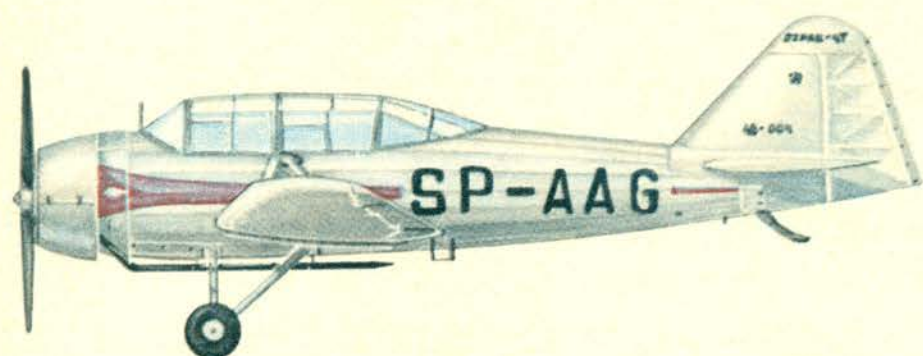


TECHNIKA

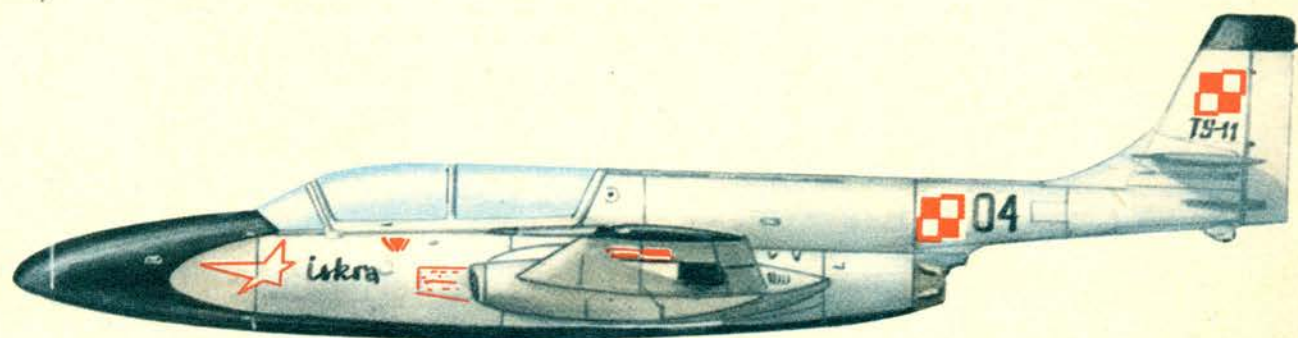
7 1974

lotnicza

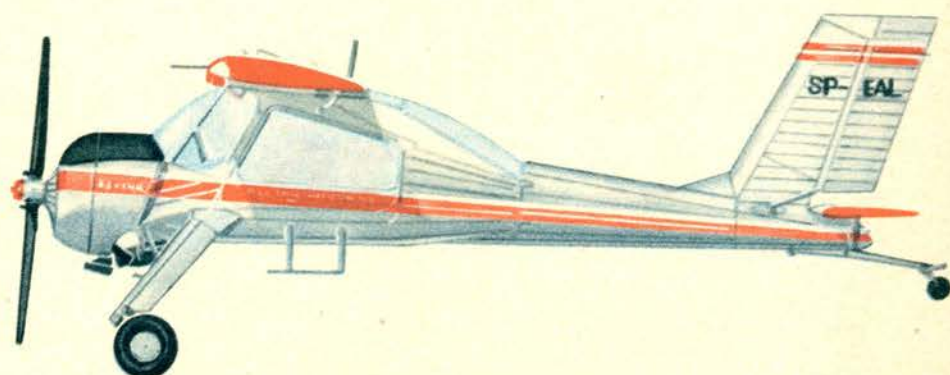
i ASTRONAUTYCZNA



1944



1974



● ВСК в г. Свидник выпустила два новых варианта вертолета Ми-2. Один из них приспособлен к проведению телепередач, другой — после оборудования лебедкой — к выполнению строительно-монтажных работ — он предназначен для предприятия Мостосталь в г. Катовице. Кроме этого разработаны фотограмметрический и морской спальный варианты.

● Аэроклуб ПНР в конце 1973 г. имел 6789 действительных членов, 18094 принадлежащих, 154 — почетных и 886 — вспомогательных. В настоящее время в Польше 40 региональных аэроклубов (в последнее время образовались: аэроклуб «Орлята» в г. Демблин и в г. Кентшин) и 711 авиамодельных кружков, имеющих свыше 20 000 участников.

● В марте м-це т.г. состоялись в Бонн переговоры между правительственными делегациями Польши и ФРГ по теме договора о гражданском авиационном сообщении. Договор подписан и в результате открылась воздушная линия **Варшава—Бонн/Колония**.

● В недалеком будущем Польша и Либия подпишут договор о авиационном сообщении. Это вытекает из совместного коммюнике объявляемого по поводу визита в Польшу премьер-министра Ливийской Арабской Республики.

● В летнем расписании международных сообщений ЛЕТ имеются сезонные линии в Колонию, Бургас, Варну, Дубровник, Дамаск, Багдад и Киев. В расписании не указано африканское сообщение с Алжиром и Тунисом, а также преднамеренное — с Триполи.

● Внутренние авиалинии достигаются неблагоприятным стечением обстоятельств: уменьшена частота сообщений-из за топливных трудностей, вследствие повышения тарифов уменьшилось количество пассажиров, к тому из-за строительных работ закрыты некоторые аэродромы.

● Польское участие в работах «Интеркосмоса» — организации объединяющей социалистические страны, участвующие в исследованиях космоса — не органичилось постройкой аппаратуры для польско-советского исследовательского спутника «Коперник 500»:

- под управлением действующего при Президиуме Польской Академии Наук Комитета для Исследования и Мирного Исползования Космического Пространства ведутся дальнейшие исследовательские работы, в которых участвует несколько научных центров страны,
- краковский отдел Института Метеорологии и Водного Хозяйства ведет теоретические работы связанные с использованием метеорологических спутников для прогнозирования погоды. Строится также аппаратура для связи с метеорологическими спутниками.

В Кракове разработан также метод разшифровки снимков в инфракрасных лучах сделанных из спутников. Такие снимки дают возможность точного определения степени загрязнения окружающей человека природы.

В Варшаве, Торуне, Познани и во Вроцлаве ведутся работы по космической физике.

Отделение Сателитарной Геодезии Варшавского Института Геодезии разрабатывает методы использования искусственных спутников для точных измерений земной поверхности:

- Факультет Астрономии Варшавского Университета участвует в подготовке нового сателитарного эксперимента, который будет проведен «Интеркосмосом»
- научные работники из вроцлавской лаборатории Земля-Солнце Отделения Астрономии ПАН окончили разработку материала накопленного в результате ракетных исследований советскими ракетами Вертикал 1 и Вертикал 2 и в настоящее время, вместе с Институтами АН СССР готовятся к очередному космическому эксперименту «Луч» для которого конструируют часть аппаратуры.
- В Познани Университет им. Адама Мицкевича разрабатывает автоматические системы для измерений в Космосе.
- Варшавская Политехника разработала так называемый счетчик волномера, различающий свободные импульсы с точностью до 4 миллиардовых долей секунды. Он войдет в строящийся в рамках Интеркосмоса лазерный дальномер — для измерения расстояния и положения искусственных спутников в космическом пространстве,
- в лаборатории Техническо-Сельскохозяйственной Академии в г. Ольштын сконструирован теодолит для оптических наблюдений за искусственными спутниками. Такие наблюдения ведутся также в Польше.

● The WSK-Świdnik has built new versions of the Mi-2 helicopter. One version has been adapted for television broadcasting and the other equipped with a hoist for assembling works for the Mostostal in Katowice. In addition, a photogrammetric and a sea rescue version have been developed.

● The Aero Club of Poland had at the end of 1973 6,789 full members, 18,094 associated members, 154 honorary members and 886 paying members. At present, there are 40 regional aeroclubs, (recently the „Eaglets” Aeroclub at Dęblin, and the Aeroclubs at Kętrzyn have been organized), and 711 aviation pattern shops, counting over 20 thousand members.

● Negotiations between delegations of the governments of Poland and of the German Federal Republic took place at Bonn in March this year. They dealt with the problem of concluding an agreement for civil air transport. The talks ended in initiating an understanding in result of which air communication was established between Warsaw and Köln — Bonn.

● An agreement for air communication between Poland and Libya is heralded in the near future. This news was mentioned in a mutual communique, published at the occasion of the visit to Poland of the prime minister of the Arabian Republic of Libya.

● The international flight schedule of LOT for the summer covers seasonal communications from Warsaw to Köln, Burgas, Varna, Dubrownik, Damascus, Bagdad and Kiev. The schedule does not feature as yet the planned African route to Algiers and Tunis, nor the intended communication with Tripoli.

● Poland's participation in the activities of „Inter Kosmos” — the group organization of Socialist countries concerned with space research — was not limited to construction the apparatus for the Polish — Soviet Union research satellite „Kopernik 500”.

Continued theoretical and experimental activities are being pursued under the leadership of the Committee for Research and Peaceful Exploration of Space, which is affiliated with the Presiding Board of the Polish Academy of Science. The following research centres in our country are cooperating actively therewith:

— The Cracow Institute of Meteorology and Water Economics is concerned with theoretical work pertaining to utilizing meteorological satellites for weather forecasting.

— Research work associated with problems of cosmic physics is being conducted in Warsaw, Toruń, Poznań, nad Wrocław.

— The Satellite Geodesy Establishment of the Warsaw Institute of Geodesy is elaborating methods for utilizing artificial satellites to carry out precise measurements of the Earth.

— The Establishment of Astronomy of the Warsaw University participates in the preparations for a new satellite experiment, which is to be carried out by „Interkosmos”.

— Scientists from the Wrocław laboratory in which the relations between the Earth and the Sun are being studied (the laboratory belongs to the Establishment of Astronomy of the Polish Academy of Science), have terminated the elaboration of materials acquired in the course of experiments with the Soviet rockets „Vertical 1” and „Vertical 2”. They are now, preparing to cooperate in a successive cosmic experiment, named the „Lucz”, for which they are designing a part of the apparatus.

— Automatic systems for performing measurements in Space, are being worked upon at the Adam Mickiewicz University, in Poznań.

— The so-called wavemeter counter differentiating pulses of light with an accuracy of 4 milliardths of a second, has been designed and constructed at the Technical University of Warsaw. It will constitute a component of the laser rangefinder, constructed within the „Interkosmos” program for measurement of attitude of artificial satellites in space.

— A theodolite designed for visual observation of satellites has been constructed in the laboratories of Agricultural — Technical Academy at Olsztyn.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5
 Tel. 43-59-38

Wydawca:

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

SPIS TREŚCI

Lotniczy dorobek 30-lecia PRL	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	
W. Waškowski: Koszty i czas rozwoju samolotu	4
W NASTĘPNYM NUMERZE	9 30
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
Rozwiązanie konstrukcyjne mocowania usterzeń samolotów	10
W. Stafiej: Krzywa obciążeń szybowca z klapą prędkościową	13
S. Lassota: Praktyczne zastosowanie metody Howarda-Czencowa (Obliczanie belek zginanych i osiowo ściskanych)	16
LOT PROBLEMY	
KARTOTEKA TLiA	
Ka-26	18
An-24	21
NOWOŚCI TECHNICZNE	18
A. Bałul, J. Chodorowski: Stale konstrukcyjne wysokiej wytrzymałości typu maraging	23
POMOCE KONSTRUKCYJNE 26	
Wydatki sekundowe i hektarowe aparatury agrolotniczej	31
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 21	
Skróty niemieckie	33
KSIĄŻKI LOTNICZE	34
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
Porty lotnicze w nowoczesnym świecie. Cz. 1	35
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Szybowce 30-lecia PRL. Cz. 2	38
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	40
Wspomnienie o pilocie Płoczyńskim — opr. W. Zaremba	40



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

M. Klara Płaskowska

Redaktorzy działowi:

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

Rada Programowa:

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2, W-wa, Zam. 265/74. Nakład 3500+30 egz.
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
 Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697

Papier druk. sat. kl. V. 70 g 61 × 86. W-30.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEX 38006

WASKOWSKI W.

Costs and time of aircraft

In this paper development the influence of time consumed by development works on development economy and production lucrativeness is presented. The analysis of research and development costs compared with aircraft prices is carried out. The influence of various factors on the amortization of development costs of aircraft and engines is discussed. More dynamic development of science and technics than development of economy is emphasized.

STAFIEJ W.

Load curve of a sailplane with high speed flap

In this article a method of calculating the load curve of a sailplane equipped with high speed flap upward deflection flap is presented. Flaps of this type are being used from several years in order to provide the optimum sailplane performance. Such flaps have been applied for Polish sailplanes SZD-37 Jantar, SZD-38 Jantar 1 and SZD-40X Halny. The assumptions given in the paper, that facilitate the calculations and determination of conditions of sailplanes with high speed flap operation, have been presented during XIV OSTIV Congress in Australia in January 1974.

LASSOTA S.

Practical application of Howard-Czencow method (Calculation of bended and axially compressed beams)

In aircraft structure the rods and beams being compressed and bended simultaneously are being used often — there are the elements of fuselage lattice and engine bed, carriage legs and parts of mechanical arrangements. Determination of maximal stresses only is difficult and assessment of bending moment distribution along a rod requires much work. The method being presented in this paper enables rapid and ease solution of certain problems concerning calculation of beams and rods under compressive and bending loads. The presentation of this method includes the examples of calculations.

BALUL A., CHODOROWSKI J.

High strength constructional steels of maraging type and their industrial application

In this article the steels hardened by the martensite dispersion — called in technical literature "maraging" steels — are discussed. The mean chemical compositions of the typical maraging steels and their mechanical properties are given, the role of various alloy components is shown and the process of heat treatment is described. The examples of maraging steel application in the aviation industry and in other industries are presented.

Airports in modern world

In this paper the role of the airports being one of the air transport elements are discussed and the factors providing efficient airport operation are presented. The economical aspects of airport activity and its influence on region development are emphasized. The various methods of airport management are discussed.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIX LIPIEC 1974

TECHNIKA lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

7

Lotniczy dorobek 30-lecia PRL

W wyzwolonym spod okupacji w latach 1944—45 kraju, zniszczonym i zdewastowanym, lotnictwo trzeba było tworzyć od podstaw.

1 pułk lotnictwa myśliwskiego „Warszawa” i 2 pułk nocnych bombowców „Kraków”, które w 1944 r. przeszły chrzest bojowy, były jednostkami kadrowymi. Dzięki pomocy Związku Radzieckiego w fachowcach i sprzęcie — szybko rozwinęło się wojskowe Ludowe Lotnictwo Polskie. Już w dniu zakończenia wojny liczyło ono 550 samolotów bojowych i 16 tysięcy ludzi. W ciągu 30-lecia lotnictwo wojskowe rozbudowało się i unowocześniło, wprowadzając do eksploatacji wszystkie najnowsze osiągnięcia techniki lotniczej. Wymieńmy tu główne osiągnięcia techniczne: wprowadzono samoloty odrzutowe poddźwiękowe, a następnie naddźwiękowe, śmigłowce, samoloty turbośmigłowe, radiolokację i rakiety. Skok w rozwoju dokonany podczas tego okresu jest ogromny, największy w całych dziejach naszego lotnictwa wojskowego.

Lotnictwo komunikacyjne zaczynało swą działalność w 1944 r. od lotów kuriersko-pocztowych na kilkunastu wojskowych Kukuźnikach, a w 1945 r. dysponowało dziesięcioma Li-2, nie mając budynków portowych, urządzeń lotniskowych i zaplecza technicznego. Zakupy sprzętu w ZSRR i pomoc lotnictwa wojskowego umożliwiły rozwój LOT-u. W ciągu 30-lecia LOT otrzymał samoloty odrzutowe, otworzył połączenia z 25 krajami, uruchomił linię atlantycką i przekroczył milion pasażerów rocznie zbliżając się do 1,5 miliona. Trzydziestolecie PRL to okres największego skoku w rozwoju polskiej komunikacji lotniczej.

Przemysł lotniczy rozpoczął w 1944 r. pracę w zniszczonych i ogołconych z obrabiarek fabrykach. W 1945 r. został już oblatany pierwszy powojenny samolot polskiej konstrukcji — Szpak, a w 1948 r. ruszyła seryjna produkcja samolotów CSS-13. Na początku lat pięćdziesiątych nasz przemysł lotniczy został bardzo poważnie rozbudowany. W 1952 r. rozpoczęliśmy produkcję samolotów odrzutowych, a w 1956 r. — śmigłowców. Dorobkiem 30-lecia jest to, że dziś nasz przemysł lotniczy znajduje się na czwartym miejscu w Europie, zaś w dziedzinie produkcji samolotów rolniczych zajmuje pierwsze miejsce w świecie, w dziedzinie szybowców — drugie, a w dziedzinie śmigłowców — piąte.

Polski sprzęt lotniczy odziedziczył po okupancie kilkaset szybowców szkolnych i treningowych. Działalność sportu samolotowego została zapoczątkowana w 1946 r. dzięki otrzymaniu od wojska 100 Kukuźników. Rozwój produkcji polskich Much, Jaskółek i Bocianów przyniósł nam pierwsze rekordy szybowcowe w latach pięćdziesiątych. Nowoczesne Foki i Zefiry pozwoliły w latach sześćdziesiątych na wysunięcie się naszego szybownictwa na czołowe miejsce w świecie i zajęcie pierwszego miejsca pod względem uzyskanych odznak diamentowych. Utrzymanie tej pozycji w latach siedemdziesiątych dały szybowce laminatowe Jantar.

Przyzwyczajeni na co dzień do dużych osiągnięć naszego lotnictwa częstokroć nie zauważamy, jak wielki jest lotniczy dorobek 30-lecia PRL.



POLSKA

● WSK w Świdniku wyprodukowała nowe wersje śmigłowca Mi-2. Jedną z nich powstała w związku z przystosowaniem sprzętu do przeprowadzania transmisji telewizyjnych, druga zaś — po wyposażeniu śmigłowca w dźwig — do prac montażowych dla katowickiego Mostostalu. Ponadto została opracowana wersja fotogrametryczna i morska wersja ratownicza.

● Aeroklub PRL skupiał na koniec 1973 r. 6789 członków zwyczajnych, 18 094 — stowarzyszeniowych, 154 — honorowych i 886 członków popierających. Obecnie istnieje u nas 40 aeroklubów regionalnych (ostatnio powołano: Aeroklub „Orląt” w Deblinie i Ketrzyński) i 711 modelarni lotniczych zrzeszających przeszło 20 tys. członków.

● W marcu br. odbyły się w Bonn rokowania między delegacjami rządowymi Polski i RFN w sprawie zawarcia umowy o cywilnej komunikacji lotniczej. Rozmowy zakończyły się parafowaniem umowy. W jej wyniku uruchomione zostało połączenie lotnicze między Warszawą a Kolonią—Bonn.

● Polska i Libia w niedalekiej przyszłości zawrą umowę o komunikacji lotniczej. Zapowiedź ta wynika ze wspólnego komunikatu opublikowanego z okazji wizyty w PRL premiera Libijskiej Republiki Arabskiej.

● W letnim rozkładzie linii zagranicznych LOT-u figurują sezonowe połączenia z Warszawy do Kolonii, Burgas, Warny, Dubrownika, Damaszku, Bagdadu i Kijowa. Rozkład Jeszcze nie podaje zaplanowanej linii afrykańskiej do Algieru i Tunisu, jak również zamierzonej do Trypolisu.

● Z dniem 1 marca zostało zamknięte dla ruchu lotnisko Ławica w Poznaniu, na którym przeprowadza się prace remontowo-modernizacyjne (m. in. droga startowa wydłużona zostanie o 350 m). Na okres wielu miesięcy Poznań został pozbawiony komunikacji lotniczej, która czynna będzie tylko w okresie Targów, w czerwcu i wrześniu br.

● Polski udział w pracach Interkosmosu — organizacji grupującej prowadzące badania kosmiczne kraje socjalistyczne — nie skończył się na skonstruowaniu aparatury dla polsko-radzieckiego satelity badawczego Kopernik 500. Pod egidą działającego przy Prezydium PAN Komitetu ds. Badań i Pokojowego Wykorzystania Przestrzeni Kosmicznej prowadzi się obecnie dalsze prace teoretyczne i doświadczalne, w których uczestniczą kilka ośrodków naukowych w kraju:

— Ośrodek krakowski Instytutu Meteorologii i Gospodarki Wodnej prowadzi prace teoretyczne związane z wykorzystaniem satelitów meteorologicznych do prognozowania pogody. Konstruuje się tam również aparaturę współpracującą z krążącymi na okołozemskiej orbicie satelitami meteorologicznymi. W Krakowie opracowano też metodę interpretacji zdjęć satelitarnych, dokonywanych w promieniach podczerwonych. Zdjęcia takie umożliwiają m. in. z dużą dokładnością określić stopień zanieczyszczenia środowiska naturalnego.

