe, matematykę, astronomię i filozofię*³⁾. Języki znał na tyle, że tłumaczył poezję, koncentrując przy tym uwagę czytelnika na tradycjach polskich walk narodowo-wyzwoleńczych i walk za Waszą i Naszą wolność. Był też



Rys. 1. Adam Ostoj-Ostaszewski: Zdjęcie z końca XIX w.

autorem szeregu drobnych utworów literackich, publikowanych bezimiennie na łamach *Dziennika Poznańskiego* (1886 i 1887). Uwagę ówczesnej krytyki zwróciły wiersze do Jana Matejki *Joanni divo pictori, Do Matki Polki*, a zwłaszcza — dedykowane żonie — liryki: *W Albumie Maryni*. Pozostawił też po sobie komedie — obraz sceniczny z okresu walk o niepodległość 1792 r.

Zainteresowania lingwistyką i językoznawstwem sprawiły, że jedną z pasji jego życia stał się system języka powszechnego. W 1926 r. opublikował zasady swego systemu języka Ost. Nie zdołał doprowadzić do końca pracy nad jego słownikiem⁴⁾.

Interesował się także zoologią, botaniką, mineralogią, paleontologią, geologią, agrotechniką (wydał np. w Kijowie małą broszurę adresowaną do włościan *O glebie, roślinach i gospodarstwie rolnem*), geografii, historią, archeologią, heraldyką. Spod jego ręki wyszły m.in. *Szkice naukowo-literackie z zakresu sztuki i archeologii*.

Rysował, malował, rzeźbił, interesował się teorią muzyki, architekturą. Według jego to projektu wzniesiony został w końcu XIX w. pałac wzdowski, w którym dzisiaj mieści się Uniwersytet Ludowy. Obiekt wkomponowany jest w piękny park krajobrazowy. Adam Ostaszewski był też autorem projektu *Świątyni Vesty* zaprezentowanego organizatorom Wystawy Powszechnej w Paryżu 1900 r.⁵⁾

Największe jednak znaczenie przykładał do swych koncepcji astronomicznych i kosmologicznych. Nawiązał do pitagorejskiej koncepcji pyrocentrycznej — słońca w środku ziemi. Swą teorię — a traktował ją jako odkrycie najwyższej wagi — zaprezentował Francuskiej Akademii Nauk, przedstawił ją także na Międzynarodowym Kongresie Astronomów w Paryżu w 1896 r. *Pan Ostoja-Ostaszewski ze Wzdowa w Galicji czyni kontrrewolucję w astronomii* — pisała ówczesna prasa. W 1896 r. zbudował i opatentował mechaniczny model sfer świata. Został wykpiiony, co nie ostudziło jednak jego entuzjazmu. Z pobytu w Wiedniu pisał do prof. Birkenmajera z Uniwersytetu Jagiellońskiego, znawcy teorii i prac Kopernika: *dyskusje były długie i zacięte, a w innym miejscu ale wielu myślących zapala się do mego projektu i mego systemu świata*. Na marginesie tego listu prof. Birkenmajer zanotował: *Adam Ostoja-Ostaszewski (...) zamierzający urządzić wyprawę antarktyczną tj. do południowego bieguna ziemi, aby tem stwierdzić istnienie góry Atlas, na której — według, niego — spoczywa całe niebo... Bodaż to mieć pieniądze i nie wiedzieć, co z nimi począć!...?*

W sformułowaniu tym zawarta jest w lapidarny sposób opinia współczesnych i bliskich o Adamie. Ziemiaństwo okoliczne — według relacji księdza parafialnego Jana Dziedzica z Jasionowa — nie widziało w nim Obywatela, żona licząc się z opinią wykupiła cały nakład książki, w której prezentował swą kosmologię, drapując się przy tym w togę największego odkrywcy i człowieka świata; w tradycji Wzdowa i okolicy żywa jest do dzisiaj pamięć o człowieku, który na *cyrklu* liczył gwiazdy. Występował później

publicznie jako *Cesarz Antarktydy, Król Bieguna Południowego, Troi-Suezu, Polski Adam III*. W roku 1919 prasa europejska pisała: *Padają wokół monarchowie — ten wznosi się*. Adam Ostoja-Ostaszewski przybył bowiem na Kongres Wersalski i wystąpił tam ze swymi pretensjami, które nie znalazły jednak uznania i oburzony Adam III opuścił niegościnnie Paryż.

Dziwak? Zapewne. Lecz z drugiej strony i człowiek posiadający ambicje odkrywcze. Megaloman, egocentryk — zapewne trudny w kontaktach z ludźmi. Interesowały go jedynie rzeczy wielkie. W końcu XIX w. żywe było przekonanie, że o prestiżu narodów decyduje ich wkład w rozwój cywilizacyjny świata. Na tej drodze pragnął Ostaszewski dać świadectwo obecności w świecie polskiej myśli naukowo-technicznej, a szerzej Polski i Polaków. Nie była mu obojętna i kwestia własnego wkładu w ów postęp.

Niewątpliwie człowiek, w którym tętniła radość życia, aktywność, energia. Snob? Swymi horyzontami przerastał otoczenie. Człowiek, dla którego największą wartością życia, sensem istnienia stało się poznanie. Czy nie jest najwyższą wartością możliwość realizacji marzeń, fantazji? Mówiąc o Ostaszewskim nie sposób zrezygnować z pewnej refleksji. Troska o gospodarstwo spoczywała na żonie. Dla niego życie koncentrowało się wokół bogatej biblioteki wzdowskiej, obserwatorium astronomicznego w parku, laboratorium fizycznego, warsztatu mechanicznego. Ciężko przeżył ich utratę w 1915 r., kiedy to przez Wzdów przevaliła się fala wojny.

Adam Ostoja-Ostaszewski, doktor prawa i filozofii, także działacz społeczny, w równej mierze interesował się nauką, sztuką jak i sportem oraz techniką. Uprawiał jazdę konną, szermierkę, gimnastykę, kolarstwo, automobilizm.

Pasja poznania i chęć przeżycia czegoś mocnego, męskiego już wcześniej kierują jego uwagę ku aeronautyce. Pamiętajmy też, że z rozwojem żeglugi powietrznej łączono w XIX w. określone wizje przyszłości. Czyż mogło tutaj zabraknąć Adama? Jako uczeń gimnazjum tarnopolskiego buduje w 1876 r. duży model sterowca. W 1888 r. wykonuje w Berlinie swój pierwszy lot balonem wolnym. Spójrzmy na fotografię. To nie tylko lot, to także manifestacja, za którą kryją się określone podteksty patriotyczno-narodowe i osobowość Adama. W kwietniu tego samego roku, wspólnie z poznanym w Londynie aeronautą Simmonsem, zwiedza wiedeńską Wystawę Aeronautyczną, na której zaprezentowano m.in. balony H. Resslera, J. Pfistera, L. Vidrica i Holdefehra, sterowce H. Neufelda i J. Barucha oraz A. Veczry, a także płatowce Wilhelma Kressa, Karla Milla i Ernsta Wechmara⁶⁾. Kontakty z aeronautyką i lotnictwem — a obejrzał też eksponowany w Meudon sterowiec La France Ch. Renarda i A. C. Krebsa — dostarczyły mu impulsów do działania, a niebagatelne środki finansowe, jakimi dysponował pozwoliły na szybkie podjęcie konkretnych prac z zakresu techniki lotniczej. Jego prace z lat 1889÷1892 stawiają go w rzędzie pionierów mechanicznej żeglugi powietrznej w Polsce.

Czas zdewalował zarówno ten jak i późniejszy jego dorobek. Fantazje Ostoi-Ostaszewskiego, jego pseudo-naukowe spekulacje kosmologiczne, osobowość Pana na Wzdowie, wszystko to sprawiło, że koncepcje magnata uważającego się za największego człowieka wszechczasów, Cesarza Antarktydy, Króla Bieguna Południowego etc. Adama III, nie były traktowane poważnie. Zainteresowanie lotnictwem potraktowano jako jeszcze jedno dziwactwo.

Jednak jego dorobek lotniczy godny jest bliższej uwagi, ponieważ w pewnej mierze oddaje poglądy poważnej grupy pionierów żeglugi powietrznej na istotę lotu mechanicznego i drogi jego realizacji.

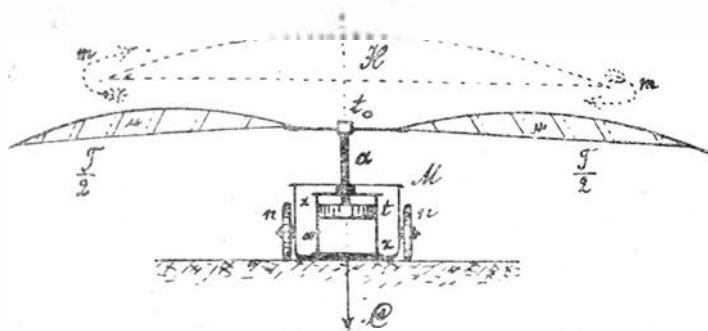
Kontakty z lotnictwem 1888 r. uświadomiły Ostaszewskiemu, że przyszłość techniki lotniczej związana jest z aerodynamiką. Jednym z zasadniczych problemów pozostawał tutaj brak odpowiedniego silnika. On też przyciąga jego uwagę. Już w 1889 r. buduje odrzutowy silnik wybuchowy, który swym układem nawiązuje do rakiety zwanej kołem Katarzyny a służącej do wyrzucania fajerwerków. Materiałem pędym tego silnika jest benzyna. Współczesny Ostaszewskiemu Francuz Trouve wykorzystywał w swym silniku siłę gazów palącego się prochu, inni sprężone powietrze. W 1889 r. Ostaszewski wspólnie z krakowskim mechanikiem i pirotechnikiem Mondrzykowskim zbudował model płatowca ze wspomnianym wyżej silnikiem. W 1892 r. Mondrzykowski zrealizował kolejny projekt Ostaszewskiego. Stibor-1 wersję B. Także tutaj zastosowano sil-



Rys. 2. A. Ostaszewski (z prawej) w koszu balonu. Berlin 1888 r.

nik wybuchowy. Ten model okazał się udany. Z całą pewnością miał układ płatowca, skoro — jak pisze sam Ostaszewski — zdołał się wznieść na wysokość kilkudziesięciu metrów i przez pewien czas utrzymywać ponad podmiejskimi domami Krakowa. Założenia techniczne i idee konstrukcji Stibora-1 prezentował Ostaszewski m.in. księciu Obolenskiemu i porucznikowi Uljaninowi, którzy w listopadzie 1896 r. lądowali balonem Strzała koło Brzozowa po przełocie z Warszawy⁹⁾.