— W Warszawie, Toruniu, Poznaniu i Wrocławiu prowadzi się prace z zakresu fizyki kosmicznej.

— Zakład Geodezji Satelitarnej Warszawskiego Instytutu Geodezji opracowuje metody wykorzystania sztucznych satelitów do dokładnych pomiarów Ziemi.

— Zakład Astronomii UW uczestniczy w przygotowaniu nowego eksperymentu satelitarnego, który zostanie przeprowadzony przez Interkosmos.



Zsuzka-2 — pierwszy polski powojenny samolot zaprojektowany w 1944 i 1949 r., oblatany 28 X 1945 r.

— Naukowcy z wrocławskiej pracowni związków Ziemia—Słońce Zakładu Astronomii PAN zakończyli opracowywanie materiałów zebranych podczas doświadczeń rakietowych, wykonanych za pomocą radzieckich rakiet WERTIKAL 1 i WERTIKAL 2 i obecnie przygotowują się — we współpracy z instytutami Akademii Nauk ZSRR — do kolejnego eksperymentu kosmicznego, pod nazwą Łucz, dla którego konstruuja część aparatury.

— W Poznaniu, na Uniwersytecie im. Adama Mickiewicza, trwają prace nad automatycznymi układami do pomiarów w Kosmosie.

— Na Politechnice Warszawskiej skonstruowano tzw. licznik falomierza, rozróżniający impulsy świetlne z dokładnością do 4 miliardowych części sekundy. Wejście on do budowanego w ramach Interkosmosu dalmierza laserowego — do pomiarów odległości i położenia sztucznych satelitów w przestrzeni kosmicznej.

— W pracach olsztyńskiej Akademii Rolniczo-Technicznej skonstruowano teodolit do prowadzonych również w Polsce wizualnych obserwacji satelitów.

● Pomiedzy dwiema uczelniami: Akademią Sztabu Generalnego im. gen. K. Świerczewskiego i Wyższą Szkołą Lotniczą im. J. Krasickiego zawarta została umowa o wzajemnej współpracy. Przewiduje ona organizowanie wspólnych przedsięwzięć w zakresie dydaktyki oraz prac naukowo-badawczych.

● W lutym odbyło się uroczyste posiedzenie Rady Naukowej Wojskowego Instytutu Medycyny Lotniczej. W toku obrad zaprezentowano prace naukowców WIML wyróżnione nagrodami ministra Obrony Narodowej i komendanta WIML. Odbyła się również promocja doktorska pracowników naukowych Instytutu.

● W Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej w Deblinie odbyła się konferencja popularnonaukowa, poświęcona wybranym zagadnieniom rozwoju lotnictwa w 30-lecie Polski Ludowej. Referaty wygłosili m. in. ppłk dr J. Cielek, ppłk mgr inż. H. Stocki i ppłk dypl. pil. J. Sokołowski.

● Minister Przemysłu Maszynowego zwrócił się z apelem do pracowników swego resortu w sprawie inicjowania dobrej roboty i pomysłów usprawniających prace. W zakładach przemysłu maszynowego są powołane zespoły pracujące w oparciu o następujące zasady:

- każdy wniosek rozpatrywany jest publicznie
- czas od zgłoszenia do rozpatrzenia wniosku musi być maksymalnie krótki
- przyjęty wniosek jest niezwłocznie premiowany, niezależnie od ostatecznego wynagrodzenia za jego zastosowanie

— wnioski o dużym znaczeniu gospodarczo-ekonomicznym będą przedstawione do nagród dyrektorów zjednoczeń i ministra Przemysłu Maszynowego.

Krajowi potrzebna jest rzetelna praca, zapobiegliwa i mądra inicjatywa, bo tylko to może zapewnić stałe rosnącą poprawę naszej gospodarki.

Kierownictwo resortu przeznaczyło ogółem na rozwój badań i wdrożeń w roku 1973 — 11,5 mld zł. W 1974 roku suma ta została zwiększona i wynosi 15,6 mld złotych.

● W 1974 r. Międzynarodowy Dworzec Lotniczy na Okęciu otrzyma nową halę o powierzchni 3 tys. m², do której przeniesiony zostanie dworzec towarowy, ten ostatni zaś zaadaptowany będzie do ruchu pasażerskiego. Zwiększona zostanie liczba punktów odprawy biletowej i pasażerskiej. W następnym pięcioletciu przewiduje się rozszerzenie obecnej hali głównej MDL o 10 przeseł.

● Ponieważ rozwój sytuacji zmusi nas w przyszłości do zastosowania komunikacji śmigłowcowej z lotniska do centrum miasta, przeto rodzi się postulat, by już dziś przystosować olbrzymią płaszczyznę przyszłego dworca Centralnego w Warszawie do lądowania śmigłowców.

● Z powodu podwyżki cen paliwa zdrożały o 7% bilety na liniach zagranicznych LOT-u. Natomiast w następstwie spadku frekwencji obniżono o 15% taryfę przelotów na pięciu liniach krajowych.

● Powodzenie linii amerykańskiej skłoniło LOT do zakupu dwóch dalszych transkontynentalnych odrzutowców Il-62. W ten sposób liczba Il-62 LOT-u wzrosnie do sześciu. Nowe samoloty otrzymają imiona Kazimierza Pułaskiego i Henryka Sienkiewicza. Poza obsługą linii atlantyckiej przewiduje się wprowadzenie tego typu samolotu na nowej trasie na Daleką Wschód.

● W Instytucie Techniki Ciepłej Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej obronione były ostatnio rozprawy doktorskie:

— mgr inż. Janusza Seroki na temat: Wpływ parametrów konstrukcyjnych wirnika na własności statyczne i dynamiczne czujnika do pomiaru natężenia przepływu cieczy. Promotorem był prof. inż. K. Głębicki, zaś recenzentami prof. inż. A. Troskołański i prof. inż. W. Prosnak.

— mgr inż. Jerzego Suskiego na temat: Rozwiązywanie zagadnień niustalonego przewodzenia ciepła metodami statystycznymi. Promotorem pracy był prof. dr hab. inż. B. Stanisławski, recenzentami — doc. dr inż. W. Gogół i prof. dr hab. inż. S. Wiśniewski.



CHINY

● Chiny zawarły umowę o komunikacji lotniczej ze Szwajcarią. Przewiduje ona otwarcie linii Swissairu z Genewy do Szanghaju i Pekinu.



CZECHOSŁOWACJA

● Na wewnętrznych liniach czeskosłowackich wprowadzone zostały 2 samoloty radzieckie Jak-40.



FRANCJA

● Concorde 02 poddawany był próbom eksploatacyjnym na Alasce w warunkach ostrych mrozów.

Przedstawiciele zainteresowanych linii lotniczych stwierdzili możliwość dokonywania przez Concorde dwóch przelotów dziennie na trasie Londyn—Nowy Jork (czas jednego lotu — 3 h 43 min.).



HOLANDIA

● Ukazało się III wydanie podręcznika *Handbook for Agricultural Pilots*. Wydawca IAAC, le v.D. Boschstraat, The Hague, Netherlands. Publikacja jest uaktualniona i zawiera 143 strony, w tym rozdział o pożarach lasów, oraz wykaz nowych samolotów i środków chemicznych.

Główne rozdziały: wyposażenie, technika rozpylania, wpływ metody lotów na równomierność pokrycia, unikanie unoszenia.



RUMUNIA

● Rząd Rumunii podpisał z Vereingte Flugtechnische Werke umowę, na podstawie której zostanie w Bukareszcie zbudowana montownia samolotów FVW-614 przeznaczonych dla rumuńskich linii lotniczych Tarom.

● Zespół konstruktorski Iosifa Silimona opracował nowy samolot IS-24. Jest to pięcimielcowy górnopłat, który będzie używany do wykonywania zdjęć z powietrza, holowania szybowców i dla skoczków spadochronowych. Przewidywana jest wersja pływakowa samolotu oraz wersja skróconego startu.



SZWECJA

● Doczepiany do samochodu przyrząd do pomiaru śliskości dróg startowych wykonany według wymagań ICAO jest sprzedawany przez szwedzką firmę APECO z certyfikatem instytutu drogowego. Przyrząd dokonuje zapisu na taśmie papierowej.



USA

● Dwa największe towarzystwa lotnicze USA American Airlines i Trans-World Airlines wycofały z eksploatacji 12 sa-

molotów pasażerskich typu Boeing 747. Również towarzystwo Continental zapowiedziało, że nie będzie użytkować czterech samolotów Jumbo-Jetów. Decyzje w tej sprawie amerykańskie towarzystwa lotnicze podjęły w związku z wielkimi kosztami eksploatacji samolotów i kryzysem paliwowym.

● Związek przemysłowców lotniczych w Stanach Zjednoczonych stwierdza, że w pierwszej połowie 1973 roku eksport lekkich samolotów z USA zwiększył się o 47% w stosunku do analogicznego okresu roku poprzedniego.

Prezes Związku Producentów Lekkiego Lotnictwa (GAMA) jest zdania, że produkcja tych samolotów w 1974 r. powinna osiągnąć poziom 14 tys. sztuk rocznie, wartości 800 mln dol.

Jedną z przesłanek prognozy wzrostu jest fakt, że jednosilnikowy samolot zużywa niejednokrotnie mniej paliwa niż średniej wielkości samochód na tym samym dystansie, oraz, że mniej zanieczyszcza atmosferę trującymi spalinami, a poza tym w ciągu najbliższych pięciu lat jednosilnikowy samolot będzie mniej hałaśliwy niż obecnie motocykl.

● Dotychczas sprzedano 4700 samolotów Bede różnych typów i zestawów materiałów do ich budowy. Firma Hirth dostarczyła ostatnio do samolotów Bede dalszych 500 silników tłokowych o mocy 55 KM.

Samolot BD-5 z silnikiem 70 KM ma być produkowany z licencji we Francji.

W USA organizuje się zespół pilotów akrobacyjnych latających na nowym odrzutowym samolocie Bede-5J.

● Reims Aviation we Francji, filia europejska firmy Cessna nadała do wiadomości, że w okresie budżetowym 1972/73 (kończącym się 30 września) sprzedaż jej samolotów we Francji wzrosła o 240% osiągając liczbę 112 dostarczonych maszyn wartości 25 mln Frs. Łącznie rynek europejski zakupił 637 samolotów Cessna za 110 mln Frs. Francuska filia Cessny w Reims Aviation będzie w 1974 r. produkowała średnio po 5 samolotów dziennie. Równocześnie zakłady w Stanach Zjednoczonych wstrzymały studia nad nowym dwusilnikowym samolotem Cessna bliskiej komunikacji, który miał się ukazać w 1977 r. Decyzję tę spowodował kryzys paliwowy.

● Europejskie biuro zarządcy samolotów Cessna-Citation zostało otwarte w Saarbrücken w NRF. Oprócz działalności marketingowej, głównym zadaniem biura jest prowadzenie serwisu nospredażnego dla europejskich posiadaczy samolotów tego typu.

● FAA przedłożyła wniosek dotyczący ograniczenia dopuszczalnej głośności samolotów lekkich. Granica 30 dB ma dotyczyć wszystkich samolotów o napędzie śmigłowym po 1 stycznia 1980 r. Będzie ona stanowiła równocześnie ograniczenie stosowania silników zbyt dużej mocy.

● Warto przypomnieć, że trzecia załoga Skylaba przebywała w Kosmosie 84 dni, druga — 59 dni, pierwsza 28 dni, w sumie 171 dni, w ciągu których kosmonauci przebyli trasę ok. 115 mln kilometrów. Wystrzelona 13 maja ub. roku stacja Skylab, w 1100 okrążeniach przebyła trasę ok. 180 mln km. 58 urzędzeń badawczych zainstalowanych w laboratorium kosmicznym użyto do 270 różnych eksperymentów, w tym 140 dotyczyło wykrywania zasobów ziemskich.

Powrót na Ziemię trzeciej załogi stacji orbitalnej Skylab był szczytowym osiągnięciem w programie amerykańskich lotów załogowych. Obecnie rozpoczęto zmniejszanie liczby zatrudnionych w NASA specjalistów o około 1800 osób. Redukcje przeprowadzane są w koncernach współpracujących z NASA: Boeing, Federal Electric, Rockwell International i General Electric.

● Z poligonu raketowego w Kalifornii wystrzelono raketę, która wprowadziła na orbitę satelitę Explorer-51. Satelita będzie mógł zmieniać orbitę, co

umożliwi badanie atmosfery na różnych wysokościach i w różnych rejonach kuli ziemskiej.

OGÓLNE

● Warto odnotować ceny kilku wyrobów osprzętu lotniczego:

sztuczny horyzont Bendix I—110 £	
wariometr miniaturowy	
Winter	— 48,91 £
wariometr Winter STV.5	— 40,83 £
wariometr Piep Audio	— 43,22 £
wariometr elektryczny	
Ball	— 87,0 £
wskaźnik prędkości przeskoku Sollfahrtgeber	— 91,72 £
aparatura tlenowa	
Slingsby-Kidde	— 41,5 £
prędkościomierz Kollsman	— 17,1 £
prędkościomierz Winter	
6 FMS-4	— 29,4 £

● Przed kryzysem paliwowym samoloty Jumbo-Jet B-747 przewiozły ponad 50 mln pasażerów, wylatując średnio 11 godzin na dobę. Obecnie duża liczba tych samolotów została wycofana z ruchu, trzeba jednak dodać, że koszty konserwacji, amortyzacja itp. każdej z tych jednostek kosztuje użytkownika 2 mln dolarów rocznie.

● Wprowadzenie do eksploatacji wielkich samolotów komunikacyjnych zmusza rządy wielu państw do podjęcia kosztownych modernizacji międzynarodowych portów lotniczych:

— londyński port Heathrow był jednym z pierwszych, specjalnie wyposażonych dla samolotów Boeing 747. Obecnie wprowadza się dalsze ulepszenia kosztem 8 mln funtów, głównie z punktu widzenia potrzeb europejskich linii lotniczych (m. in. wprowadzenia A 300 B). Przewiduje się obsłużenie przez port 34 mln pasażerów około 1980 roku (obecnie 20 mln).

— w NRF — prognozując wzrost ruchu lotniczego w 1975 r. do 57 mln, zaś w 1980 r. do 109 mln pasażerów — postuluje się modernizację portów lotniczych za sumę około 12 miliardów marek

— sieć portów lotniczych Szwecji, obejmująca 24 lotniska o regularnych połączeniach, będzie obecnie kompleksowo i gruntownie modernizowana

— w pobliżu Kopenhagi rozbudowywane jest lotnisko Roskilde, które przejął ma cały ruch lotnictwa Danii. Koszt modernizacji tego lotniska wyniesie 65 mln koron. Przewiduje się, że w roku 1995 wykonywać się będzie na tym lotnisku ok. 250 tys. operacji rocznie

— dla 80 lotnisk indyjskich (z których główny ruch przejmują cztery porty międzynarodowe: Bombaj, Kalkuta, Delhi i Madras) — specjalnie powołany urząd — opracował plan rozbudowy portów lotniczych do 1990 r.

— przystąpiono do rozbudowy lotniska w Quebec w celu umożliwienia przyjmowania na nim samolotów wielkiej pojemności typu L-1011.

● Spośród 800 zdjęć Europy środkowej wykonanych przez satelitę do badania Ziemi ERTS 1 przekazano zainteresowanym rządom blisko 100 (z czego ok. 40 fotografii ukazało się w formie wydawnictwa albumowego w NRF). Zdjęcia te, wykonane z wysokości 915 km. z których każde obejmuje obszar o wymiarach 185 × 185 km, wykazują stan wykorzystania powierzchni Ziemi, zanieczyszczenia powietrza i wody oraz zasoby bogactw naturalnych.

● W okolicach Dakaru zbudowane zostaną dwie stacje przyjmujące sygnały z satelitów. Wiąże się to z wielką 100-dniową (od lipca do września br.) akcją Międzynarodowej Organizacji Meteorologicznej (MOM), mającej na celu obserwację kształtowania się pogody na 500 tys. kilometrów kwadratowych wschodnich rejonów Atlantyku. W akcji weźmie udział 35 państw, zaś z 38 okrętów, którymi dysponować będzie MOM — 8 pływac będzie pod banderą ZSRR i tyleż — USA.

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Koszty i czas rozwoju samolotu

W roku 1969 znany autor dzieł z dziedziny lotnictwa wojskowego i jego strategii, Robin Higham, w książce pt. *Air Power* tak scharakteryzował rozwój lotnictwa w latach sześćdziesiątych i siedemdziesiątych: „Głównym progiem rozwoju przemysłu lotniczego w okresie po II wojnie światowej stał się drastyczny wzrost kosztów badań i prac rozwojowych, który spowodował, że przedsiębiorstwa lotnicze nie są już w stanie realizować jednocześnie kilku programów i zostały zmuszone, ze względów finansowych, ograniczać się do jednego tylko podstawowego programu. Co więcej — uwarunkowały one realizację tego programu albo uzyskaniem pomocy finansowej ze strony państwa, albo udzieleniem przez państwo gwarancji bankom finansującym dany program, wreszcie zapewnieniem im zbytu początkowo 50, potem 100, a nawet 300 samolotów zbudowanych w trakcie realizacji programu. Każde z przedsiębiorstw lotniczych, które nie dość precyzyjnie przewidziało rynkowe możliwości zbytu (poza ilościami o których była mowa wyżej), wysokość kosztów prac rozwojowych i prac badawczych oraz stopę inflacji — było zagrożone bankructwem”.

Higham słusznie podkreśla znaczenie wzrostu kosztów prac rozwojowych (w szczególności tworzenia nowych materiałów konstrukcyjnych, badań aerodynamicznych i in., opracowywania i wdrażania do produkcji awangardowych rozwiązań produkcyjnych i technologii wytwarzania itp.) jako podstawowego czynnika wpływającego na coraz wyższą cenę samolotów. Natomiast brytyjski autor pominął w swej krótkiej charakterystyce rozwoju przemysłu lotniczego w ostatnim dwudziestoleciu inną — naszym zdaniem — bardzo istotną sprawę. Mamy tu na myśli przedłużenie okresu prac badawczych i rozwojowych, co również rzutuje na wzrost kosztów tej działalności, a w rezultacie — na ostateczną cenę wyrobu. Zagadnienie to przedstawimy przy omawianiu sprawy finansowania prac badawczych i rozwojowych.

Przed omówieniem zagadnienia kosztów prac B+R+OK (badawczych + rozwojowych + oceny kwalifikacyjnej), konieczne wydaje się zaznaczenie, że wszystkie dane finansowe, które niżej przedstawimy, należy uważać jedynie za mniej lub bardziej zbliżone do faktycznych. Ten rodzaj kosztów stanowi bowiem w przeważającej mierze tajemnicę handlową przedsiębiorstw i ośrodków naukowo-badawczych, w odniesieniu zaś do sprzętu wojskowego — tajemnicę państwową. Z tych względów materiały finansowe przedkładane do rozpatrzenia instytucjom nadzorującym (izby kontroli, komisje parlamentów itp.) za-

W artykule przedstawiono wpływ czasu i czasochłonności prac rozwojowych na ekonomikę rozwoju i rentowności produkcji.

Przeprowadzono analizę kosztów prac badawczo-rozwojowych w porównaniu z ceną jednostkową na przykładach różnych typów samolotów.

Następnie omówiono wpływ różnych czynników na amortyzację kosztów rozwoju samolotów oraz silników.

Na zakończenie zwrócono uwagę na wyprzedzenie rozwoju ekonomicznego przez tempo rozwoju nauki i techniki.

wierają wg posiadanego przez nas rozeznanie, jedynie podstawowe sumy, parametry i wyznaczniki, podczas gdy rzeczywisty koszt znany jest wyłącznie dysponentom i wykonawcom. Podobnie przedstawia się sprawa z budżetami wojskowymi państw kapitalistycznych: wiele pozycji jest kamuflowane dzięki stosowaniu przerzutów na inne konta. Nawet w przypadku cywilnego samolotu Concorde brytyjski parlament do roku 1974 nie mógł uzyskać dokładnych danych dotyczących całokształtu rzeczywistych nakładów na badania i prace rozwojowe nad tym samolotem, pomimo że posłowie nieraz tego żądali.

Koszty rozwoju i cena samolotu

Przed czternastu laty koszty prac rozwojowych nad jednym z najbardziej udanych samolotów zbudowanych od chwili narodzin lotnictwa silnikowego, tj. DC-3 Dakota firmy Douglas wynosiły około 300 000 dol. przy cenie samolotu około 100 000 dol. Zatem stosunek kosztu prac rozwojowych do ceny jednostkowej kształtował się jak 3 do 1. W jedenaście lat później koszty prac rozwojowych nad następcą Dakoty (samolot Douglas DC-4) wynosiły już 4 mln dol. przy cenie samolotu 400 000 dol.

W miarę upływu lat stosunek ten zwiększa się bez mała z roku na rok (tablica), a wskaźnik osiąga liczbę 87.

Poniżej przytaczamy przykłady coraz bardziej rozkręcającej się spirali wzrostu kosztów prac rozwojowych.

Francusko-niemiecki aerobus A-300-B. W roku 1967 główni kooperanci ustalili, że nakłady na prace rozwojowe nad Airbusem mają wynieść 2200 mln fr., tj. ok. 500 mln dol. W tym koszty prac rozwojowych nad płatowcem — 85%, zakup wyposażenia podstawowego — 10%, zakup silników (8 sztuk) — 5%. Po odliczeniu 3 pierwszych przedseryjnych samolotów zakupionych przez kooperantów (150 mln fr.) całość kosztów prac rozwojowych miała się zamknąć w sumie 2050 mln franków.

Zwykłym jednak biegiem rzeczy, preliminowane w 1967 r. koszty prac rozwojowych znacznie przekroczyły przewidywany poziom.

Deutsche Airbus, główny zachodniemiecki kooperant posiadający 42% udziałów, którego nakłady miały wynieść 640 mln DM (1 DM = 1,50 fr.) już w roku 1972 przewidywał, że przekroczą one sumę 1190 mln DM. W przypadku zaś opracowywania następnych odmian na 250 do 325 pasażerów, osiągną wysokość 1340 mln DM, udzielonych przez skarbu RFN oraz 130 mln DM z funduszy własnych

Deutsche Airbus. Subwencje państwowe mają być spłacone po sprzedaży 350 maszyn w połowie lat osiemdziesiątych.

Z niemieckiego szacunku wynika zatem, że już w roku 1972 koszt prac rozwojowych przekroczył prawie 2,5 raza preliminarz. Należy sądzić, że w ciągu następnych dwu lat, tj. do 1975 r., koszty prac rozwojowych przekroczą nawet przewidywania Deutsche Airbus.

Jaguar. Program prac rozwojowych (B+R+OK) szturmowego i treningowego samolotu Jaguar produkowanego w kooperacji francusko-brytyjskiej przewidywał, że łączne koszty wyniosą, zgodnie z ustaleniami z 1965 roku, 258 mln fr., co wówczas stanowiło równowartość około 50 mln dol. Początkowo ustalono termin ich wejścia na uzbrojenie na 1970 r. W roku 1968 przesunięto ten termin na 1972 r. W rzeczywistości dostawy seryjnych Jaguarów przypadają na 1973—1976 r. W pierwszej połowie 1974 r. został zbudowany setny Jaguar, z zamówionych 300 egzemplarzy.

Jaka jest przyczyna tego opóźnienia, która między innymi spowodowała bardzo poważny wzrost kosztów prac B+R+OK?

Francuska Court des Comptes (odpowiednik polskiej Najwyższej Izby Kontroli) w sprawozdaniu dotyczącym realizacji kosztów prac rozwojowych nad tym samolotem stwierdziła, że przyczyną tak poważnego opóźnienia były: „liczne zmiany w założeniach konstrukcyjnych, których żądali przyszli użytkownicy, że wstępne kosztorysy tych prac były заниżone i, że metoda zarządzania realizacją programu

Tablica. Porównanie kosztów prac rozwojowych i ceny jednostkowej wybranych typów samolotów w latach 1935—1978

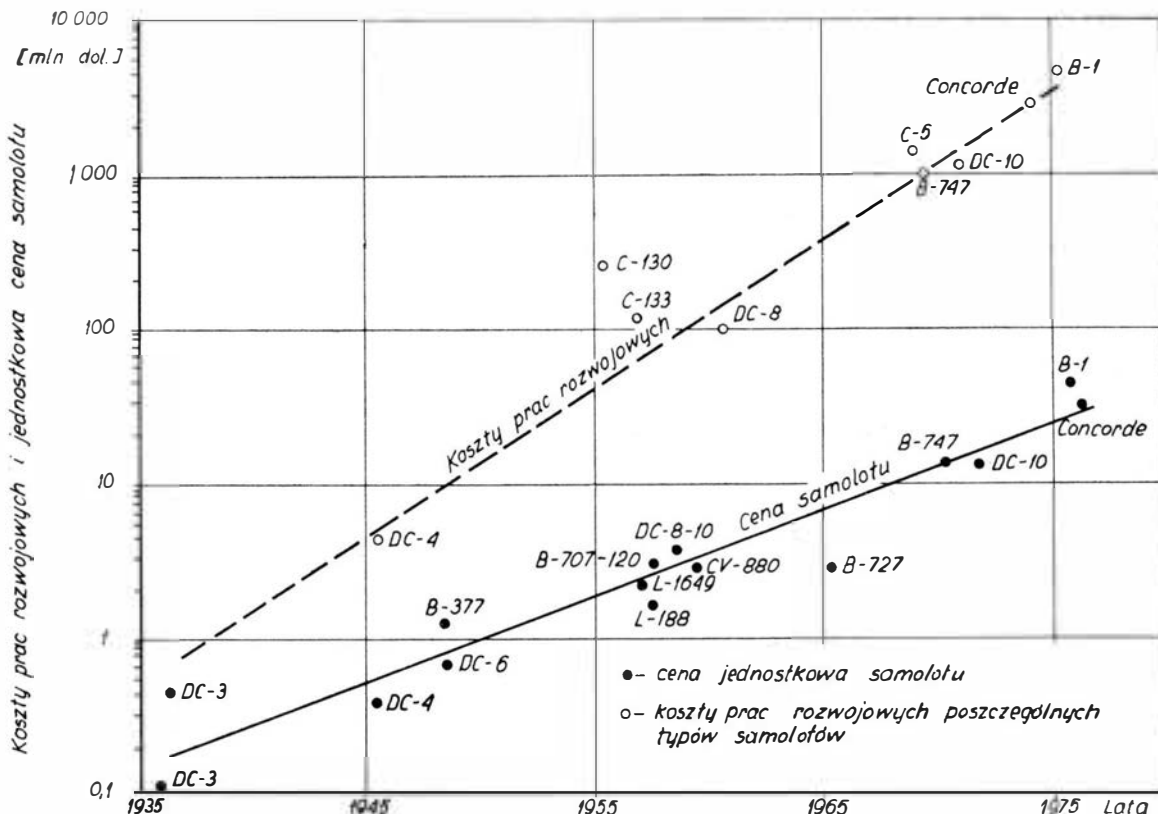
Rok	Samolot	Cena samolotu [mln dol.]	Koszt prac B+R+OK*** [mln dol.]	Stosunek kosztów prac rozwojowych do jednostkowej ceny samolotów
1936	DC-3	0,1	0,3	3 : 1
1947	DC-4	0,4	4	10 : 1
1958	DC-8-10	5	100	20 : 1
1972	DC-10	12	1050	87 : 1
1969	B-747	17	1000	59 : 1
1975	Concorde*	40—47	2700—3000	ok. 65 : 1
1978	B-1**	56	3300—4100	73 : 1

- * Szacunek
- ** Amerykański bombowiec strategiczny — szacunek do 1974 r.
- *** B = prace badawcze
- R = prace rozwojowe
- OK = ocena kwalifikacyjna

nie była zadowalająca”. Wynik: opóźnienia w dostawach wynoszą (w zależności od wersji Jaguara) od 3 do 6 lat, koszty zaś prac B+R+OK wzrosły z 258 mln do 1400 mln fr., w tym koszty prac nad płatowcem kształtowały się w wysokości 864 mln fr. (zamiast planowanych 120 mln fr.), a nad silnikami Adour — 535 mln fr. (zamiast 138 mln fr.). Należy jeszcze zaznaczyć, że sprawozdanie Court des Comptes odnosi się do okresu do 2.IV.1972 r., a zatem nie obejmuje wszystkich późniejszych kosztów prac B+R+OK, które można szacować na co najmniej 1/3 poprzednich wydatków, a więc na około 500 mln franków.

Court des Comptes wyliczając wzrost kosztów nie wzięła pod uwagę rozwijających się tendencji infla-

1. Rozwój kosztów prac rozwojowych i jednostkowej ceny samolotów w latach 1935—1975



cyjnych, co w pewnej mierze usprawiedliwia wzrost kosztów prac badawczo-rozwojowych.

W tym samym sprawozdaniu Court des Comptes ujawniono nakłady na budowę jednego prototypu: wynoszą one 48 mln fr.

Samolot B-1. Dotychczasowe prace rozwojowe nad strategicznym amerykańskim bombowcem naddźwiękowym B-1 pochłonęły (do I.I.1974 r.) 2700 mln dol. Na rok 1974 przewidziano dalsze bezzwrotne kredyty wojskowe w wysokości 475 mln dol. Za te sumy mają być zbudowane do końca bieżącego roku 3 prototypy do lotu i 1 prototyp do prób wytrzymałościowych. Preliminowany koszt 1 samolotu B-1 miał wynosić około 30 mln dolarów. Obecnie mówi się, że nie będzie on niższy niż 44—45 milionów. Prawdziwy koszt jednego samolotu będzie można określić dopiero po przystąpieniu przez producenta do seryjnej produkcji i chyba można mieć pewność, że przekroczy on w bardzo znacznym stopniu drugi z kolei szacunek.

Cała seria ma liczyć 232 samoloty B-1, a jej koszt około 11 miliardów dolarów.

Samolot Multirole Combat Aircraft (MRCA — Panavia). Przed 7 laty, kiedy rozdził się projekt budowanego w kooperacji (RFN — 42,5%, Anglia — 42,5% i Włochy 15%) bojowego samolotu o zmiennej geometrii płatów, oznaczonego jako MRCA-Panavia 200, jego cena jednostkowa wynosić miała około 10 mln DM, tj. 2,5 mln dolarów. W roku 1968, kiedy opracowywano charakterystykę, postulowane osiągi i termin dostawy prototypów preliminowana cena wzrosła do 15 mln DM. We wrześniu 1973 r. koszt prac rozwojowych, wyniósł ponad 2300 DM, cenę jednostkową samolotu oszacowano na 13 do 18 mln DM, wreszcie w maju 1974 r. określono ją na 20 mln DM, nie licząc kosztów całego systemu.

Projekt wojskowego budżetu RFN na rok 1974 przewiduje dalszą dotację na prace rozwojowe nad tym samolotem w kwocie 340 mln DM, podobną sumę mają również wpłacić Anglicy i 120 DM — Włosi. Ponadto RFN asygnowała jeszcze 90 mln DM na rozpoczęcie przygotowań do produkcji seryjnej.

Planowana produkcja ma wynieść 322 szt. dla RFN, a jej koszt (preliminarz z końca 1973 r.) — ponad 5 mld DM, a więc, jeżeli liczby te nie ulegną zmianie, jeden samolot MRCA — Panavia będzie kosztował znacznie powyżej 12 mln dol. (wg tyg. „Flight” do ok. 35 mln DM). Cena wzrośnie zatem o 350%.

Należy sądzić, że pomimo tak wysokiej ceny, dorównującej najdroższemu obecnie samolotowi bojowemu USA F-15 Eagle oraz dumpingowym ofertom dostaw samolotów Eagle proponowanych europejskim kooperantom przez Stany Zjednoczone, producenci samolotów MRCA będą kontynuowali to przedsięwzięcie.

Widzimy dwie przyczyny takiego postępowania współników:

a) produkcja samolotów MRCA zapewnia wykorzystanie istniejącego potencjału przemysłu lotniczego krajów kooperantów, uniezależniając je w pewnej mierze od dostaw z USA,

b) przerwanie dalszych prac nad samolotem MRCA spowodowałoby bezpowrotną stratę 2 miliardów DM już wydatkowanych przez RFN na prace rozwojowe.

Concorde. Rekordzistą, jeżeli chodzi o wzrost kosztów prac rozwojowych, jest bezwzględnie naddźwiękowy samolot pasażerski Concorde produkowany w kooperacji angielsko-francuskiej.

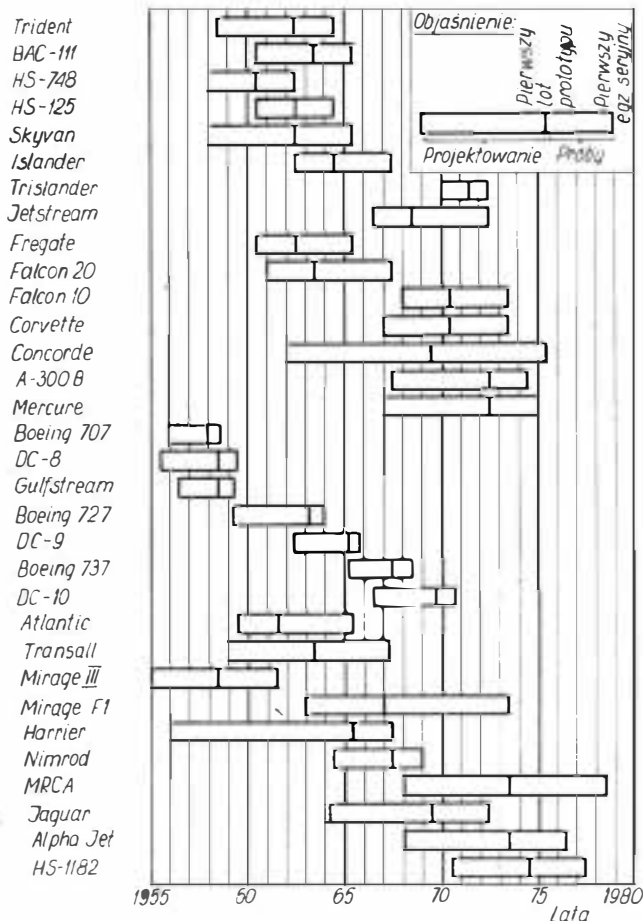
W okresie pierwszego etapu planowania (1960 r.) koszty miały wynosić (w cenach roku 1962) do 1500 mln fr. W roku 1969 nakłady już przekroczyły 8700 mln fr., w pół roku później 9800 mln fr., wreszcie w czerwcu 1972 r. osiągnęły sumę 12 mld franków.

Według danych z lutego bieżącego roku, Francja i Anglia wydatkowały na ten cel 14 mld fr. (ok. 3 mld dol.).

Przyczynę tego wzrostu widzi się przede wszystkim w gwałtownej inflacji i rewaluacji niektórych walu, oceniając ich wpływ na 8400 mln franków.

Należy jednak zwrócić uwagę, że oblot Concorde został opóźniony o blisko cztery lata. A więc o wiele wyższe musiały być m. in. nakłady na robociznę, koszty materiałowe itp. Następnie, w czasie prowadzenia prac rozwojowych na jaw wyszło wiele nieprzewidzianych trudności, stale należało poprawiać usterki i błędy konstrukcyjne, których się nie spodziewano. A dalej: przedsiębiorstwa, które zgłosiły chęć ewentualnego zakupu samolotów, w miarę zaostżenia się przepisów, dotyczących ochrony środowiska, występowały z postulatami obniżenia poziomu hałasu silników i zmniejszenia do minimum szkodliwości gazów wylotowych. W tym przypadku znacznego udoskonalenia i dopracowania wymagały silniki Olympus 593. A więc wpływ miały i czynnik czasu i zmiany konstrukcyjne. Reasumując, wzrost

2. Czas rozwoju samolotów



nakładów na prace rozwojowe w przypadku samolotu Concorde (do lutego 1974 r.) wyniósł około 1000%.

Amerykańskie czasopismo „Forbes” w żartobliwej formie oceniło wartość kosztów prac rozwojowych i budowy 4 prototypów Concorde stwierdzając, że za sumy wydatkowane na ten cel Francja i Anglia mogłyby wykupić pakiet akcji kontrolnych całego przemysłu lotniczego Stanów Zjednoczonych.

Oto motywacja czasopisma: szacunkowa wartość 51% kapitału zakładowego przedsiębiorstw przemysłu lotniczego (a więc wartość udziałów, zapewniających rzeczywistą kontrolę nad ich działalnością) wynosi 2376 mln dol. Wiemy zaś, że w przeliczeniu szacunkowym na dolary, prace rozwojowe i budowa prototypów samolotu Concorde pochłonęły do 1.I.1974 r. ponad 2700 mln dol. Teoretycznie zatem istniałaby możliwość rozciągnięcia kontroli nad całym amerykańskim przemysłem lotniczym. W tym przypadku jednak chodzi nie tylko o żart, gdyż zdaniem „Forbes” poczynania Francji i Anglii świadczą o rozrutności Europejczyków.

Od sprzedaży Concorde w poważnej mierze zależy przyszłość francuskiego przemysłu lotniczego, w szczególności zaś tempo jego dalszego rozwoju. Pomijając jednak bieżące zyski czy straty, wynikające z opóźnionego startu sprzedaży samolotów Concorde, należy stwierdzić, że tak Francja jak i Anglia już uzyskały korzyści niewymierne. Są one wynikiem prac badawczych nad systemem wyposażenia awionicznego, zastosowaniem nowych materiałów, awangardowych rozwiązań konstrukcyjnych, aerodynamicznych itp. Podobnie bardzo poważne korzyści niewymierne uzyskują Amerykanie z realizacji lotów kosmicznych.

Przy okazji należy wspomnieć, że wzrost kosztu rozwoju samolotu Concorde dał w wyniku wzrost ceny sprzedaży samolotu z 11 mln dol. (jak początkowo planowano) do 40—47 mln dol. (w chwili obecnej).

Amortyzacja kosztów rozwoju samolotów

Gwałtowny wzrost wartości kosztów prac rozwojowych spowodowany wydłużeniem cyklu prac B+R oraz zwiększeniem cen materiałów i robocizny — ma poważny wpływ na rentowność przedsiębiorstwa. Dzisiaj uważa się za wielki sukces, gdy koszty prac rozwojowych, powiększone o wartość oprzyrządowania koniecznego do rozpoczęcia produkcji seryjnej, zostaną zamortyzowane po sprzedaży stukilkudziesięciu samolotów.

Jako przykład takiej szybkiej amortyzacji stawiany jest samolot Fokker F-27 Friendship. Wszystkie wymienione koszty zamortyzowały się po sprzedaży 130 sztuk tych samolotów. Należy jednak mieć na uwadze, że Friendship jest samolotem stosunkowo prostym, tanim, przystoimiowym turbośmigłowym „koniem roboczym” (do 1.I.1974 r. Fokker wyprodukował 603 samoloty Friendship).

Zgoła inaczej przedstawia się sprawa amortyzacji dużych samolotów pasażerskich albo takich, przy budowie których zastosowano awangardowe rozwiązania techniczno-konstrukcyjne i wymagających nowych tworzyw oraz materiałów konstrukcyjnych

opracowywanych i produkowanych przede wszystkim z myślą o danym wyrobie. Jest to przypadek samolotu Concorde.

Według obecnej oceny dopiero sprzedaż 300 samolotów Concorde, 350 Airbusów A-300B i 450 samolotów Mercure pokryje koszty prac rozwojowych oraz wartość oprzyrządowania dla seryjnej produkcji. Dodajmy jeszcze, że stanie się to możliwe jedynie przy odpowiednio wysokiej cenie sprzedaży (jej uzyskanie jest jednak dosyć wątpliwe). W przypadku zaś „ceny równowagi”, tj. pokrywającej tylko koszty bieżącej produkcji, minimalny zysk i niezbędny procent narzutu na spłatę amortyzacji — producent będzie musiał wytworzyć co najmniej dwa razy więcej tych samolotów.

Wydaje się nam, że należy raczej pesymistycznie zapatrywać się na możliwość zamortyzowania kosztów prac B+R trzech wielkich francuskich programów samolotów cywilnych, tj. Concorde, Airbus A-300B i Mercure.