W latach następnych Adam Ostaszewski uważnie śledził rozwój techniki lotniczej, szczególnie próby Lilienthala, Kressa, Langleya, braci Wright, Ferbera, Santos-Dumonta, Farmana i innych. Interesowała go także polska tradycja lotnicza, prace Tytusa Liviusza Boratyniego i konstruktorów XIX stulecia.



Rys. 3. Koncepcja pionowzłotu Ostrzeniewskiego

W samym Wzdowie i okolicach u schyłku XIX w. muśiała być żywa pamięć o mieszkańcu pobliskiej wsi Gorki, który na sporządzonych przez siebie skrzydłach dokonywał, co prawda bez większych efektów, skoków ze wzniesień o wysokości rzędu 50 m. Potwierdzenie relacji Ostaszewskiego uzyskał autor w trakcie swego pobytu we Wzdowie z ust mieszkańca wsi Jana Krynickiego, któremu o chłopie z Gorek opowiadał ojciec i dziadek.

W 1980 r. Adam Ostaszewski osobiście poznał Farmana, Blériota i Wrighta. Owczesny samolot nie wzbudził jednak jego entuzjazmu; daleko mu było do tego by mógł znaleźć praktyczne zastosowanie.

Ostaszewski uważał, że współczesne mu samoloty stanowią nieudolne naśladownictwo naturalnego lotu ptaka, a ich wady wynikają stąd, że zbyt daleko odbiegają od ptasiego wzoru. Z tych powodów nie uznawał je za optymalne rozwiązanie układu aparatu latającego. Nie był w swej opinii odosobniony. U źródeł koncepcji Ostaszewskiego legło mniemanie, że tajemnica lotu nie polega na posuwaniu do przodu szerokiej płaszczyzny — jak gdyby latawca — za pomocą jednego lub dwu śmigieł¹⁰⁾. Ostoja-Ostaszewski nawiązał tutaj do założenia — znamiennego dla ortopterycznej teorii lotu i realizacji technicznych pozostających w jej kręgu — że aby utrzymać ciało cięższe od powietrza w zawieszeniu należy wytworzyć pod nim taki prąd powietrza, który da na skrzydle ciśnienia (p) równoważące ciężar aparatu. Jak formułował to czołowy, zapomniany, polski teoretyk ortopterycznej teorii lotu, inżynier Aleksander Ostrzeniewski: Ciężar wszelki C , tak długo utrzymywać się będzie w powietrzu, jak długo na tarczę T , stale działając będzie prędkość p ; ani spaść niżej, ani podnieść się wyżej — nie może. Dopiero gdy prędkość p wzrośnie ponad wielkość (...) — ciężar stale unosić się pocznie do góry; i im znaczniejsza będzie przewyżka prędkości, tem potężniej rozwijać się może lot do góry. A więc, jest to rozwiązanie lotu sztucznego...¹¹⁾. Z założeniem tym ściśle łączył się postulat potrzeby nadania tarczy T ruchu własnego... z góry na dół, z prędkością wskazaną, stałą p_1 — aby lot sztuczny mógł być otrzymany¹²⁾.

Rzeczywiście rozwój techniki lotniczej przełomu XIX/XX w. poszedł inną drogą. Przyjęto założenie, na którego sformułowanie miały też wpływ prace Polaka — Stefana Drzewieckiego, że uderzające skrzydło ptaka zachowuje się w trakcie jego ruchu postępowego jak szybowiec. Zwróciło to uwagę na zjawiska związane z oddziaływaniem powietrza na poruszającą się w nim płaszczyznę. W wyniku doświadczeń prowadzonych m.in. przez Adera, Lilienthala, Lipperta, Philipa i Langleya stwierdzono fakt istnienia dwóch składowych oporów aerodynamicznego ciała: oporu czołowego i siły nośnej. Ten kierunek badań stał się źródłem nowej, współczesnej teorii lotu. W efekcie dał samolot.

Układ płatowca nie od razu został przyjęty z powszechną aprobatą. Ten typ aparatu latającego nie dawał możliwości, jakie niósł z sobą ornitopter czy śmigłowiec. Ścisły związek wielkości siły nośnej z prędkością lotu sprawia, że samolot wymaga tak do startu, jak i lądowania znacznych przestrzeni. Funkcję prędkości lotu stanowi też stateczność i sterowność układu.