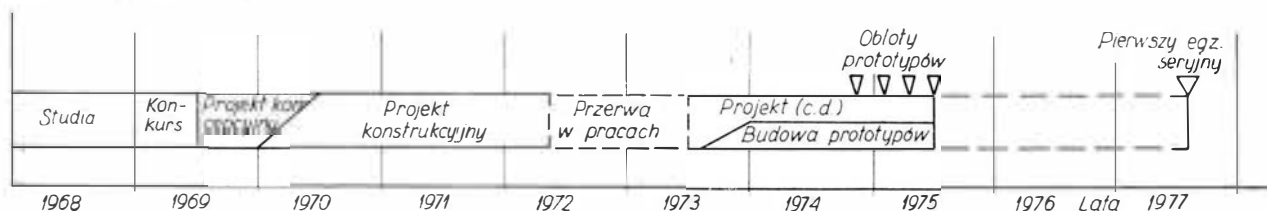
Wobec amerykańskiej konkurencji na światowym rynku samolotów pasażerskich (80% składu floty samolotów pasażerskich w krajach kapitalistycznych pochodzi z USA, a na rynku tego kraju stanowią one nawet 100%), ewentualnego stosowania przez producentów z Atlantyku dumpingowych cen i udzielania odbiorcom bardzo tanich kredytów, na które relatywnie uboga Europa nigdy nie będzie mogła sobie pozwolić — szansa sprzedaży tak wielkiej liczby europejskich samolotów pasażerskich wydaje się utopią.

Amortyzacja kosztów rozwoju silników

Amortyzacja prac rozwojowych nad silnikami odrzutowymi wymaga sprzedania 2500 silników. Przyczyny tego zjawiska należy dopatrywać się w niższej cenie jednostkowej silnika niż płatowca, podczas gdy koszty studiów i prac rozwojowych nad tym sprzętem są proporcjonalnie znacznie większe. Dlatego też producent silników turbinowych musi zbudować więcej sztuk swego wyrobu, aby osiągnąć próg rentowności po spłacie amortyzacji.

Zjawisko to występuje również w przypadku przekonstruowania odmiany wojskowej silnika na odmianę cywilną. Odnosi się to np. do znajdującego się w końcowym etapie prac rozwojowych silnika CFM-56 (o ciągu około 10 ton przeznaczonego do następnej generacji samolotów pasażerskich) produkowanego w kooperacji przez francuską SNECMA i amerykańską firmę General Electric na bazie wojskowych silników francuskiego SNECMA M-53 i amerykańskiego GE-F-101. Zgodnie z założeniami planowanymi z 1972 r., koszty te miały pochłonąć 200 mln dol., ale zważywszy, że wskutek nałożonego (w 1972 r.) przez Departament Stanu embargo na dostawy elementów gorących do Francji — prace rozwojowe zostały zahamowane na rok, wobec czego można założyć, iż ich koszty wzrosną.

Znacznie większe kwoty producent (albo państwo finansujące dany program) musi poświęcić na studia, prace B+R i OK, gdy chodzi o silnik nowatorski. Na wymienione koszty w odniesieniu do silnika F-100-PW-100 o ciągu 10 ton przeznaczonego do amerykańskiego samolotu bojowego nowej generacji F-15 Eagle (w dopracowaniu kolejna odmiana rozwojowa



3. Przebieg projektowania samolotu Alpha Jet

tego silnika, tj. F-100-PW-401 do morskiego samolotu bojowego F-14 Tomcat) została asygnowana suma 532 mln dol., w tym budowa 48 silników do prób hamownianych na ziemi i 42 sztuki do prób w powietrzu.

Przedłużenie czasu rozwoju a koszty

W tym miejscu chcielibyśmy jeszcze raz podkreślić znaczenie czynnika czasu jako elementu wywierającego zasadniczy wpływ na wysokość kosztów prac rozwojowych, a zatem na przyszłą cenę sprzedażną i rentowność programu produkcyjnego. Jak wykazują wykresy przebiegu realizacji programów Concorde czy MRCA-Panavia itp., w każdym przypadku planowany okres prac rozwojowych był, z tych czy innych powodów, znacznie przedłużany, co w drastyczny sposób zwiększało koszty i odwlekało termin rozpoczęcia normalnej eksploatacji.

Jedynie w przypadku francusko-zachodnioniemieckiego samolotu treningowo-szturmowego Alpha Jet terminy zostały dotrzymane i według posiadanego przez nas rozeznania, planowana cena sprzedażna nie będzie podniesiona. Cena gotowego do lotu Alpha Jet, według obliczeń przeprowadzonych w 1972 r. przez zachodnioniemieckiego kooperanta, miała wynosić w chwili rozpoczęcia produkcji seryjnej ok. 1 mln dol. dla treningowej odmiany francuskiej. I cena ta, jak dotychczas została zachowana.

Ale... okres prac rozwojowych nad Alpha Jet jest znacznie krótszy niż w przypadku np. MRCA-Panavia. I fakt ten wiele tłumaczy, stanowi on bowiem wzorcowy przykład znaczenia i wpływu czynnika czasu na ekonomiczne wyniki działalności przedsiębiorstwa przemysłu lotniczego.

Czas rozwoju a wejście na rynek

Przedłużenie etapu prac rozwojowych odwleka termin rozpoczęcia normalnej eksploatacji samolotów pasażerskich, co pociąga za sobą i dla producenta i przewoźnika lotniczego, którzy zamówią dany samolot, nie tylko straty bieżące, ale również i straty rzutuujące na przyszłość. Opóźnienie powoduje lukę w dostawach przewidzianych przez producenta danego sprzętu, który „wypada z rynku”, a miejsce jego sprzętu może zająć konkurent.

Zjawisko to wyjaśnia schemat (rys. 4) na którym przedstawiono cykl trwałości wyrobu podzielony na 4 podstawowe etapy; na rys. 5 nałożone są na siebie krzywe życia wyrobów tego samego producenta, przy czym każdy następny wyrób zaspokaja w sposób udoskonalony zapotrzebowanie odbiorcy wypierając z rynku wyrób gorszy. Stary wyrób, osiągnąwszy

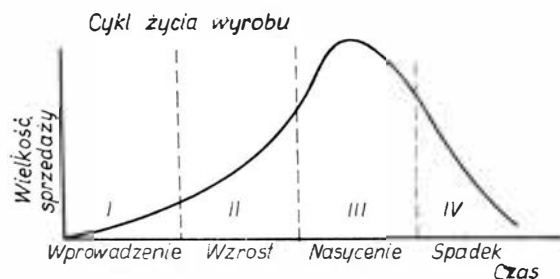
„optimum sprzedaży”, schodzi z rynku z powodu coraz niższej aprobaty użytkownika. Polityka produkcyjna i handlowa powinna zmierzać do utrzymania się na rynku przez wprowadzenie na czas do sprzedaży nowego wyrobu.

Na rysunku 5 przedstawiono prawidłową sytuację wprowadzenia na rynek nowego wyrobu tak, aby na określonym etapie popyt rynkowy na wyrób stary i nowy równoważył się.

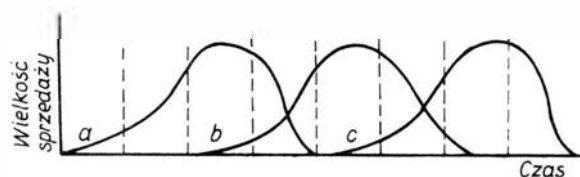
Prawidłowość powyższych rozważań znajduje potwierdzenie przy analizie dostaw samolotów pasażerskich (w mniejszym stopniu wojskowych) na rynki krajów kapitalistycznych dokonywanych przez producentów z USA i Francji.

W chwili gdy przedsiębiorca amerykański wypuszcza na rynek nowy typ samolotu pasażerskiego zdołał już uzyskać (lub uzyskuje) korzyści i zyski pochodzące ze sprzedaży poprzednio wyprodukowanych samolotów. Francja buduje trzy nowe typy samolotów pasażerskich (Concorde, Airbus i Mercure), które jednocześnie znajdują się na etapie prób w locie przed certyfikatem, nie mając praktycznie żadnego pasażerskiego samolotu dla dostawy, gdyż zakończyła produkcję samolotów Caravelle jako przestarzałych.

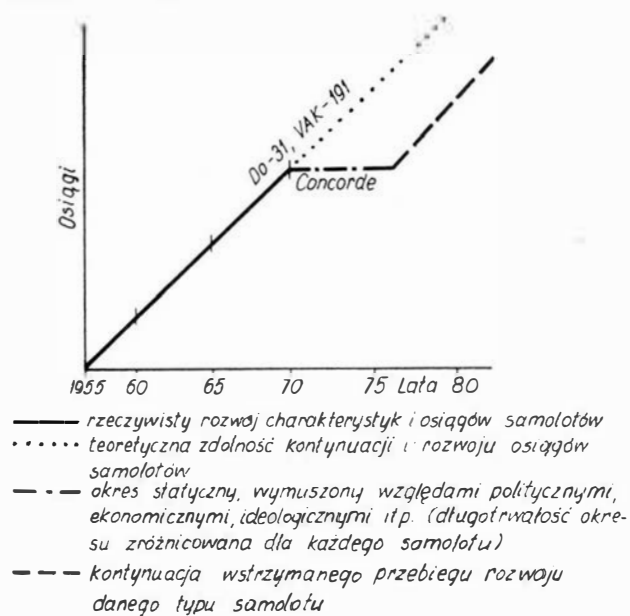
Pomiędzy sprzedażą ostatniej Caravelle a dostawą nowych samolotów wytworzyła się luka. Tak że w przypadku nawet pomyślnego rozwoju sprzedaży tych samolotów (poczynając od 1975 r.), cena jednostkowa przez pewien, prawdopodobnie dłuższy czas, nie będzie pokrywała własnych kosztów pro-



4. Cykl trwałości wyrobu



5. Kolejne wprowadzanie wyrobów na rynek



6. Teoretyczny i rzeczywisty techniczny rozwój produkcji sprzętu lotniczego

dukcji, gdyż opłacalność następuje, jak to wyżej przedstawiliśmy, dopiero po dostawie pewnej określonej liczby sztuk.

I w tym przypadku opóźnienie dostaw samolotów we właściwym czasie na rynek zostało spowodowane przedłużeniem się etapu prac rozwojowych.

Wydaje się, że wykazaliśmy, na tych przykładach znaczenie czynnika czasu i czasochłonności prac rozwojowych, rozumianych w najszerszym tego słowa znaczeniu, na ekonomikę rozwoju produkcji i jej rentowność.

Wyprzedzenie przez technikę możliwości ekonomicznych

I jeszcze jeden aspekt zagadnienia kosztów prac rozwojowych i czynnika czasu.

Znany fizyk i historyk nauki John Desmond Bernal był pierwszym człowiekiem, który użył terminu „rewolucja naukowo-techniczna”. W roku 1939 Bernal napisał „...dla rewolucji naukowo-technicznej znamienne jest wyprzedzające tempo rozwoju nauki i techniki w porównaniu z rozwojem ekonomicznym”. Mając na względzie niepowodzenie sprzedażne samolotu Concorde spowodowane grą amerykańskich producentów sprzętu lotniczego i czynników oficjalnych, które poszły przemysłowcom na rękę, wysuwając

nieistotne zarzuty w stosunku do Concorde, aby zamowić jego sprzedaż — dodalibyśmy jeszcze do sformułowania Bernala pojęcie „polityka”. W ten sposób zakończenie sformułowania miałooby brzmienie: „wyprzedzające tempo rozwoju nauki i techniki w porównaniu z rozwojem ekonomicznym i stosunkami politycznymi”.

Dotychczas pisaliśmy o kosztach prac rozwojowych nad lotniczym sprzętem, który został zrealizowany i odbywa próby w locie lub wszedł do eksploatacji. Zdarzają się jednak przypadki, kiedy producent lub państwo zainwestowali bardzo poważne środki finansowe, lecz przewidywany program nie został zrealizowany, lub okazał się niewypałem handlowym zgodnie z tezą Bernala, że technika wyprzedza istniejącą infrastrukturę. Np. w Stanach Zjednoczonych pod koniec lat sześćdziesiątych przerwano prace nad wszystkimi prototypami pionowzłotów.

Innym klasycznym przykładem jest fiasko zachodniemieckiego programu pionowzłotów: transportowego wojskowego Do-31 i pionowzłotu bojowego VAK-191. Oba te samoloty, które wykazały się dobrymi właściwościami lotnymi oraz przyszłościowymi rozwiązaniami konstrukcyjnymi i technicznymi (prototypy) stanowią już praktycznie obiekt muzealny. Do-31 urodził się przedwcześnie, gdyż rynek jeszcze nie wykazuje popytu na ten rodzaj samolotów — są zbyt kosztowne w stosunku do korzyści, które mogłyby dać przyszłym użytkownikom. Na bojowy VAK-191, również zabrakło nabywcy krajowego, zaś na rynku amerykańskim wyprzedził go angielski pionowzłot Harrier, od dawna wypróbowany i wzbudzający zaufanie. Koszty prac rozwojowych nad pionowzłotami według danych Niemieckiej Izby Kontroli pochłonęły 1500 mln marek zachodniemieckich, czyli około 500 mln dolarów. W tym przypadku rząd RFN finansujący to przedsięwzięcie wyrzucił pieniądze w powietrze. Ale czy naprawdę? Jesteśmy skłonni mniemać, że zostały uzyskane pewne korzyści niewymierne, które będą owocować w przyszłości.

W tym przypadku możliwości techniczne ponownie wyprzedziły stosunki ekonomiczne.

Drugi przykład — Concorde. Z wiadomych względów sprzedaż tego samolotu idzie bardzo opornie. Zamówienia opiewają na dostawę 9 sztuk. Praktycznie zatem technika znów wyprzedziła zapotrzebowanie rynku. Jesteśmy jednak przekonani, że już za kilka najbliższych lat rozpocznie się run na pasażerskie samoloty naddźwiękowe. Pozostaje tylko pytanie, który kraj będzie ich dostawcą?

W następnym numerze...

W artykule wstępnym przypomnimy początki lotnictwa, które odbywają się od 30 lat z okazji Dnia Święta Polskiego Lotnictwa.

Następnie podamy opis, charakterystykę i zasadę działania pomocniczego urządzenia startowego POHWARO. Jest to rakietka pulsacyjna opracowana na zasadzie rakietki parowej, która m.in. umożliwia nawet dwukrotne skrócenie czasu startu niektórych typów samolotów; stosowana jest w lotnictwie cy-

wilnym i wojskowym.

W drugiej części artykułu Praktyczne zastosowanie metody Howarda-Czencowa podane będą przykłady obliczania belek zginanych i osiowo ściskanych ilustrowane licznymi rysunkami i wzorami.

W drugiej części artykułu Porty lotnicze w nowoczesnym świecie przedstawiona będzie rola portu lotniczego jako części składowej transportu oraz warunki zapewniające sprawne działanie portu lotniczego.

W następnym artykule podajemy historię polskiego eksportu lotniczego, szerzej omawiając działalność utworzonego w 1971 r. przedsiębiorstwa eksportowo-importowego PEZETEL.

O zasadach wyboru procesu renowacji łopatek sprężarek i turbin silników odrzutowych można się dowiedzieć z kolejnego artykułu. Po omówieniu sposobu wytwarzania łopatek podane są wnioski dotyczące wyboru obróbki zależnie od rodzaju uszkodzenia.

Rozwiązania konstrukcyjne mocowania usterzeń szybowców

Usterzenie płytowe szybowca Elfe S-3 składa się z dwóch połówek z rurowym dźwigarem. Każda z nich wyposażona jest w gniazdo nasadzone na nieruchomy czop wystający z okucia umieszczonego w usterzeniu pionowym. Ruch przekazywany jest za pośrednictwem okucia (gniazda rury dźwigarowej), przemieszczającego się (po łuku) w górę i w dół. Usterzenie obraca się wokół osi czopa.

Niedzielony statecznik wysokości Libelle — mocowany jest we wcięciu statecznika kierunku, przy czym czopy na tylnych okuciach (umieszczone na zawiasach) stanowią zarazem napęd obu połówek steru wysokości. Przedni punkt bezpośrednio łączy statecznik z kadłubem i umożliwia przestawianie statecznika.

Usterzenie płytowe AS-W15 jest zamocowane w ten sposób, że osią obrotu jest oś rurowego dźwigara. Każda z połówek usterzenia jest nasadzana na dźwigar i na dwa czopy, dzięki czemu możliwe jest uniknięcie zbyt dużych luzów w sterowaniu, bez stosowania ciasnego pasowania czopów do otworów.

Liczba sworzni łączących jest w tym rozwiązaniu niewielka.

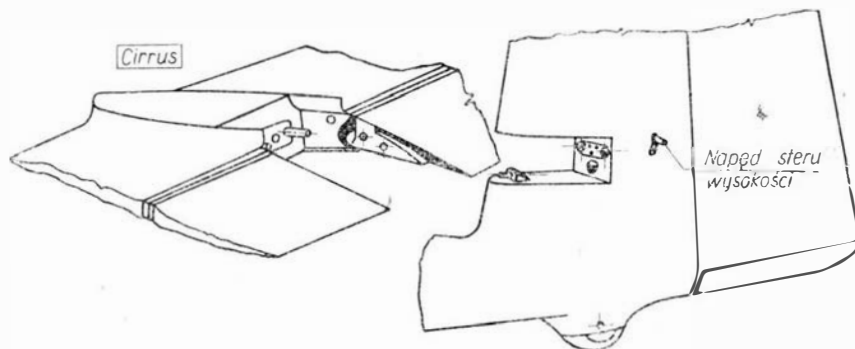
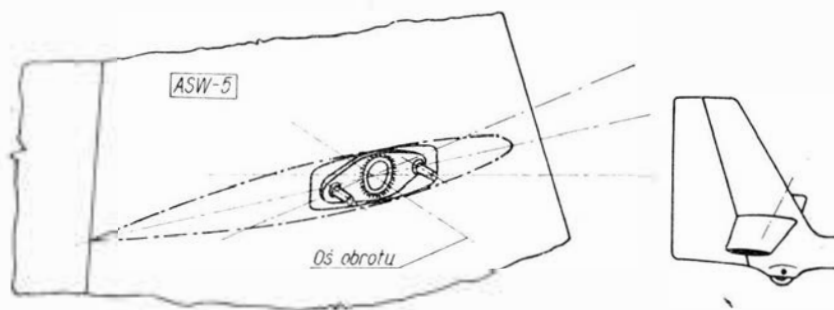
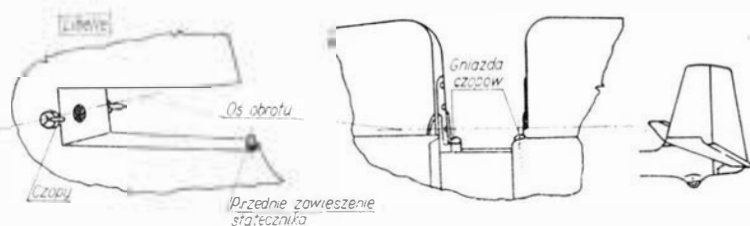
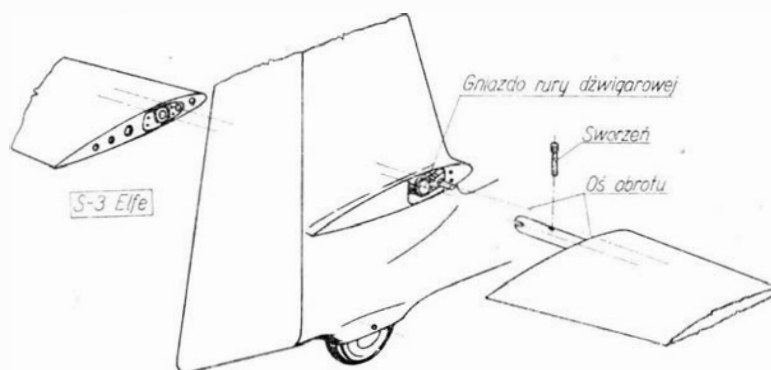
Niedzielony statecznik poziomy Cirrusa mocowany jest podobnie jak w Libelle, w wycięciu statecznika pionowego. Tylnie okucia stanowią dwa czopy, wchodzące w otwory w stateczniku pionowym, przedni — sworzень, którego nakrętka zabezpiecza usterzenie od wysunięcia do przodu. Napęd obu połówek steru wysokości stanowią czopy wystające z usterzenia pionowego.

Obie połówki usterzenia płytowego HP-14S są nasadzane na wystającą ze statecznika pionowego rurę. Rura ta przejmuje wszystkie obciążenia ze statecznika, służy też do napędu (za pomocą dźwigienki); oś obrotu leży poza rurą. Usterzenie jest wyposażone w klapkę dociążającą napędzaną w ten sposób, że w czasie obrotu usterzenia listwa związana z klapką ślizga się po nieruchomym czopie wystającym z

usterzenia pionowego. System ten służy też do wyważania podłużnego szybowca (przestawianie czopa uruchamia klapkę jako trymer).

Usterzenie poziome szybowca Foka 5 jest zawieszane na szczycie skośnego usterzenia pionowego.