W tym kontekście widzieć należy usiłowania realizacji odmiennych od płatowca układów aerodynamicznych. Przez pewien czas pokutowała idea ornitoptera. W miarę rosnącej fascynacji samolotem i powszechnej recepcji wirowej teorii płata nośnego straciła ona jednak swych entuzjastów. Nie bez wpływu na ten proces pozostawały problemy techniczne związane z realizacją układu elastycznych, ruchomych, a znacznym wydłużeniu skrzydeł oraz kwestia silnika związana z ruchem posuwisto-zwrotnym. Większe nadzieje wiązano z układem śmigłowca, ale i tutaj brak widocznych rezultatów sprawiał, że i ta koncepcja straciła zwolenników. Problemem pozostawała niska sprawność silników, zbyt niskie w stosunku do oczekiwań wartości siły nośnej wirnika, wreszcie zagadnienie stateczności układu w locie. Bariery technologiczne towarzyszyły przy tym niskiemu stopniowi rozwoju badań podstawowych. Nadal jeszcze eksperyment torował drogę teorii.

Entuzjaści uniwersalnego aparatu latającego zaczęli łączyć zalety śmigłowca z płatowcem. Idea ta widoczna była już w koncepcji Georga Cayleya, a początek XX w. przyniósł w tej mierze nowe rozwiązania. Interesujący był projekt Francuza Bergeona z 1908 r., autora pionowzłotu, w którym siła nośna miała być wytwarzana przez kilka niezależnych zespołów turbinowo-wentylatorowych. Do lotu poziomego miały być one tak obracane, by ich ciąg skierowany był zgodnie z kierunkiem lotu.

Jeżeli chodzi o polską myśl lotniczą, to idea pionowzłotu bliska była wspomnianemu już Aleksandrowi Ostrzeniewskiemu. Jego pomysłów z tego zakresu nie możemy pominąć chociażby ze względu na analogie z koncepcjami Ostoi-Ostaszewskiego — obaj bowiem mieszczą się w tym samym nurcie myśli lotniczej.

Aleksander Ostrzeniewski rozpatrywał m.in. następujący układ. Na tłoczysku osadzone były dwie płasko-wypukłe tarcze (płaszczyzny nośne) o obrysie prostokątnym. Tłoczysko, tłok i cylinder parowy łączyły się z podstawą aparatu opartą na czterech kołach. Zasada działania urządzenia sprowadzała się do tego, że w wypadku wpuszczenia pary lub innego gazu pomiędzy górną pokrywę cylindra a tłok, ten ostatni poruszał się w dół, a tarcze nośne wywierały nacisk na powietrze. Przy ich prędkości równej p_1 , ciśnienie powietrza równoważyło ciężar aparatu i zawisał na swych płaszczyznach. W sytuacji odwrotnej, gdy gaz działał na dolną część cylindra, tłok w górę, żaluzjowo kryte powierzchnie nośne łatwo przepuszczały powietrze, zmniejszały opór i skracaly czas trwania ruchu luźnego. Po jego zakończeniu gaz ponownie działał na górną powierzchnię tłoka, ten szedł w dół, a w wyniku powtarzającej się akcji aparat unosił się w powietrzu¹³⁾.

Modyfikację tego układu widział Ostrzeniewski w postaci zastąpienia wspomnianych tarcz kilkuliśną gwiazdą (wirnikiem wielołopatowym), której każde ramie stanowiłoby powierzchnię śrubową wrzynającą się w trakcie obrotu wirnika w powietrze i unoszącą układ w górę, co nie eliminowałoby roli ruchu pionowego powierzchni poziomej wirnika wraz z tłokiem, lecz działanie to wspomagało.

W świetle opisanej koncepcji zrozumiałe staje się wyjaśnienie Ostaszewskiego, że lot jego Stibora-2 naśladuje ruchy piły, że podobny jest do działań pływaka wykonującego dwa zasadnicze ruchy, że naśladuje wreszcie lecącego ptaka — jak on bowiem wznosi się i opada na spadochronach swoich skrzydeł¹⁴⁾.

By wyjaśnić jeszcze podstawowe pojęcia stosowane przez Ostaszewskiego spojrzmy na koncepcję maszyny pneumatycznej czyli powietrznej w wydaniu Aleksandra Ostrzeniewskiego.

Do podstawy statku powietrznego pionowo przymocowany jest cylinder z poruszającym się w nim tłokiem na tłoczysku. Dno cylindra ma żaluzjowe dysze, a górna część jest zupełnie odsłonięta. Rozumowanie Ostrzeniewskiego odnośnie działania maszyny pneumatycznej jak i jego efektów było następujące.

Gdy pomiędzy dnem cylindra (f) a tłokiem (t) nie będzie powietrza, wówczas, na pokrywę (f) działać musi siła R , a na tłok siła Q — ciśnienie tu i tam powietrza zewnętrznego. Siły te jako równe i przeciwnie skierowane,

równoważąc się, nie wywołują żadnego skutku. W układzie, gdy na tłoczek (a) działać będzie siła odciągająca tłok do końca walca (h), wówczas siła R popychać będzie pokrywę (f) i połączony z nią statek w górę. Gdy tłok dojdzie do swej górnej skrajnej pozycji, to otwierające się dysze (D, D) wypuszczą powietrze do próżnego dotąd walca. Uderzy ono o powierzchnię wewnętrzną tłoka (t), dzięki czemu cały statek posunie się w górę. Pod działaniem tłoka w dół nastąpi sprężanie powietrza w cylindrze i gwałtowne wypychanie go przez dysze, wskutek czego uchodzący strumień powietrza będzie cisnął i na dno tłoka (t) w dawnym kierunku (c). Po dojściu tłoka do pokryw (f) dysze się zamykają i cały cykl ulega powtórzeniu. Ostrzeniewski obliczał, że siła R wynosi według wzoru $R = r^2$ przy promieniu tłoka równym 13 cm około 530 kG, a zastosowanie dwu tłoków dałoby już ciśnienia rzędu 1060 kG. Jeżeli ciśnienie to działałoby przy dwóch walcach z prędkością $p = 5$ m/s, to moc urządzenia wynosiłaby około 70 KM. W konkluzji swych rozważań pisał: Walec W, obrócony pionowo, pokrywą f na dół, a końcem otwartym do góry — dawałby w kierunku pionowym możność wznoszenia się całego statku bezpośrednio do góry, bez pomocy obszernych powierzchni ochronnych jakichkolwiek; powierzchnie podobne, w zmniejszonym tylko stopniu, mogłyby pozostać, w celu zachowania jednostajniejszej tylko równowagi¹⁵⁾.

Ustalenia Ostrzeniewskiego daleko odbiegają od rzeczywistości. Wynika to z faktu, że u ich podstaw leży błędna hipoteza co do źródeł powstawania siły nośnej. Sposób jego postępowania charakterystyczny jest dla lotniczej myśli naukowo-technicznej schyłku XIX w., kiedy to wobec uzyskiwania coraz większej liczby danych empirycznych podważających ortopteryczną teorię lotu, jej zwolennicy — a raczej już epigoni — próbowali podtrzymać ją rozmaitymi argumentami, kiedy to wprowadzali szereg nowych pojęć i analogii, przy pomocy których usiłowali wtłoczyć nowe fakty doświadczalne w ramy przebrzmiałej teorii, kiedy to brak odpowiednio ścisłych danych doświadczalnych upoważniał tak zwolenników jak i przeciwników ortopterycznej teorii lotu do stosowania dowolnych założeń przy obliczaniu pionowej składowej reakcji powietrza — czyli tak zwanej wówczas siły wzlotu¹⁶⁾.

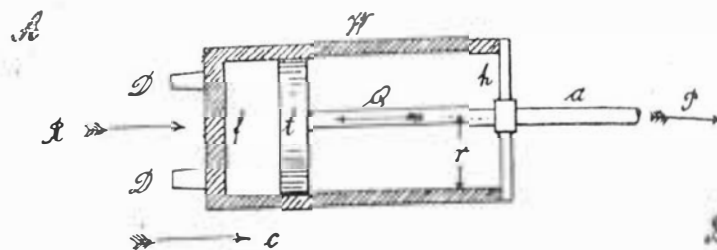
Wiele łączy tak Ostrzeniewskiego jak i współczesnego mu Ostaszewskiego z tym nurtem myśli lotniczej, który tkwił jeszcze w schematach myślowych właściwych epoce ortopterycznej teorii lotu. Ich poglądy łączy zarówno negacja roli aeroplanu jak i postulat oparcia lotu na wzorach ptaka. Łączy je wspólne mniemanie, że lot mechaniczny składa się z dwu zjawisk: utrzymania ciała w powietrzu i ruchu poziomego ciała. Łączy je w końcu założenie, że aby utrzymać ciało cięższe od powietrza w zawieszeniu należy wytworzyć pod nim taki strumień powietrza, który da na płaszczyźnie ciśnienie równoważące ciężar aparatu latającego.

Pozostaje jednak już znamienne dla koncepcji Ostoi-Ostaszewskiego to, że u ich podstaw leży przekonanie, że istota lotu ptaka polega nie tyle na ruchu jego skrzydeł, co na zjawisku sprężania (silnych wybuchów) powietrza pod jego skrzydłami. *Zaiste!* — pisał w Memoriale do Towarzystwa Królewskiego w Londynie — *tajemnica lotu nie leży w lekkim silniku o dużej mocy jak Antoinette, nie w śmigle, które wykonuje wiele obrotów na minutę — lecz w bardzo lekkim zbiorniku pneumatycznym, który wytwarza silny prąd powietrzny*¹⁷⁾. Zdaniem Ostaszewskiego *Dudki piór ptaka (...)* są *lufami wiatrówek maszyny pneumatycznej którą stanowią jego płuca. Ptak wytłacza powietrze pod skrzydła z około 100 wiatrówek; w tym samym czasie uderza tym wyrzutem powietrze znajdujące się pod jego skrzydłami i w ten sposób podrzuca się do góry*¹⁸⁾.