Jest ono łączone za pośrednictwem dwóch sworzni z ruchomą płaską częścią, zawieszoną na łożyskach i napędzaną od drążka. Usterzenie mocuje się przez wkręcanie przedniego sworznia — przez obrót przeciwny; zabezpieczenie usterzenia



ROZWIĄZANIA KONSTRUKCYJNE...

od obrotu wokół podłużnej osi szybowca — przez oparcie o górną powierzchnię okucia.

Usterzenie płytowe szybowca Phoebus stanowi całość z masą wyważającą. Stożkowy element mocujący zakończony czopem jest wsuwany w gniazdo w stateczniku poziomym. Widelcowe okucie napędu steru zazębia się ze sworzniem zawiasowo umocowanego okucia napędu w stateczniku pionowym.

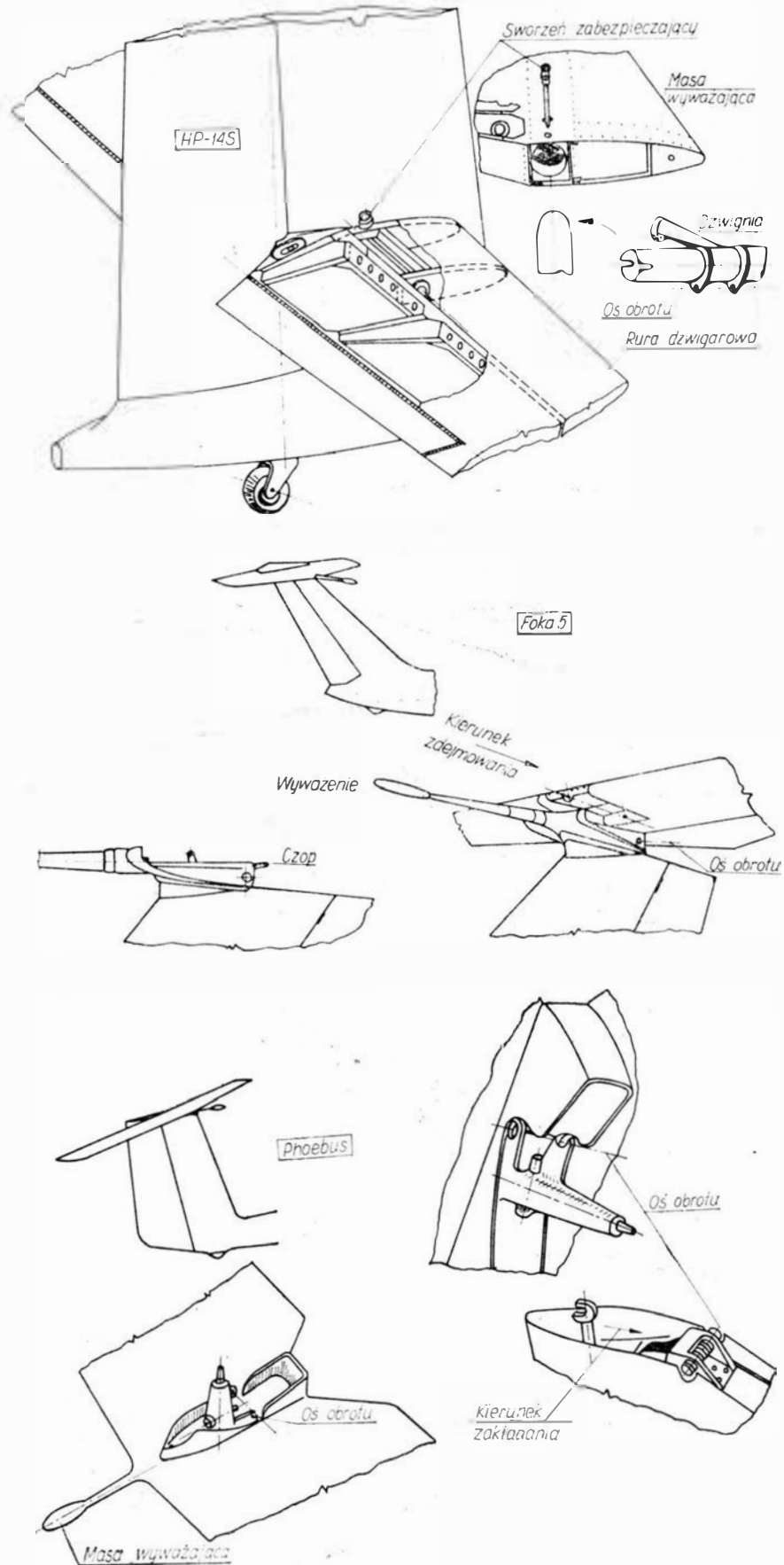
Statecznik wysokości AS-W 12 jest umocowany za pośrednictwem dwupunktowego tylnego okucia przejmującego także moment w kierunku poprzecznym oraz sworznia przedniego; mocowane przez wsunięcie do tyłu. Napęd obu połówek steru przekazywany od dźwigni wystającej z usterzenia pionowego. Blokowane za pośrednictwem zamka dostępnego od dołu po odchyleniu steru kierunku w bok.

Usterzenie płytowe LS-1 jest mocowane do ruchomego (sterowanego) elementu zawieszzonego na usterzeniu pionowym. Dwa sworznie z tyłu przejmują siły pionowe, poziome, podłużne i boczne, zaś sworznie umieszczone na wystającej dźwigni z przodu uniemożliwiają swobodny obrót wokół tylnych sworzni, oraz przekazuje ruch sterowania usterzeniem i zabezpiecza usterzenie przed spadnięciem do przodu.

Statecznik wysokości LS-1f jest nakładany od góry na statecznik kierunku; połączenie stanowi czop z przodu i bagnet wystający z usterzenia — z tyłu. Usterzenie dociągane jest od góry śrubą, napęd zaś niezłomnego steru wysokości — za pośrednictwem dźwigni.

Usterzenie płytowe szybowca Diamant jest odcinane łącznie z elementem zawieszania. Element ten jest wsuwany w poziome gniazdo w głębi usterzenia i przetykany sworzniem, przejmującym wszystkie obciążenia. Napęd statecznika — zaczepem w części przedniej.

Usterzenie płytowe szybowca BS-1B jest zawieszane podobnie jak Diamanta, ale tu element zawieszania jest mocowany w części górnej za pośrednictwem dwóch czopów, wchodzących w gniazda, przejmowanie zaś sił pionowych

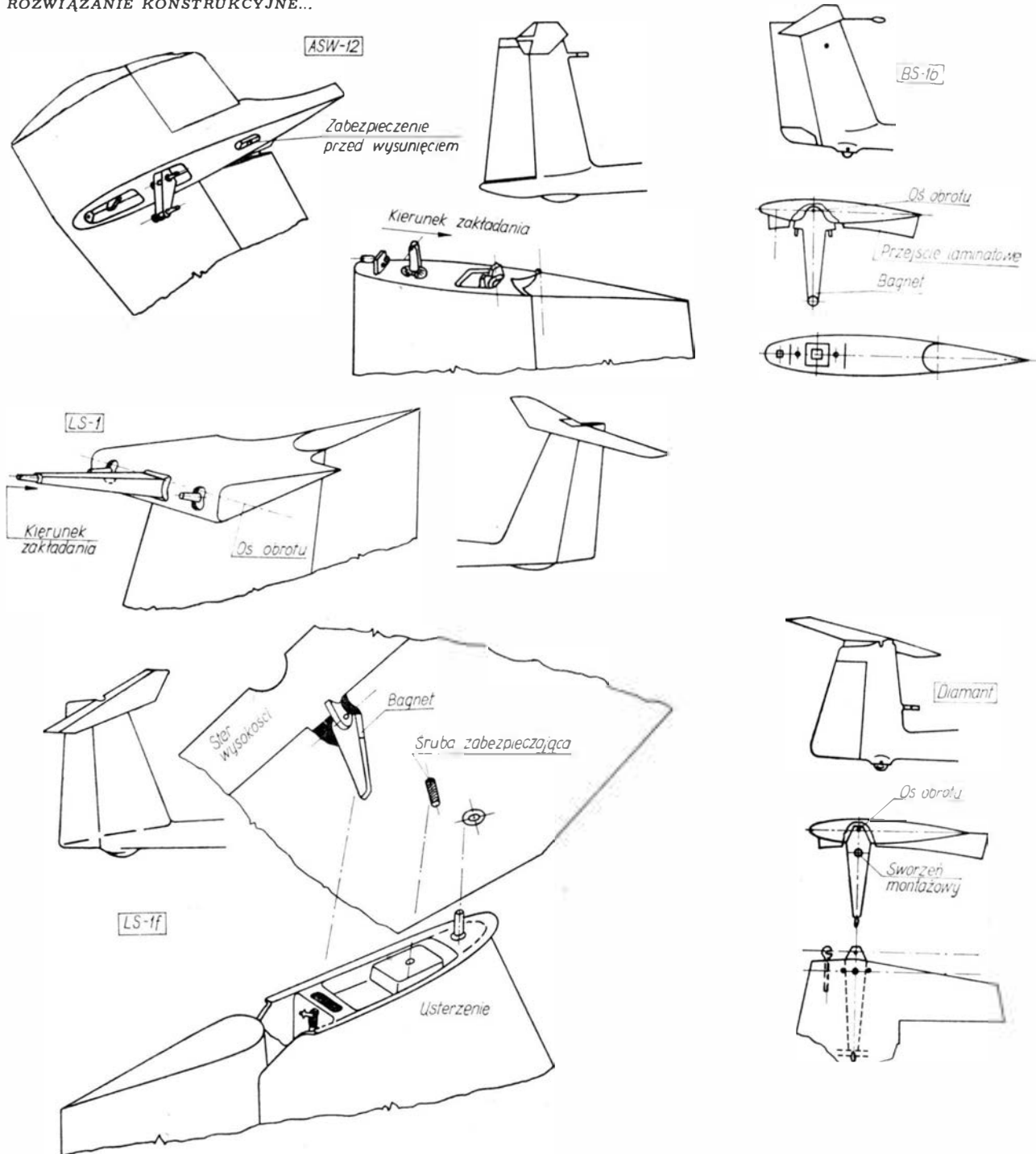


odbywa się za pośrednictwem sworznia w części dolnej.

Konstrukcja ta wydaje się być sztywniejsza niż rozwiązanie Dia-

manta, napęd statecznika — podobnie jak w Diamancie.

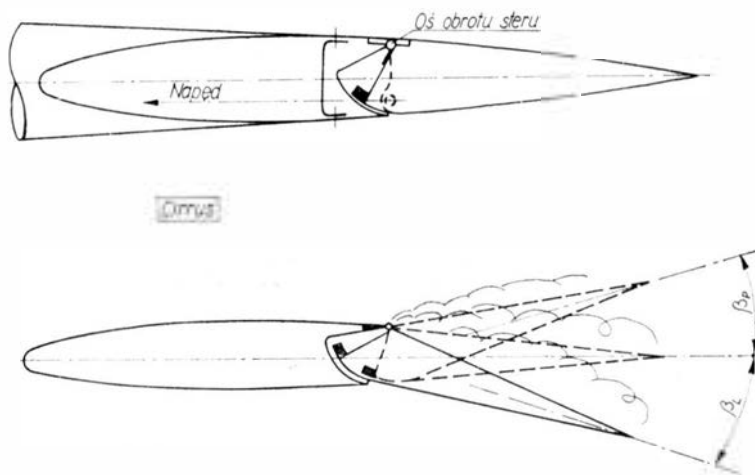
Ster kierunku szybowca Cirrus jest zawieszony na zawiasie, umie-



szczególnej na prawej powierzchni statecznika. Rozwiązanie to umożliwia — przy usterzeniu bezszeliniowym — uniknięcie wystającej dźwigni sterowania, przy jednoczesnym dość dużym ramieniu tej dźwigni. Wadą rozwiązania może być ułatwione oderwanie strug z profilu załamanego, wywołane przez krawędź, jaką tworzy ten profil w miejscu zawiasy.

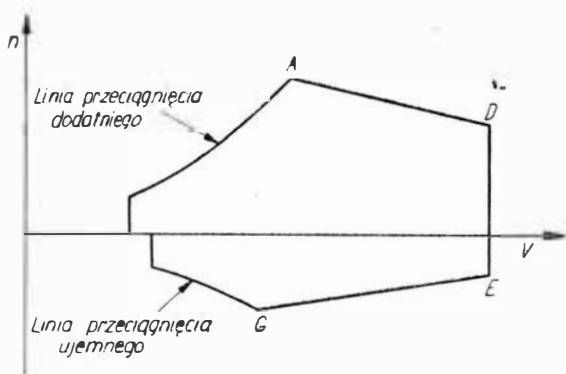
Na podstawie cyklu artykułów Milana Forejła w „Letectvi i kosmonautika” rocznik 1973, oprac.

A. K.



Krzywa obciążeń szybowca z klapą prędkościową

Optymalizacja osiągow szybowca uzyskiwana przez zastosowanie kłapy prędkościowej (taka bowiem nazwa przyjęła się w światowej nomenklaturze szybowcowej dla kłapy wychylanej do dołu i do góry), stała się w ostatnich kilku latach regułą dla konstrukcji klasy otwartej. Zmiana własności aerodynamicznych profilu skrzydła powodowana wychyleniami kłapy znajduje konsekwentne odbicie w sposobie wyznaczania obciążeń szybowca [1]. Stosunkowo niedługi jeszcze okres eksploatacji szybowców wyposażonych w kłapy prędkościowe nie dostarczył na razie pełnego materiału statystycznego, który umożliwiłby ujęcie zagadnienia obciążeń w przepisach budowy szybowców. Jedynie najnowsze wydanie międzynarodowych przepisów OSTIV-1971 porusza ów problem, jednakże



w sposób bardzo ogólny [2]. W okresie redagowania Polskich Przepisów Budowy Sprzętu Lotniczego z roku 1959 kłapa prędkościowa była jeszcze nieznaną [3].

W artykule omówiony został tok postępowania przy obliczaniu krzywej obciążeń szybowca (wyposażonego w kłapę prędkościową) w sposób teoretyczny oraz próba praktycznego podejścia do zagadnienia, mająca na celu ułatwienie ustalania warunków użytkowania, gdyż właśnie to jest celem wykonywania dokumentacji obliczeniowej.

Przy projektowaniu polskich szybowców „kłapowych” SZD-37x Jantar, SZD-38 Jantar 1 i SZD-40x Hałny oparto się na przepisach OSTIV-1971, one też stanowią bazę dalszych rozważań.

Wielkości charakterystyczne krzywej obciążeń

Krzywa obciążeń, tj. wykres współczynnika obciążenia n w funkcji prędkości lotu V wymaga wyzna-

W artykule podano sposób obliczania krzywej obciążeń szybowca wyposażonego w kłapę prędkościową. Kłapę prędkościową stosuje się od kilku lat w konstrukcjach klasy otwartej, dzięki czemu uzyskuje się optymalne osiągi szybowców.

Kłapy prędkościowe zastosowano w polskich szybowcach: SZD-37 Jantar, SZD-38 Jantar 1 oraz SZD-40X Hałny.

Podane w artykule założenia ułatwiają obliczenia oraz ustalanie warunków użytkowania szybowców z kłapą prędkościową. Autor przedstawił na XIV Kongresie OSTIV w Australii w styczniu br.

czenia obu tych parametrów dla określonych punktów charakterystycznych (rys. 1).

Wielkość współczynnika obciążenia n określona jest przepisami i zależy w przypadku obciążeń sterowanych od kategorii obciążeniowej szybowca, a w przypadku lotu w burzliwej atmosferze od intensywności napotkanego podmuchu pionowego.

Prędkości lotu są między innymi funkcją zasadniczych współczynników aerodynamicznych szybowca:

- $C_{z \max}$ — współczynnik siły nośnej towarzyszący przeciągnięciu w locie normalnym
- $C_{z \min}$ — współczynnik siły nośnej towarzyszący przeciągnięciu w locie odwróconym
- $C_{x \min}$ — minimalny współczynnik oporu szybowca
- $\frac{dC_z}{d\alpha}$ — pochylenie charakterystyki współczynnika siły nośnej w funkcji kąta natarcia.

Współczynniki te są różne dla różnych wychyleń kłapy. Dla określenia obwiedni obciążeń należy dokonać analizy stanów występujących w konfiguracji podstawowej (kłapa w neutrum) oraz w przypadkach granicznych (kłapa wychylona maksymalnie do dołu i do góry).

Wielkości współczynników aerodynamicznych dla wspomnianych trzech konfiguracji podstawowych w przypadku polskich szybowców z kłapą prędkościową przedstawiono w tabelicy 1.

Obwiednia obciążeń sterowanych

Obwiednia teoretyczna

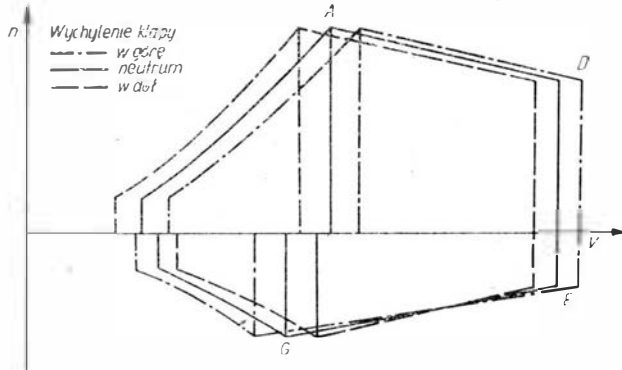
Wielkości współczynnika obciążenia dla poszczególnych charakterystycznych punktów obwiedni obcią-

Tabela 1

Szybowiec	Rozpiętość [m]	Kąt wychylenia kłapy [°]	C_z max	C_z min	C_x min	$\frac{dC_z}{d\alpha}$ [1/mal]
SZD-37x Jantar	17,5	+8	1,39	-0,66	0,0195	4,72
		0	1,25	-0,80	0,0140	5,14
		-8	1,05	-1,00	0,0110	5,40
SZD-38 Jantar 1	19,0	+8	1,395	-0,66	0,0150	4,71
		0	1,255	-0,80	0,0100	5,21
		-8	1,045	-1,00	0,0075	5,44
SZD-40x Hałny	20,0	+7	1,19	-0,512	0,0166	6,56
		0	1,20	-0,800	0,0140	6,36
		-7	0,92	-1,088	0,0117	6,35

Tablica 2

Współczynniki obciążenia	Kategoria obciążenia	
	użytkowe	akrobacyjne
n_A	5,3	6,5
n_D	4,0	5,3
n_E	-1,5	-3,9
n_G	-2,65	-4,0



2

żeń sterowanych (zwanej też krzywą wyrwania) określone są przepisami i zależą od kategorii obciążeniowej szybowca (tabl. 2).

Prędkości lotu w poszczególnych charakterystycznych punktach obwiedni obciążeń sterowanych zgodnie z wymaganiami przepisów OSTIV-1971 wynoszą: prędkość przeciągnięcia w locie normalnym:

$$V_s = \sqrt{\frac{2Q}{\rho SC_{z\min}}} \quad (1)$$

oraz w locie odwróconym:

$$V_s = \sqrt{\frac{2Q}{\rho SC_{z\min}}} \quad (2)$$

prędkość wyrwania dodatniego:

$$V_a = V_s \sqrt{n_A} \quad (3)$$

oraz ujemnego:

$$V_G = V_s \sqrt{|n_G|} \quad (4)$$

maksymalna prędkość lotu nurkowego:

$$V_D = V_E = 18 \sqrt[3]{\frac{Q}{SC_{x\min}}} \quad [\text{km/h}] \quad (5)$$

gdzie:

- Q — maksymalny ciężar szybowca w locie,
- S — powierzchnia nośna,
- ρ — gęstość powietrza.

Prędkości lotu są funkcjami współczynników aerodynamicznych, są zatem różne dla różnych położenia klapy.

Podobnemu zróżnicowaniu ulegają linie przeciągnięcia dodatniego:

$$n = \left(\frac{V}{V_s}\right)^2 \quad (6)$$

ujemnego:

$$n = -\left(\frac{V}{V_s}\right)^2 \quad (7)$$

Uzyskana obwiednia obciążeń sterowanych dla trzech typowych położenia klapy (rys. 2) jest właściwie zespołem trzech obwiedni reprezentujących trzy odrębne szybowce różniące się charakterystyką aerodynamiczną. Taka interpretacja odpowiada ściśle filozofii budowy krzywej wyrwania, ale bardzo komplikuje problem ustalania warunków użytkowania. Aby szybowiec oddać w ręce użytkownika, należy podać mu dopuszczalną prędkość wyrwania oraz maksymalną dopuszczalną prędkość lotu nurkowego umieszczając odpowiednią informację na tabliczce w kabinie. W praktyce stosowane jest stopniowane wychylenie klapy, tzn. kilka położenia w górę i kilka w dół. Tabliczka warunków użytkowania byłaby mocno „rozbudowana”, a tym samym w użyciu całkowicie niepraktyczna. Również sam tok dokumentacji obciążeniowej szybowca stawałby się mało przejrzysty zarówno dla konstruktora, jak dla organów nadzoru. Zachodzi więc konieczność wprowadzenia pewnych uproszczeń, zapewniających jednak pełny poziom bezpieczeństwa eksploatacyjnego projektowanej konstrukcji.