Ten zespół poglądów wywarł swój wpływ na kształt koncepcji technicznych Stibora-2 i Stibora-3. Szczególnie ten ostatni wiernie realizować miał postulat oparcia lotu na wzorach ptaka.

Oryginalność koncepcji polega u Ostaszewskiego na tym, że efekt uzyskiwania nadciśnienia pod skrzydłami zyskuje się nie drogą wprawiania ich w ruch, lecz poprzez reakcję strumienia powietrza wydostających się z odpowiednią prędkością i pod odpowiednim kątem z płaszczyzny nieruchomego płata. Konsekwencją jego teorii jest negacja zarówno układu współczesnego mu płatowca jak i ornitoptera, ortoptera, a także śmigłowca.

Opierając się na swej teorii pragnął w generalny sposób obejść trudności techniczne związane ze stosowaniem układu machających skrzydeł. Po cóż bowiem budować skomplikowane układy ornitoptera, skoro wystarczy wprowadzić pod płaszczyznę nieruchomych skrzydeł dysze maszyny pneumatycznej, zyskując w ten sposób efekt powstania siły wzlotu.



Rys. 4. „Maszyna pneumatyczna” A. Ostrzeniewskiego

Ostoj-Ostaszewski sądził, że jego odgrycie otworzy nowe drogi rozwoju techniki lotniczej. Żył w czasach, gdy lotnictwo, rozwój jego techniki, traktowane były jako synonim postępu cywilizacyjnego. Stąd też głosząc światu swe idee ściśle łączył je ze swym pochodzeniem, pragnąc też w ten sposób dać wyraz obecności Polaków i Polski w Europie. Wskazywał przy tym na tradycję polskiej myśli lotniczej, sięgającą prac T. L. Boratyniego, jak i jej ciągłość. *Samolot Pneumatyczny* miał otworzyć ludzkości nowe drogi. By zabezpieczyć sobie tutaj własny priorytet, opatentował we Francji koncepcję Stibora-2¹⁹⁾. Wcześniej, w październiku 1908 r., zaprezentował swą teorię lotu i ideę Stiborów Akademii Królewskiej w Londynie. Zwył przy tym nadzieję, że *... cywilizowany świat uszanuje twórcę pierwszego samolotu pneumatycznego*²⁰⁾. Był przekonany, że swym odkryciem dał ludzkości idee, której konsekwencje przerastają to wszystko, co zostało dotychczas w lotnictwie dokonanym od czasów Archytasa z Tarentu i braci Montgolfier. Był też przekonany, że swymi osiągnięciami wyprzedził wszystko to, czego w tym zakresie dokonali bracia Wright, Farman i inni²¹⁾.

Rozwój techniki lotniczej szedł jednak inną drogą, aniżeli widział to Adam Ostaszewski. Jego spekulacje myślowe nie mieściły się w akceptowanych schematach. Ostaszewski zdał sobie w końcu sprawę z dystansu dzielącego jego koncepcje od stanu współczesnej mu myśli lotniczej i kierunków jej zainteresowań, co nie oznacza, by ten stan akceptował. Zrezygnował z czynnej działalności na polu techniki lotniczej. Wierzył w słuszność swej teorii, w to, że tylko układy aparatów latających opartych na niej mogą być rozwiązaniami optymalnymi. Nadal interesował się lotnictwem. W 1909 r. obserwował I Konkurs Lotniczy w Reims, w 1910 r. w Nicei. W okresie międzywojennym uważnie śledził prasę — do dzisiaj pozostał plik sporządzanych wówczas przez niego wycinków. W 1927 r. Karolina Mien maluje jego portret — portret pioniera lotnictwa. Adam Ostaszewski na tym portrecie trzyma w rękę francuską *L'Illustration* z samolotem na okładce. Zarówno ten, jak i dwa inne odnalezione portrety, także odlew gipsowy głowy, są sugestywne w odbiorze. Ukazują człowieka zmęczonego, zrezygnowanego.

Już współcześnie jego koncepcje techniczne zostały zlekceważone, a realizację potraktowane jako kaprys arystokraty. Dzisiaj, mimo, że koncepcje Stiborów 2 i 3 wychodziły z konglomeracji błędnych teorii i mniemań, to jednak zasługują na uwagę. Oddają bowiem nie tylko poglądy jednego z pionierów lotnictwa polskiego. Wskazują zarazem na kierunki poszukiwań optymalnych rozwiązań układu aerodynamy. Mówiąc nie tylko o Ostaszewskim należy dzisiaj zrozumieć mentalność i światopogląd ludzi jego epoki, bowiem ocena ich wysiłków wyłącznie według kryteriów współczesnej wiedzy nie byłaby słuszną i sprawiedliwą; nie można zapominać o perspektywie historycznej w spojrzeniu na przeszłość, o tym, że myśl ludzka kształtowana jest określonymi uwarunkowaniami natury psychologicznej, socjologicznej i metodologicznej.

LITERATURA na stronie 28

BRODZKI Z.

Neue Luftfahrtsprofile

Es wurde die neuesten überkritischen Profile für die transsonischen Flugzeuge, GA(W) — Profile für Leichtflugzeuge und die Liebeck-Profile für Höchstleichten Luftfahrzeuge besprochen. Es wurde die für die Hubschrauberrotorblätter entworfenen Profile beschrieben, die die Hubschrauberflugleistungen verbessern können. Beispiele der Verwendung von den Rechenmaschinen für die Untersuchungen.

RZECZYŃSKI B.

Die Startbahnlänge als das Grundkriterium für die Entwicklungsanalyse der technischen Klasifikationen von den polnischen Zivilflugplätzen

Ermittlung der grundsätzlichen Startbahnlänge. Ein Vergleich der abwechselnd gültigen (seit 1934) technischen Klasifikationen von den (polnischen und ausländischen) Flugplätzen.

BORGON J.

Methoden-Übersicht der Lebensdauer-Erhöhung von den thermisch hochbeanspruchten Baugruppen der TL-Triebwerke

Günstige und ungünstige Effekte der hohen Turbineneinlauftemperatur. Es wurde die Methoden analysiert, die Bewahrung der hohen Gastemperatur ermöglichen und gleichzeitig die maximale Triebwerk-Dauerhaftigkeit sichern.

Untersuchungen der Berechnungsgenauigkeit mit den Minikalkulatoren

Untersuchungsergebnisse des amerikanischen Wissenschaftlers, die auf die Ungenauigkeit der Berechnungen mit den allgemein angewandten Minikalkulatoren hinweisen. Die Meinungen der anderen Wissenschaftler zum diesen Thema, wie auch der Hersteller.

JANUSZEWSKI S.

Pionier-Luftfahrtarbeiten von Adam Ostoja-Ostaszewski (Teil I)

Es wurde die Persönlichkeit von A. Ostaszewski charakterisiert, und seine Meinungen über die Fluglehre, zusammenhänge mit den Konzeptionen von A. Ostrzeniewski, wie auch seine Konzeption der fliegenden Maschinen — um die Jahrhundertwende XIX—XX — dargestellt.

BRODZKI Z.

Новые авиационные профили

Описание современных сверхкритических профилей для околозвуковых самолетов, профилей GA(W) для легких самолетов и профилей Либекса для самых легких летательных аппаратов. Описание профилей разработанных для лопастей роторов вертолетов улучшающих летные характеристики вертолетов. Применение электронных вычислительных машин для разработки и исследования профилей.

RZECZYŃSKI B.

Длина ВПП как основной критерий при анализе развития классификации польских гражданских аэродромов

Определение основной длины ВПП. Сравнение очередных (с 1934 г.) методов классификации аэродромов (польских и международных).

BORGON J.

Обзор методов увеличения ресурса сильно термически нагруженных узлов газотурбинных двигателей

Положительное и отрицательное влияние высокой температуры газов перед турбиной. Обзор методов обеспечивающих большой ресурс деталей при высокой температуре газов.

Исследования по точности расчетов на миникалькуляторах

Результаты работы американского ученого, указывающие на неточности результатов получаемых на популярных миникалькуляторах. Мнения по этой теме других ученых а также изготовителей миникалькуляторов.

JANUSZEWSKI S.

Пионерские работы Адама Остаи — Осташевского. Часть I.

Характеристика личности А. Осташевского, его мнения по теории полета, связь с концепциями А. Осташевского, общая концепция летающих машин — на переломе XIX и XX столетия.

INFORMACJE DLA AUTORÓW

Artykuł powinien być związany z tematyką poruszaną na łamach *Techniki Lotniczej i Astronautycznej* (patrz TLiA nr 11/1972) i nie może być publikowany w innych czasopismach.

Pożądane jest uprzednie uzgodnienie tematu artykułu z Redakcją.

TEMAT I UJĘCIE. Temat artykułu powinien być możliwie wąski, ale potraktowany wyczerpująco. Należy unikać powtarzania wiadomości ogólnie znanych, ujętych w wydawnictwach książkowych.

Artykuły nie powinny zawierać szczegółowych wywodów matematycznych, należy ograniczać się do podania założeń i wyników końcowych.

Należy unikać skrótów, rzadko stosowanych określeń obcych, żargonu fachowego. Wprowadzane nowe lub bardzo specjalistyczne terminy należy starannie zdefiniować.

Tytuł powinien być dostatecznie jednoznaczny i precyzujący temat, ale nie przesadnie opisowy.

Układ treści powinien być przejrzysty, podział na rozdziały, podrozdziały i akapity logicznych i konsekwentny.

OBJĘTOŚĆ ARTYKUŁU nie powinna przekraczać 12 stron maszynopisu (30 wierszy po 50 znaków) wraz z materiałem ilustracyjnym i tablicami.

MASZYNOPIS. Autor zobowiązany jest dostarczyć artykuł w dwóch egzemplarzach — oryginał i kopię. Na oddzielnej stronie należy podać adres (z kodem), numer telefonu oraz miejsce pracy autora.