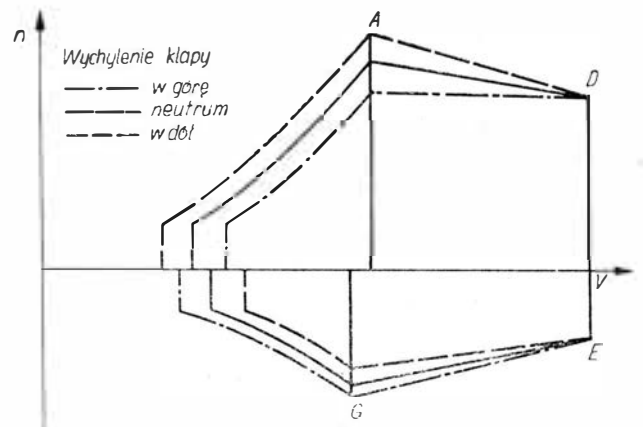
Obwiednia praktyczna

Biorąc pod uwagę względy eksploatacyjne w obliczeniach praktycznych należy założyć jedną ustaloną wartość prędkości wyrwania V_{A0} oraz V_{G0} (lot normalny i lot pęcowy) obliczoną dla konfiguracji podstawowej (klapa w neutralum). Dla tej samej konfiguracji należy ustalić jedną wartość prędkości maksymalnej w locie nurkowym V_{D0} . Krzywa obciążeń sterowanych ulegnie wówczas uproszczeniu (rys. 3). Określone przepisami wartości współczynnika obciążenia n_A i n_G zachowane zostają tylko w konfiguracji podstawowej, czyli neutralnego położenia klapy. Dla innych położenia muszą być wyliczone z zależności:

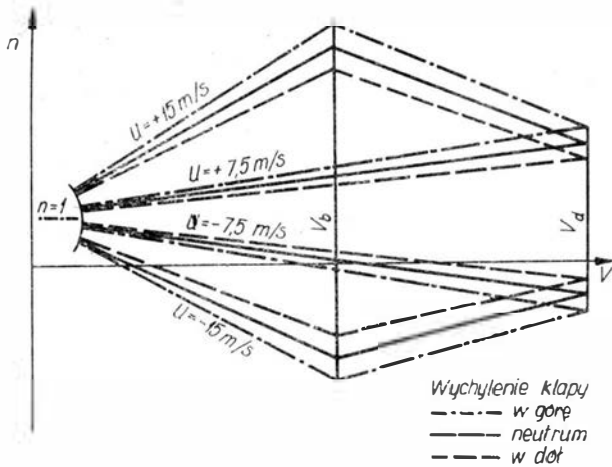
$$n_A = \frac{\rho SC_{z\max}}{2Q} V_{A0}^2 \quad (8)$$

$$n_G = \frac{\rho SC_{z\min}}{2Q} V_{G0}^2 \quad (9)$$

Współczynniki n_D i n_E pozostają zgodne z przepisem, a modyfikacji ulegają tylko przebiegi prostych A—D i E—G.



3



4

Taka interpretacja krzywej wyrwania zapewnia wymagany poziom bezpieczeństwa projektowanej konstrukcji i znacznie ułatwia ustalenie warunków użytkowania, okupione jednak pewnym wzrostem współczynnika obciążenia przy dodatnim wychyleniu kłapy w locie normalnym i ujemnym wychyleniu w locie plecowym, w stosunku do współczynnika wymaganego przepisami.

Obciążenia od podmuchów

Zastosowanie praktycznej obwiedni obciążeń sterowanych z jedną ustaloną prędkością wyrwania V_{A0} niezależnie od konfiguracji kłapy wprowadza także uproszczenie przy wyznaczaniu obciążeń od podmuchów.

Wielkość współczynnika obciążenia wywołwanego podmuchem pionowym o intensywności U [m/s] przy prędkości lotu V , zgodnie z wymaganiami OSTIV-1971, wynosi:

$$n = 1 \pm \frac{1/2 \rho K U \frac{dC_z}{da}}{Q/S} \quad (10)$$

gdzie: K — współczynnik złagodzenia podmuchu.

Przepisy OSTIV-1971 przewidują działanie podmuchów o intensywności $U = \pm 7,5$ m/s podczas lotu z prędkością V_D , oraz podmuchów $U = \pm 15$ m/s podczas lotu z prędkością V_b , stawiając jednocześnie warunek: $V_b \geq V_A$. W praktyce najczęściej przyjmuje się warunek graniczny $V_b = V_A$, gdyż ustalenie większej wartości V_b przy OSTIV-owskim współczynniku złagodzenia K prowadzi do zbyt wysokich współczynników obciążenia, wymagających dla zapewnienia niezbędnego poziomu bezpieczeństwa właściwego wymiarowania wytrzymałościowego konstrukcji, co z kolei podnosi ciężar szybowca. W zależności (10) w

liczniku występuje wielkość dC_z/da , zależna od konfiguracji kłapy [1]. Fakt ten sprawia, iż proste podmuchów $n = f(V)$ przy $U = \text{const}$ mają różne pochlenia dla różnych wychyleń kłapy (rys. 4).

Wprowadzenie ujednoczonych prędkości V_{A0} i V_{D0} umożliwia łatwe ustalenie granicznych wartości współczynników obciążenia, które pojawią się na 2 prostych pionowych reprezentujących wartość wymienionych prędkości lotu.

Zastosowanie krzywej teoretycznej, zgodnie z którą każdemu wychyleniu kłapy towarzyszyłaby inna prędkość lotu w atmosferze burzliwej, biorąc jednocześnie pod uwagę zmienność współczynnika dC_z/da wprowadza zarówno komplikację natury obliczeniowej, jak też zagmatwanie warunków użytkowania.

Wnioski

Szybowce klasy otwartej wyposażone w kłapy prędkościowe wymagają odmiennego podejścia do zagadnienia wyznaczania obwiedni obciążeń. Zmienność współczynników aerodynamicznych wywoływana różnymi położeniami kłapy wprowadza niejednoznaczność w stosowanych dotychczas zasadach ustalania warunków użytkowania. Parametrem kontrolowanym przez pilota w locie jest prędkość, ona więc powinna stanowić wartość podstawową. Ustalenie jej niezależnie od konfiguracji kłapy, umożliwia obliczenie wynikowego współczynnika obciążenia, który pojawi się w locie w sposób automatyczny, albowiem wynikający z własności aerodynamicznych szybowca. Ponieważ szybowce użytkowe nie są wyposażone w przyspieszeniomierz, wiązanie warunków użytkowania z wartością współczynnika obciążenia n nie zapewnia bezpieczeństwa lotu w sposób jednoznaczny.

Omówione założenia ułatwiające zarówno tok obliczeń, jak i procedurę ustalania warunków użytkowania, były tematem propozycji przedstawionych na XIV Kongresie OSTIV w Waikerie, Australia [4].

Narastające z roku na rok doświadczenia konstrukcyjne i eksploatacyjne, przy rosnącej popularności szybowców „kłapowych” w klasie otwartej, umożliwią zebranie szerszego materiału niezbędnego do dokonania modyfikacji przepisów dotyczących zarówno projektowania, jak eksploatacji sprzętu szybowcowego.

Literatura

1. Stafiej W.: Właściwości aerodynamiczne szybowców z profilem o zmiennej geometrii, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1973 nr 5
2. OSTIV Airworthiness requirements for sailplanes, Sept. 1971
3. Przepisy Budowy Sprzętu Lotniczego, część G Szybowce, 1959
4. Stafiej W.: Loadings and flight limitations of the sailplane having the speed flap, XIV OSTIV-Congress. 1974, Waikerie, Australia

Zawiadamy naszych Czytelników i Autorów o zmianie telefonu redakcji.

Nasz aktualny telefon 43-59-38

Jednocześnie prosimy o kontaktowanie się z redakcją w godzinach 10.00–13.00

Praktyczne zastosowanie metody Howarda-Czencowa

Obliczanie belek zginanych i osiowo ściskanych

Obliczanie belek obciążonych momentami zginającymi, siłami poprzecznymi oraz siłą podłużną metodami rachunkowymi jest trudne i uciążliwe. W przypadkach szczególnych belek prostoosiowych stosowane jest zastąpienie metody rachunkowej metodą wykreślną w układzie współrzędnych biegunowych. Sposób wykreślny opracowany został w piśmiennictwie angielskim przez Howarda, zaś w piśmiennictwie rosyjskim przez Czencowa. Mimo że sposób ten znany jest od wielu lat i wzmianki o nim i zasady jego konstrukcji znajdują się w kilku podręcznikach i czasopismach, w większości uzasadnionych przypadków nie jest stosowany w praktyce inżynierskiej. Wynika to najczęściej z braku rozeznania o możliwościach stosowania takiej metody wykreślniej dla różnych, niejednokrotnie nietypowych układów obciążeń ciągłych lub skupionych, momentów zginających i siły podłużnej. Celem artykułu jest wskazanie na wielu przykładach zakresu stosowania metody wykreślniej, od przypadków najprostszyc do rzadziej spotykanych i nietypowych. We wstępie przypomniano o warunkach stosowania metody Howarda, podano zasady przejścia z układów współrzędnych prostokątnych do układu biegunowego oraz podano wyjściowe przykłady wykresów będące podstawą dalszych rozważań.

Metoda Howarda-Czencowa polega na ręcznym wyrugowaniu z ogólnych równań współrzędnej ugięcia, przez co otrzymuje się równania różniczkowe II rzędu, ale zawierające jako niewiadomą tylko moment. Daje to możliwość wykreślnego znalezienia momentów bez wyznaczania stałych całkowania, które mają od razu pewne znaczenie geometryczne i są ze sobą geometrycznie powiązane. Momenty i siły poprzeczne w metodzie wykreślniej przedstawiają się jako rzędne wykresu biegunowego. Wykresy biegunowe mogą być używane do wyznaczania wielkości momentu gnącego i sił poprzecznych (tnących) w poszczególnych przekrojach belki (dźwigara), obciążonego siłami normalnymi i siłą podłużną ściskającą pod następującymi warunkami:

- dana część belki jest lub może być przyjęta jako prosta,
- obciążenia zewnętrzne i momenty końcowe są znane,
- belkę (dźwigar) można podzielić na części (podpręsła), na których nie ma nieciągłości obciążenia, lub też nie ma nagłych zmian momentu bezwładności belki, to znaczy, że w każdym podprzędle występuje stałe obciążenie ciągłe i stały moment bezwładności belki lub też w przybliżeniu można je uważać za stałe.

W konstrukcji samolotu często spotyka się pręty lub belki ściskane obciążone jednocześnie zginaniem — są to elementy kratownic kadłuba lub łoża silnika, wsporniki podwozia lub części mechanizmów. Już samo znalezienie naprężeń maksymalnych wymaga dość kłopotliwego rachunku, zaś określenie przebiegu momentu wzdłuż długości pręta jest bardzo pracochłonne. Przedstawiona metoda umożliwia szybkie i łatwe rozwiązanie pewnych zagadnień z tej grupy, odznacza się przejrzystością i poglądowością; dlatego jej systematyczny wykład opatrzony przykładami i obszernymi wyjaśnieniami jest niezwykle cenny dla wszystkich, którzy stykają się z zagadnieniami obliczeń w budowie samolotów.

Konstrukcja wykresów biegunowych

W przypadku spełniania podanych na wstępie wymagań, można przyjąć układ obciążeń belki ugiętej, jak przedstawiono na rysunku 1. Przeszło belki obciążone jest momentami $M_n, -M_{n+1}$, siłą poziomą S_n , siłami pionowymi V_n, V_{n+1} i obciążeniem ciągłym q_n .

Moment sił zewnętrznych względem przyjętego przekroju x_n będzie równy:

$$M = M_n - V_n(a_n + x_n) + \frac{1}{2} q_n(a_n + x_n)^2 - S_n y$$

Po dwukrotnym zrózniczkowaniu względem x_n otrzymuje się:

$$\frac{d^2 M}{dx_n^2} = q_n - S_n \frac{d^2 y}{dx_n^2} \quad (1)$$

Wstawiając przybliżone równanie linii ugięcia

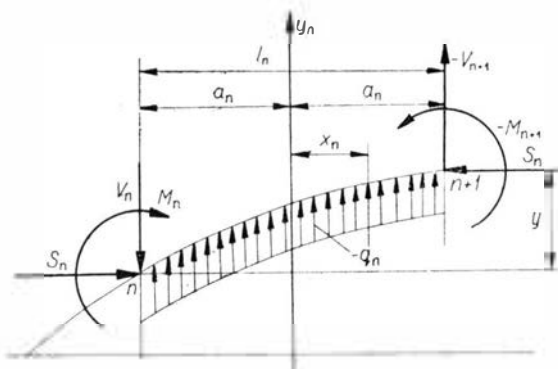
$$\frac{d^2 y}{dx_n^2} = \frac{M}{|EJ|_n}$$

do poprzedniego równania (1), otrzymuje się

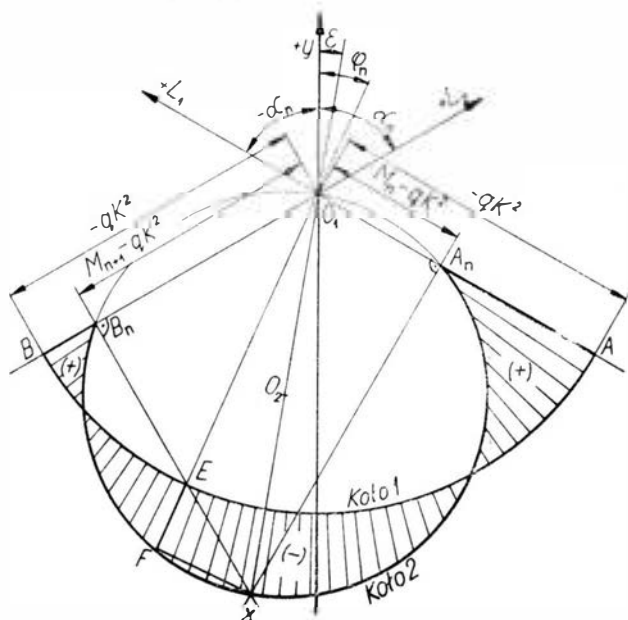
$$\frac{d^2 M}{dx_n^2} = q_n - \frac{S_n}{|EJ|_n} \cdot M$$

Po wprowadzeniu oznaczenia $K_n^2 = \frac{|EJ|_n}{S_n}$ i uporządkowaniu otrzymuje się równanie

$$\frac{d^2 M}{dx_n^2} + \frac{1}{K_n^2} M = q_n \quad (3)$$



1



krojom leżącym między n i $n + 1$ odpowiada pęk prostych przechodzących przez środek układu O_1 , a zawartych między prostymi odpowiadającymi krańcowym przekrojom belki.

Na wykresie biegunowym odmierza się w kierunku dodatnim osi moment dodatni, to jest taki, który dąży do obrócenia lewej części belki w kierunku ruchu wskazówek zegara. Obciążenie ciągle (rys. 1), jako zginające lewy koniec belki w kierunku przeciwnym, przyjęto jako ujemne.

Na wykresie wyznacza się najpierw łuk AB koła 1, którego promień $R_1 = -qK^2$, czyli po ujemnej stronie wycinka ograniczonego osiami L_1 i L_2 . Następnie odmierza się odcinki momentów podporowych. Chcąc mieć od razu momenty wypadkowe wynikające z sumowania promieni wodzących kół 1 i 2, należy odcinki momentów podporowych odmierzać w kierunku dodatnim — na osi L_1 z punktu A moment $M = AA_n$ i na osi L_2 z punktu B moment $M_{n+1} = BB_n$.

Dla wyznaczenia koła 2 należy z punktów A_n i B_n wykreślić prostopadłe do osi L_1 i L_2 przecinające się w punkcie X . Prosta O_1X jest średnicą poszukiwanego koła 2, a punkt O_2 w połowie średnicy jest jego środkiem. Obwód koła 2 przechodzi przez punkty A_n , B_n i początek układu O_1 .

Praktyczne wyznaczenie wykresu biegunowego wykonuje się następująco. Po wykreśleniu osi y i oznaczeniu środka O_1 wyznacza się L_1 i L_2 odchylone od osi o kąty

$$a_n = \frac{a_n}{K_n} \text{ radianów, czyli } a_n^0 = 57,3 \frac{a_n}{K_n} \text{ stopni}$$

lub $2 a_n^0 = 57,3 \frac{l_n}{K_n}$

Z środka układu O_1 należy wykreślić łuk koła 1 promieniem:

$$R_1 = qK^2 = q \frac{EJ}{S} \text{ [kGcm]} \quad (9)$$

Przyjąwszy na R_1 pewną długość należy ustalić skalę wykresu momentów: jeżeli a cm odpowiada promieniowi R_1 , to 1 cm wykresu oznacza $c = \frac{qK^2}{a}$.

Niech $b(\overline{FF})$ na rysunku 2) oznacza długość odcinka odpowiadającego momentowi M_x , wtedy rzeczywista wielkość momentu jest równa $M_x = c \cdot b = \frac{b}{a} qK^2$ [kGcm].

Kolejno z punktu A należy odmierzyć moment podporowy M_n , zaś z punktu B moment M_{n+1} , następnie z punktu A_n i B_n prostopadłe wyznaczające punkt X . Na średnicy O_1X należy wyznaczyć środek O_2 koła 2 i zakreślić koło 2 między osiami L_1 i L_2 . Rzędne promieniowe ze środka O_1 między łukami koła 1 i koła 2 dają szukane wielkości momentów gnących w kolejnych przekrojach belki na długości l .

Chcąc wyznaczyć moment gnący w dowolnym przekroju belki, odległym na przykład o długość x od osi y , należy obliczyć kąt φ z równania (5), wykreślić prostą odchyloną od osi y o kąt φ a przechodzącą przez początek układu O_1 i odmierzyć między łukami kół 1 i 2 odcinek EF , który jest miarą momentu wypadkowego w danym przekroju. Moment ten w omawianym przypadku (według rysunku 2) ma znak

2

Równanie to po scałkowaniu przedstawia się następująco

$$M = q_n K_n^2 + C_n \cdot \cos \left| \frac{x}{K_n} - \varepsilon_n \right| \quad (4)$$

gdzie C_n i ε_n są stałymi całkowania, natomiast bezwymiarową wielkość przedstawia się w postaci

$$\frac{x}{K_n} = \varphi_n \quad (5)$$

Równania te umożliwiają odwzorowanie liniowe układu belki przedstawionego na rysunku 1 na układ biegunowy jak na rysunku 2, przy czym poszczególnym przekrojom belki (rys. 1) odpowiada pęk prostych (rys. 2), a odległościom między dwoma przekrojami odpowiadają kąty między prostymi pęku.

Po wstawieniu stałej z równania (5) otrzymuje się:

$$M = q_n K_n^2 + C_n \cdot \cos |\varphi_n - \varepsilon_n| \quad (6)$$

Równanie to można rozłożyć na dwie składowe:

$$M_I = q_n K_n^2 \quad (7)$$

$$M_{II} = C_n \cdot \cos |\varphi_n - \varepsilon_n| \quad (8)$$

gdzie

$$M = M_I + M_{II}$$

Równanie (7) jest we współrzędnych biegunowych równaniem koła 1 (rys. 2), którego środek leży w początku układu współrzędnych, a promień jego jest $-q_n K_n^2$.

Równanie (8) we współrzędnych biegunowych jest równaniem koła 2 (rys. 2), które przechodzi przez początek układu współrzędnych, a średnica jego równa stałej całkowania C_n nachylona jest do osi układu y , przechodzącej przez środek podprzesła, pod kątem ε_n .