W treści artykułu nie należy stosować podkreśleń, rozstrzelania liter ani też pozostawiać pustych miejsc na ilustracje i tablice; miejsca, w których powinny być one umieszczone, zaznacza się na marginesie pisząc: rys. 1, rys. 2 itd. lub tabl. 1, tabl. 2 itd.

Tablic ani podpisów pod rysunkami nie należy umieszczać w treści artykułu, lecz przepisać je w dwóch egzemplarzach na osobnych kartkach, stosując kolejną numerację stron, łącznie z zasadniczą treścią artykułu. Podpisy pod rysunki powinny zawierać właściwy tytuł i legendę wyjaśniającą części rysunków oznaczone kolejnymi cyframi lub literami.

Wzory należy numerować z prawej strony w nawiasach okrągłych.

ILUSTRACJE. Fotografie, rysunki i wykresy nazywa się w treści rysunkami i numeruje kolejno. Ilustracje należy załączyć w jednym egzemplarzu (nie wklejać w tekście), zaznaczając kolejny numer u dołu rysunku lub na odwrocie fotografii.

Rysunki oraz wykresy mogą być wykonane w tuszu lub w ołówku (szkicowo), w sposób zgodny z Polskimi Normami i nie budzący wątpliwości w przypadku przerysowywania ich w Redakcji. Skala rysunków 2:1 (do zmniejszenia), uwzględniając przy tym, że szerokość szpalty w czasopiśmie wynosi 5,8 lub 9 cm, szerokość kolumny — 18,5 cm, wysokość kolumny — 26 cm.

Na rysunkach należy unikać długich opisów, oznaczając jego części (np. krzywe na wykresach) cyframi arabskimi lub literami, objaśnionymi w legendzie.

Fotografie powinny być odbite w miarę możliwości na gładkim, błyszczącym papierze fotograficznym. Nie należy nanosić napisów na fotografię, lecz na kalkę przykładaną do fotografii, co ułatwi Redakcji opisanie w sposób zgodny z wymaganiami drukarskimi. Minimalne wymiary fotografii (z wyjątkiem mikroskopowych) — 9 × 12 cm.

SPIS LITERATURY. Autorzy są zobowiązani do podawania na końcu artykułu wykazu źródeł wykorzystanych przy opracowywaniu tematu.

Przytaczając nie będące osobistym dorobkiem autora wzory, poglądy, dane liczbowe, wykresy, tablice itp., należy bezwzględnie podać odsyłacz do spisu literatury, ujęty w nawiasy kwadratowe (np. [2]). Powoływanie się na źródła nie obowiązuje, gdy chodzi o wiadomości ogólnie znane.

Spis literatury powinien zawierać przy książkach — nazwisko i pierwszą literę imienia autora (bez tytułów), pełny tytuł książki, miejsce wydania, rok, wydawcę i ewentualnie numery stron; przy czasopismach — nazwisko i imię autora, tytuł artykułu, nazwę czasopisma, rok, numer i ewentualnie stronę.

HONORARIA AUTORSKIE płatne są po ukazaniu się artykułu w czasopiśmie, w wysokości ustalonej przez Centralny Urząd Wydawnictw pismem okólnym nr 120 z dn. 15.XII 1955 r. oraz Monitor Polski nr 28 z dn. 3.VII 1973 r.

Materiałów nie zamówionych Redakcja nie zwraca.

Redakcja zastrzega sobie prawo ewentualnych skrótów oraz opracowania redakcyjnego zgodnie z opublikowanymi wymaganiami.

PZL-106a Kruk agricultural aircraft



- 1000 kg chemical load
- 600 hp PZL-3S radial engine
- 4-blade constant-speed propeller 2.6 m dia.
- Low pressure 800 x 260 mm wheels
- Metal structure
- Sealed cockpit
- Good service access
- Quick and safe turnarounds
- No spin tendency
- Optional: additional dual control cockpit

TECHNICAL DATA:

Span	14.8 m
Length	9.1 m
Height	3.3 m
Wing area, gross	28.4 sqm
Weight empty with agricultural equipment	1600 kg
T-O weight	2800 kg
T-O weight max	3000 kg
Hopper capacity	1400 l
Fuel tank capacity	300 l
Proof load factor	3,5/-1,4

Performance at 2800 kg T-O weight (1000 kg chemical load)	
Max speed	211 km/h
Cruising speed	182 km/h
Working speed	120 – 160 km/h
Stalling speed	90 km/h
Rate of climb	4,0 m/s

Take-off run	220 m
Landing run	210 m
Range (with fuel in hopper)	400 (1500) km

Manufacturer:

Centrum Naukowo-Produkcyjne
Samolotów Lekkich
PZL-Warszawa
al. Krakowska 110/114
02-256 Warszawa, Poland
Phone: 46-00-31; Cable: Owuska



Exporter:

PEZETEL Foreign Trade Enterprise
of Aviation Industry
ul. Przemysłowa 26
00-950 Warszawa, Poland
PO Box 371; Cable: Pezetel
Phone: 28-50-71, Telex: 813 430