Wykres Howarda kreśli się w ten sposób, że przejściu z lewej na prawą stronę przekroju belki odpowiada na wykresie biegunowym obrót wokół początku układu O_1 w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara. Dodatni kierunek osi zaznaczany jest strzałkami. Przekrojowi n belki odpowiada prosta L_1 na wykresie biegunowym, natomiast przekrojowi $n + 1$ odpowiada prosta L_2 . Wszystkim innym prze-

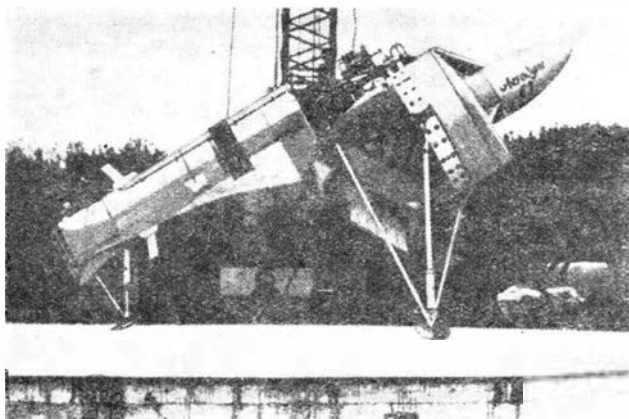


LOT PROBLEMY

W bieżącym numerze zamiast artykułu poświęconego problemom LOT w Kartotece TLiA przedstawiamy samoloty eksploatowane przez LOT.

nowości techniczne

Próby „Aerodyny” Lippischa



We wrześniu 1972 r. przeprowadzono pierwszą próbę w zawisie bezpilotowego, bezskrzydłowego urządzenia pionowego startu i lądowania zbudowanego według koncepcji Aleksandra Lippischa przez firmę Dornier System i nazwanego Aerodyne. Próba potwierdziła obliczeniowe własności pojazdu i wykazała niezawodność sterowania jego położeniem. Aby uniknąć uszkodzenia urządzenia zamocowane ono zostało do liny dźwigu, która jednak w czasie próby nie była napięta.

Jak wiadomo, koncepcja aerodyny Lippischa polega na wykorzystaniu strumienia wewnętrznego do wytworzenia zarówno siły napędowej, jak i siły nośnej przez odpowiednie odchylenie strumienia za pomocą układu kłap, przy czym efekt jest potęgowany przez strumień wtórny, zewnętrzny. W przypadku urządzenia Dornier Aerodyne strumień wewnętrzny jest wytwarzany przez wentylator.

Aerodyne jest prototypem urządzeń wojskowych przeznaczonych do obserwacji pola walki.

W. K.

Programy badawcze firmy Plessey

Przy okazji otwarcia nowego ośrodka badawczego firmy Plessey ujawniono programy badań, którymi obecnie zajmuje się ta firma.

Pierwszy z nich dotyczy urządzenia obrazującego pracującego na podczerwieni przy wykorzystaniu zespołu czujników piroelektrycznych, do których należą czujniki trójglicerynosiarczanowe i ceramiczne. Obecnie stosowane urządzenia obrazujące na podczerwieni pracują na chłodzonych czujnikach fotonowych albo niechłodzonych czujnikach termicznych, które wytwarzają obraz z dość znacznym opóźnieniem; poza tym są one duże i ciężkie. Nowe, lekkie urządzenia obrazujące będą mieć szybkość wytwarzania

obrazu 20 do 40 kadrów na sekundę.

Drugi program to opracowanie urządzenia umożliwiającego przedstawianie danych nawigacyjnych wprost na mapach, przy czym wszystkie szczegóły na mapach muszą pozostać widoczne. Zastosowanie symbolów świetlnych czyni zbędnym ręczne nanoszenie danych i stanowi w ten sposób częściową automatyzację czynności nawigacyjnych.

Trzeci program stawia sobie za cel rozwój metod umożliwiających identyfikację celu za pomocą radaru. Jak wiadomo, w przypadku gdy impulsy wysyłane przez radar są krótkie w stosunku do wymia-

rów „oświetlanego” przez radar celu, kształt fali echa zależy od kształtu celu. W związku z tym przeprowadza się próby mające wykazać możliwość rozpoznawania typu samolotu, nie odpowiadającego na sygnały IFF, na podstawie echa radarowego. Zastosowano w tym celu odwzorowywanie urządzeń radarowych o dużej rozdzielczości za pomocą urządzeń akustycznych. Przy użyciu fal o długości ok. 1/10 wymiarów celu udało się rozpoznać samoloty Canberra, F-111 i Ił-28. Przypuszcza się, że w przyszłości będzie można rozpoznawać na tej zasadzie okręty podwodne i pojazdy lądowe.

W. K.

Dalszy ciąg ze str. 17

PRAKTYCZNE ZASTOSOWANIE...

ujemny, ponieważ odcinek EF ma kierunek ujemny, gdyż odmierza się w kierunku ujemnym od łuku koła 1 do łuku koła 2.

Z wykresu na rysunku 2 można również odczytać siłę tnącą w dowolnym przekroju x . Miarą siły tnącej w przekroju $x(\varphi_x)$ jest odcinek FX . Siła tnąca jest dodatnia, to znaczy dąży do przesunięcia lewej części belki do dołu, gdy sprowadzenie osi danego przekroju x na wykresie biegunowym do osi OX , która jest średnicą odpowiedniego koła 2, wymaga obrotu w kierunku zgodnym z ruchem wskazówek zegara. W podanym przykładzie siła tnąca jest ujemna, gdyż przejście od prostej OF do prostej OX wymaga obrotu przeciwnego ruchowi wskazówek zegara.

Z rysunku 2 widać, że maksymalny moment występuje w przekroju odpowiadającym prostej OX , natomiast maksymalna siła tnąca (poprzeczna) występuje w jednym z przekrojów krańcowych (w n lub $n + 1$).

Momenty i siły tnące (poprzeczne) odczytane na wykresie biegunowym należy przenieść na wykres liniowy, to znaczy odpowiednie wartości momentów i sił tnących należy odłożyć pod odpowiednimi przekrojami wzdłuż rozpiętości belki, pamiętając tylko, że kolejnemu przekrojowi x odpowiada kąt α_x .

Dokończenie w następnym numerze

Pasażerski samolot turbośmigłowy krótkiego i średniego zasięgu

KONSTRUKCJA. Wolnonośny górno-platek konstrukcji metalowej, półskorupowej.

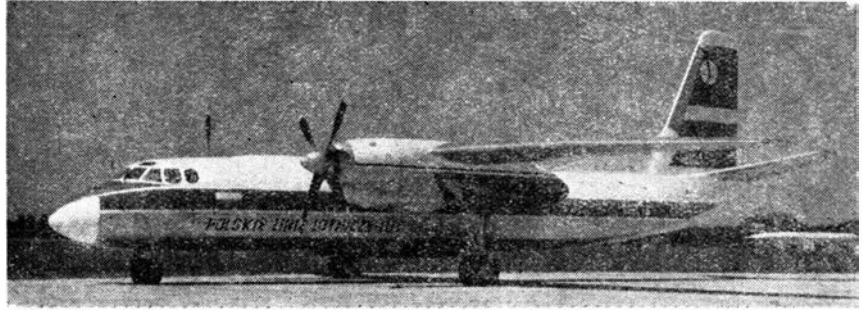
Platek. Piecioletniowy, dwudźwigarowy zaopatrzony w kłapy dwuszczelinowe w częściach zewnętrznych i kłapy jednoszczelinową w części środkowej. Na lotce kłapka wyważająca.

Usterzenie. Konstrukcja półskorupowa. Na sterze wysokości kłapki wyważające, na sterze kierunku sprężynowa kłapka odciążająco-wyważająca.

Kadłub. Typu półskorupowego o przekroju kołowym, ściętym od dołu. Kabina ciśnieniowa utrzymująca do wysokości 2800 m, ciśnienie jak na poziomie morza. Kabina załogi dla trzech osób — dwóch pilotów i mechanika. Kabina pasażerska mieści od 44 do 52 foteli w czterech rzędach, z regulowanym położeniem oparcia i poręczy. Tapicerka wnętrza kabiny wykonana jest z tworzywa sztucznych. Kabina ma izolację cieplną i dźwiękową, wyposażona jest w urządzenia wentylacyjne. W ciągu godziny powietrze w kabine jest wymieniane około 28 razy. Drzwi wejściowe o rozmiarach 1400x750 mm znajdują się z lewej strony tyłu kabiny. Bufet i toaleta naprzeciw drzwi wejściowych, bagażniki przed i za kabiną pasażerską. Drzwi bagażników z prawej strony kadłuba. Oprócz swojego głównego przeznaczenia, spełniają one także rolę awaryjnych wyjść. Dodatkowe dwa mniejsze wyjścia awaryjne znajdują się pod skrzydłem po jednym z każdej strony kadłuba. Wyjście awaryjne dla załogi znajduje się w dachu kabiny.

Podwozie. Trójzespolowe ze sterowanym podwójnym kołem przednim (700x250 mm). Koła główne (900x300 mm) bliźniacze, z hamulcami hydraulicznymi.

Napęd. Dwa silniki turbośmigłowe Iwczenko AI-24 drugiej serii o mocy startowej 2550 KM, z możliwością stosowania wtrysku wody dla utrzymania pełnej mocy przy wysokiej temperaturze otoczenia. Śmigła czteropłatowe



AW-72 metalowe, o stałych obrotach z możliwością ustawiania w chora-giewkę oraz na zerowy skok dla hamowania na dobiegu. Średnica śmigła — 3,9 m.

Wyposażenie. Polskie samoloty pasażerskie An-24W są wyposażone w urządzenia radionawigacyjne według wymagań LOTu. Na wyposażenie to składają się: dwie radiostacje UKF R802 G/M (RSIU-5GM), nadajnik KF R836 Neon, odbiornik KF US-8K, zestaw nawigacyjny i do lądowania bez widoczności ziemi VOR/ILS Marconi AD-260 oraz układ pilotażowo-nawigacyjny SDU Priwod — ANE m.in. wskazujący pilotowi właściwe wychylenie sterów podczas podejścia do lądowania. Ponadto w skład wyposażenia wchodzi: pilot automatyczny AP-28E1D, radar meteorologiczny RPSN-2 Emblema, radiowysokościomierz RW-UM, radiobusola ARK-11, busola giromagnetyczna GMK-1G i izotopowy sygnalizator oblodzenia RIO-2M. Samolot An-24W wyposażony jest w instalację przeciwpożarową, automatyczną w obrębie gondol silnikowych oraz gaśnice w kabine.

Instalacja hydrauliczna samolotu służy do uruchamiania podwozia oraz kłap, sterowania kołem przednim, hamowania kół podwozia, napędu wycieraczek szyb kabiny i do awaryjnego przestawiania śmigła w chora-giewkę.

Instalacja elektryczna samolotu zasilana jest z prądorozruszników, awa-

ryjnie z akumulatorów, zaś na ziemi z turbogeneratora TG-16 umieszczonego w prawej gondoli silnikowej. Na samolocie stosowany jest prąd stały 28,5 V i zmienny 115 V. Energia elektryczna służy między innymi do rozruchu silników, oświetlenia zewnętrznego i wewnętrznego samolotu. Ponadto odbiornikami prądu elektrycznego są układy sygnalizacyjne, wyposażenie radiowe, wyposażenie przeciwpożarowe samolotu, układ ogrzewania i sygnalizacji oblodzenia. W instalacji przeciwooblodzeniowej ciepłe powietrze pobierane ze sprężarek silników ogrzewa krawędzie natarcia skrzydeł i usterzeń oraz krawędzie chwytów powietrza do silników.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot An-24 został zaprojektowany przez biuro O. K. Antonowa w Kijowie. Pierwszy oblot samolotu odbył się 20 grudnia 1959 roku. W 1962 roku wyprodukowano pierwsze seryjne egzemplarze. Do regularnej komunikacji na liniach Aerofłotu samolot wszedł w 1963 roku. Początkowo produkowany An-24 dla 44 pasażerów został zastąpiony przez odmianę An-24W dla 52 osób. An-24 jest eksploatowany w wielu krajach świata. W barwach Polskich Linii Lotniczych LOT An-24W lata od 1966 roku. Samoloty zakupione przez PLL LOT otrzymały następujące znaki rejestracyjne: SP-LTA, SP-LTB, SP-LTC, SP-LTD, SP-LTE, SP-LTF, SP-LTG, SP-LTH, SP-LTI, SP-LTK, SP-LTL, SP-LTM, SP-LTN, SP-LTO, SP-LTP, SP-TLR, SP-LTS.

DANE TECHNICZNE

Wymiary główne

Rozpiętość	29,3 m
Długość	23,53 m
Wysokość	8,32 m
Powierzchnia nośna	74,98 m

Kabina pasażerska

Szerokość	2,78 m
Długość	9,69 m
Wysokość	1,91 m

Ciężary

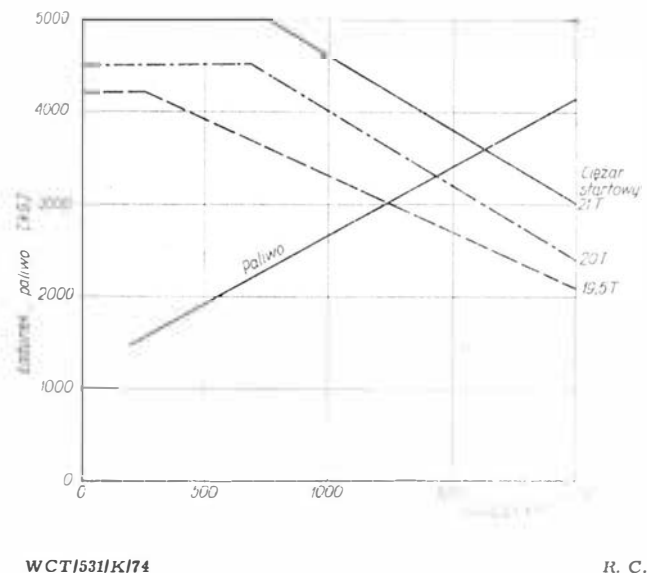
Maks. ciężar start.	21 000 kG
Ciężar własny	13 400 kG
Maks. ciężar ład.	5000 kG
Maks. ciężar paliwa	3950 kG

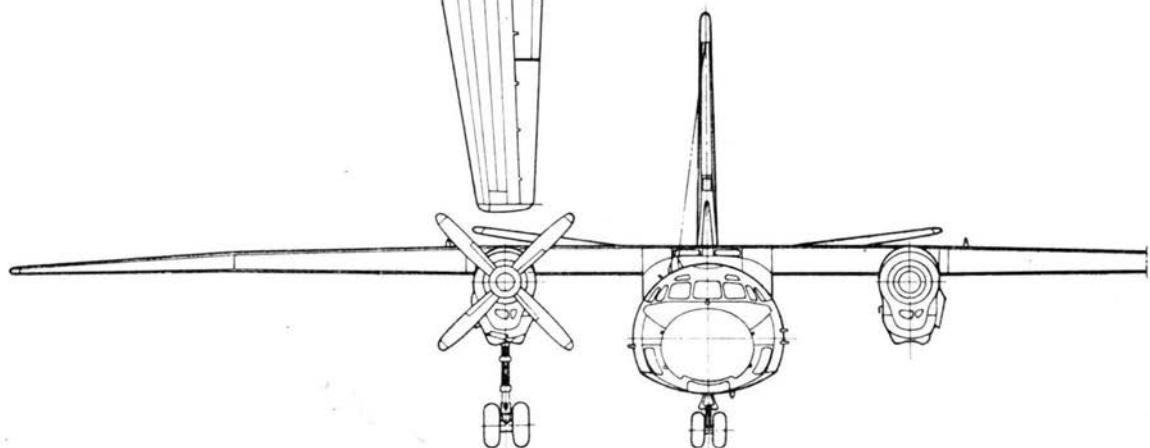
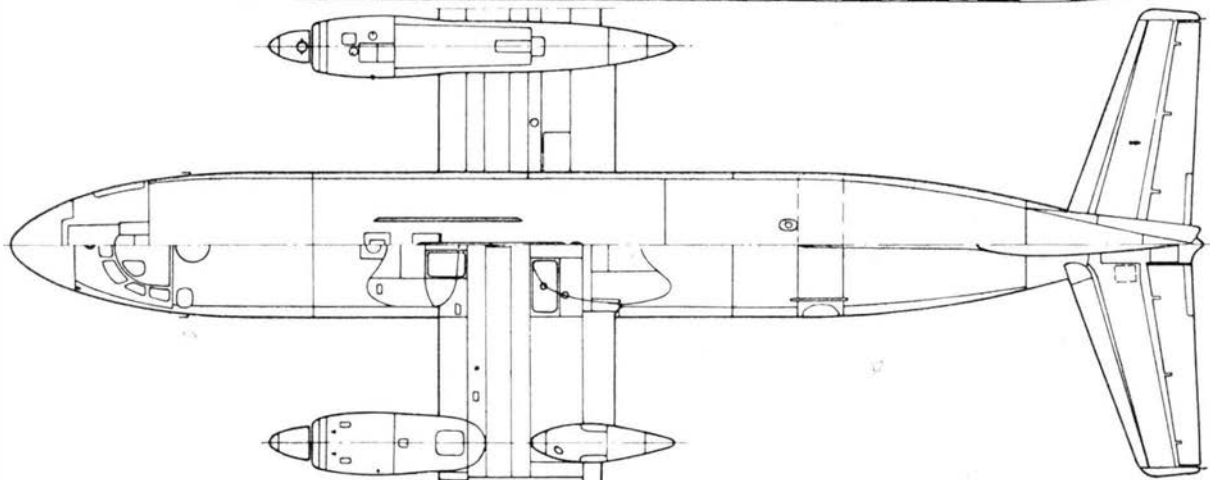
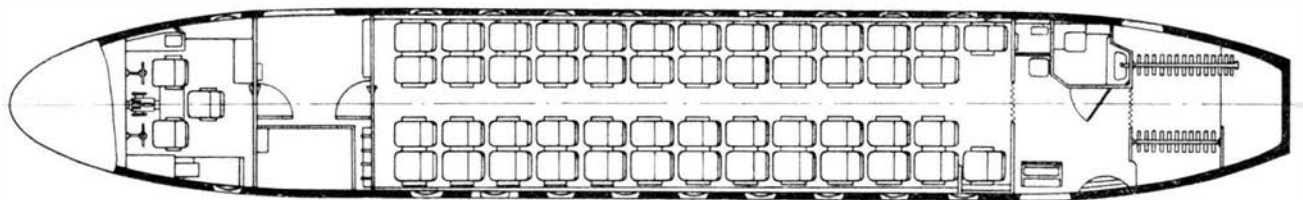
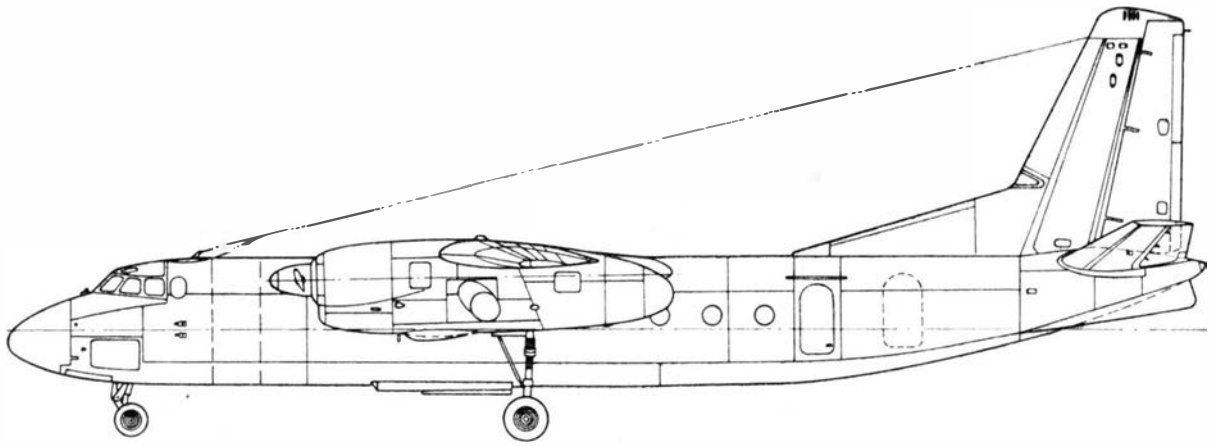
Osiągi

Prędkość maks.	490 km/h
Prędkość przelotowa	400—450 km/h
Prędkość minimalna	150 km/h

Wznoszenie

Wznoszenie	7,1 m/s
Pałap	7 km
Maks. zasięg (z ładunkiem 2400 kG)	2000 km
Zasięg przy maks. ciężarze ładunku	700 km
Rozbieg	650 m
Dobieg	600 m





Śmigłowiec wielozadaniowy

KONSTRUKCJA. Współosiowy, dwusilnikowy śmigłowiec konstrukcji metalowej.

Kadłub. Składa się z kabiny załogi, „części centralnej” oraz dwu belek ogonowych. Centralna część kadłuba jest typu kesonowego. Na niej znajduje się podstawa głównej przekładni, okucia silników, węzły do zawieszenia wymiennego wyposażenia. W zależności od rodzaju podwieszanego zespołu śmigłowiec można eksploatować w następujących wersjach: transportowej, towarowej i rolniczej.

Wersja transportowa śmigłowca wyposażona jest wabinę towarowo-osobową dla sześciu pasażerów. Składane siedzenia i szeroki otwór drzwiowy (1,25×1,4 m) umożliwiają wykorzystanie kabiny do przewozu drobnych ładunków. W kabine śmigłowca można umieścić dwie osoby na noszach oraz dwie osoby w pozycji siedzącej. Do celów ratowniczych może być zamontowana wciągarka o udźwigu 150 kg.

Wersja towarowa śmigłowca zamiast kabiny pasażerskiej ma platformę ładunkową z burtami odkładanymi. Burtę umożliwia umieszczenie ładunków o dużych wymiarach w poprzek platformy.

Wersja rolnicza wyposażona jest w aparaturę do opryskiwania i opylania. Układ współosiowy wirników nośnych wytwarza jednorodny strumień powietrza, dzięki któremu chemikalia są równomiernie rozpraszane.

Kabina załogi ma dużą powierzchnię oszklenia i dobrą widoczność. Drzwi odsuwane, otwierane również podczas lotu. Obok fotela znajduje się fotel drugiego członka załogi lub pasażera. W razie potrzeby na każdym śmigłowcu może być ustawiony łatwo zdejmowany komplet podwójnego sterowania, co daje możliwość szybkiego przystosowania do lotów szkoleniowych. Siedzenia załogi są regulowane w kierunku poziomym. Specjalny filtr w układzie nawiewnej wentylacji kabiny chroni załogę przed toksycznymi preparatami chemicznymi. Kabina pasażerska i kabina załogi wyposażone są w aparaturę klimatyzacyjną. Belki ogonowe konstrukcji półskorupowej.

Usterzenie. Składa się z usterzenia poziomego i podwójnego usterzenia pionowego. Usterzenie poziome jest konstrukcją całkowicie metalową. W stateczniku pionowym i sterze kierunku zastosowano laminaty z włókien szklanych oraz klejenie części metalowych.

Napęd. Dwa silniki tłokowe, dwięciocyndrowe, gwiazdowe M-14W26,



Fot. R. Witkowski

(odmiana silnika AI-14R) chłodzone powietrzem. Maks. moc każdego z silników 325 KM. Moc z silników przekazywana jest na reduktor główny, a następnie na wały górnego i dolnego wirnika nośnego. Około 25 KM zużywa każdy wentylator chłodzenia silników.

Instalacja paliwowa: 3 miekkie zbiorniki w górnej części kadłuba o pojemności 360 kg i zbiorniki dodatkowe, podwieszane o pojemności 324 l.

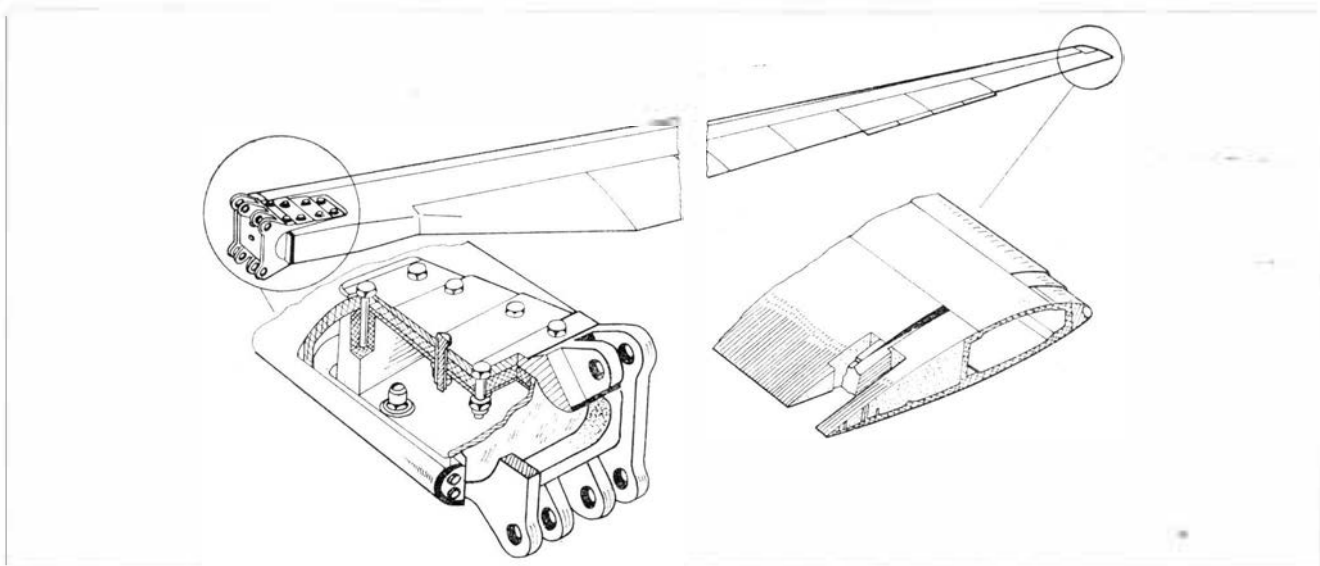
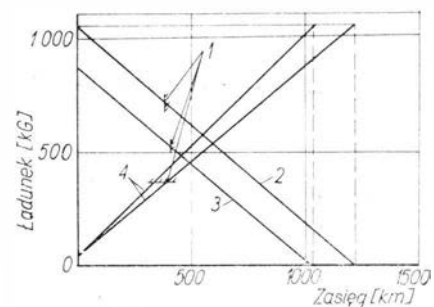
Układ nośny. Składa się z dwu współosiowych, trójłopatowych, przegubowych wirników nośnych obracających się w przeciwnych kierunkach. Podstawowym elementem nośnym łopaty jest dźwigar wykonany z laminatu wzmocnionego włóknem szklanym. Każda łopata za pomocą stalowego okucia łączy się z piastą wirnika nośnego. Obrys łopaty — trapezowy, kąt skreślenia 11°36'.

Podwozie czterokołowe o wymiarach: koła przednie — 300×125, koła główne — 595×185. Koła przednie sterowane.

Wyposażenie wersji. W wersji fotograficznej śmigłowiec wyposażony jest w kamerę fotograficzną AFA-31MA umożliwiającą fotografowanie w ciągu godziny 5 km² w podziale 1:10 000. W wersji do poszukiwań geofizycznych

w kabine umieszczony jest generator impulsów elektromagnetycznych, zaś wokół kadłuba umieszczona jest pierścieniowa antena. W wersji rolniczej — zbiornik o pojemności 900 kg. Wydatek cieczy 1,5–12 l/s. Wydatek proszków 1,5–12 kg/s. Do lotów nad wodami śmigłowiec można wyposażyć w nadmuchiwane pływaki.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prototyp został oblatany w 1965 roku. Po zakończeniu prób eksploatacyjnych w 1969 roku — śmigłowiec od 1970 r. produkowany jest seryjnie. Używany w ZSRR, Bułgarii, NRD, NRF, Rumunii, Szwecji i na Węgrzech.



DANE TECHNICZNE

Wymiary

Długość śmigłowca:	
— z wirnikami nośnymi	13,00 m
— bez wirników nośnych	7,75 m
Wysokość śmigłowca	
	4,05 m
Szerokość śmigłowca	
	3,64 m
Srednica wirników nośnych	
	13,00 m
Odległość między płaszcami wirników nośnych	1,17 m
Rozstaw kół podwozia:	
— koła przednie	0,9 m
— koła główne	2,42 m
Wymiary kabiny towarowo-pasażerskiej:	
— długość	1,83 m
— szerokość	1,25 m
— wysokość	1,4 m
CieŜary	
Maks. cięŜar startowy	3250 kG
CięŜar śmigłowca wyposażonego:	
— wersja transportowa	2100 kG
— wersja rolnicza	2216 kG
— wersja towarowa	2085 kG

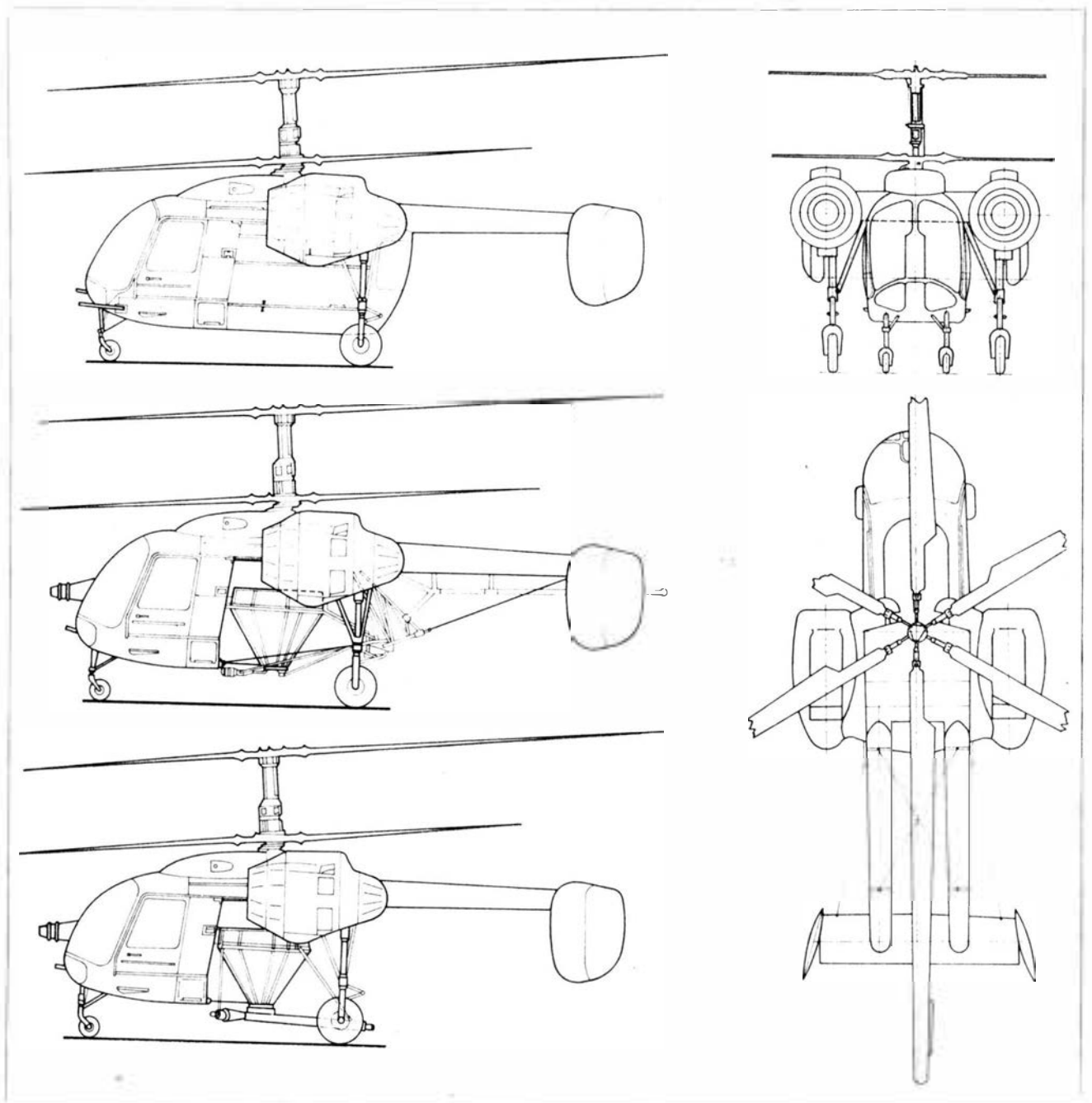
Ładunek handlowy:

— wersja transportowa i rolnicza	do 900 kG
— wersja towarowa	do 1065 kG

Osiągi

Prędkość maks. na wys. 500 m	140 km/h
Prędkość handlowa:	
— w wersji transportowej	90–110 km/h
— w wersji rolniczej	85 km/h
Zasięg praktyczny z 7 pasażerami	400 km
Maks. zasięg lotu ze zbiornikami dodatkowymi	
	1200 km
Pułap dynamiczny:	
Q = 3250 kG	2500 m
Q = 3085 kG	3100 m
Pułap statyczny:	
Q = 3250 kG	0 m
Q = 3085 kG	500 m
Godzinowe zuŜycie paliwa na prędkości handlowej:	
— w wersji transportowej	105 kG/h
— w wersji rolniczej	90 kG/h

R. C.



Stale konstrukcyjne wysokiej wytrzymałości typu maraging

Stalami *maraging* nazywane są w zachodniej literaturze fachowej bezwęglowe stale niklowe utwardzane dyspersyjne wydzieleniami faz międzymetalicznych. W technicznym słownictwie polskim przyjęto nazywać je stalami martenzytycznymi utwardzanymi wydzieleniowo. Stale te po przesyleniu i ochłodzeniu do temperatury otoczenia mają strukturę plastycznego martenzytu niklowego, który w wyniku kolejnego zabiegu cieplnego — starzenia ulega umocnieniu przez wydzielenie faz międzymetalicznych. Dopiero po takiej obróbce cieplnej składającej się z przesylenia (hartowania) i starzenia uzyskują one wysoką wytrzymałość przy zachowaniu dobrych własności plastycznych oraz ciągliwości. Niezbędnymi warunkami uzyskania wysokich własności tych stali są:

- bardzo niska zawartość węgla ($\leq 0,03\%$),
- podwyższona względnie wysoka czystość,
- odgazowanie (technologia próżniowa).

Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo powstały w wyniku rozważań teoretycznych i prac badawczych zapoczątkowanych przez C. G. Bieberta i R. F. Deckera w laboratoriach International Nickel Comp. Bezpośrednimi poprzednikami stali *maraging* były tzw. stale niklowe o zawartości 25 lub 20% Ni oraz 0,3% Al; 1,4% Ti i 0,4% Nb. Stal 25% Ni należała do półaustenicznych, natomiast 20% Ni do martenzytycznych. W roku 1960 Decker, Eash i Goldman ujawnili zjawisko wzrostu wytrzymałości martenzytu niklowego przez dodanie do stopu kobaltu i molibdenu. W oparciu o to zjawisko zaprojektowano pierwsze stale *maraging*. Ich charakterystyki opublikowano w 1961 r. [1], [2], [3].

Przemysłowe stale typu *maraging*

Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo produkowane są pod różnymi nazwami firmowymi i odpowiadają zasadniczo kilku podstawowym markom, które wg norm amerykańskich noszą następujące oznaczenia: 18Ni200, 18Ni250, 18Ni300, 18Ni350 i 13Ni400. W oznaczeniach tych pierwsza liczba określa procentową zawartość niklu — druga umowną granicę plastyczności $R_{0,2}$ (po standardowym starzeniu przez 3h w 480 °C) wyrażoną w tysiącach funtów na cal kwadratowy — ksi (3.4). W Wielkiej Brytanii stosuje się oznaczenia wg wytrzymałości w tonach na cal kwadratowy — tsi, np.: Nimar 90, Nimar 125. W innych krajach stosowane są również

W artykule omówiono stale martenzytycznie utwardzane wydzieleniowo (w technicznej literaturze zachodniej zwane *maraging*).

Podano średnie składy chemiczne typowych stali *maraging* oraz własności mechaniczne dla wytopowych składów chemicznych i przedstawiono rolę poszczególnych domieszek stopowych, oraz przebieg obróbki cieplnej.

Następnie podano własności stali *maraging* oraz przykłady ich zastosowania w lotnictwie oraz w innych przemysłach.

oznaczenia uwzględniające skład procentowy stopu np. w RFN: X2NiCoMo 1885, X2NiCoMo (5). Wobec pewnych nieznacznych różnic średnich składów i jakości wytopu rozrzut firmowo gwarantowanych własności różnych marek może być znaczny.

Średnie składy chemiczne typowych stali *maraging* podano w tablicy 1. Tablice 2, 3 podają własności mechaniczne dla wytopowych składów chemicznych [3], [6], [7], [8], [9], [10], [11], [12], [13], [14], [15].

Rola poszczególnych domieszek stopowych

Osnową wszystkich stali *maraging* jest martenzyt żelazowo-niklowy wzbogacony kobaltem oraz molibdenem. W stopie podwójnym Fe—Ni (rys. 1) przy zawartości do 25% Ni uzyskuje się przemianę austenitu na martenzyt masywny (iglasty) o sieci regularnej. Natomiast powyżej 25% Ni tworzy się martenzyt zbliźniaczony, mniej korzystny ze względów wytrzymałościowych. Ponieważ wraz ze wzrostem zawartości niklu jednocześnie obniża się temperatura początku przemiany martenzytycznej M_s i rośnie po ochłodzeniu do temperatury pokojowej ilość austenitu szczątkowego, dlatego w stalach *maraging* ogranicza się zawartość podobnie działających dodatków stopowych. Z pierwiastków stopowych występujących w osnowie stali *maraging* jedynie kobalt podwyższa temperaturę przemiany martenzytycznej, dlatego przy składach tych stali M_s obniża się do ok. 200 °C i niżej. Za optimum z punktu wi-

Tablica 1. Średnie składy podstawowych gatunków stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (*maraging*)

Rodzaj stali $R_{0,2}$		Skład chemiczny [%]					
ksi	[kG/mm ²]	C_{max}	Ni	Co	Mo	Al	Ti
200	140	0,03	18,0	8,5	3,25	0,1	0,2
250	175	0,03	18,0	7,5	4,80	0,1	0,4
300	210	0,03	18,0	9,0	4,80	0,1	0,6
300+*	230	0,03	18,0	9,0	5,00	0,3	1,4
350	245	0,03	17,5	12,5	3,80	0,15	1,7
400	280	0,03	13,0	15,0	10,00	—	0,2

Zawartość innych składników $P_{max} = 0,010\%$;
 $S_{max} = 0,010\%$; $Mn_{max} = 0,10\%$; $Si_{max} = 0,10\%$;
 $Ca \cong 0,05\%$; $B \cong 0,003\%$; $Zr \cong 0,02\%$

* Stale typu 300+ dzięki podwyższonej zawartości Al oraz Ti umożliwiając uzyskanie $R_{0,2} \cong 350$ ksi.

Tablica 2a. Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo

Rodzaj stali	Znak stali	Własności mechaniczne po pełnej obróbce cieplnej (starzenie 480°C/3h pow.)						Producent
		R_m [kG/mm ²]	$R_{0,2}$ [kG/mm ²]	A [%/2 cale]	Z [%]	Twardość [HRC]	K [kGm/cm ²]	
18Ni200	Almar 18-200	148	140	15	67	—	—	AL
	Marphy 2		140		65			CL
18Ni250	Sandvik HS54HV	175	170	10b	52	50	3e	SN
	A-1.18NiCoMo (250)	183	178	10	50	—	—	AL
	Republic RSM-250	185	176	11	52	51	—	R
	Almar 18-250	184	176	4,5	44	—	3,2	AL
	Sandvik 1HS90HV	185	180	8	30	50	3e	SN
	Nimar 110	187	180	9c	43	—	2f	BSC
	Marphy 1	188	182	8	—	—	—	CL
	Marvac 18	190	183	11a	58	51	—	L
	Marvac 250	185	180	13	64	50	—	L
	Nimark I	190	185	8a	42	49	—	CT
	Vascomax 250	190	187	8b	41	51	—	V
Z2NKD18*	180	157	7	40	—	—	—	

* Projekt normy AIR 9160/C 9

Tablica 2b. Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo

Rodzaj stali	Znak stali	Własności mechaniczne po pełnej obróbce cieplnej (starzenie 480°C/3h pow.)						Producent
		R_m [kG/mm ²]	$R_{0,2}$ [kG/mm ²]	A [%/2 cale]	Z [%]	Twardość [HRC]	K [kGm/cm ²]	
18Ni300	Udimet B-1	191	185	8,8	48	—	—	SM
	Unimar 300K	201	196	11d	55	63	—	C
	Marvac 18A	204	196	10a	55	53	—	L
	Udimar B-300	204	196	5—10	30—55	61	—	SM
	Nimar 125	206	198	9c	42	—	1,7f	BSC
	Udimet B-2	209	200	8	45	—	—	SM
	Nimark 300	206	202	11a	55	53	—	CT
	Marvac 300	210	205	10	51	52	—	L
	Almar 18-300	211	207	2,2	—	—	—	AL
	Vascomax 300CVM	220	216	10b	35	35	—	V
18Ni300+	Udimet B-3	232	224	7	39	—	—	SM
	Udimet B-4	250	240	6	33	—	—	SM
18Ni350	—	250	242	9d	45	58	—	—

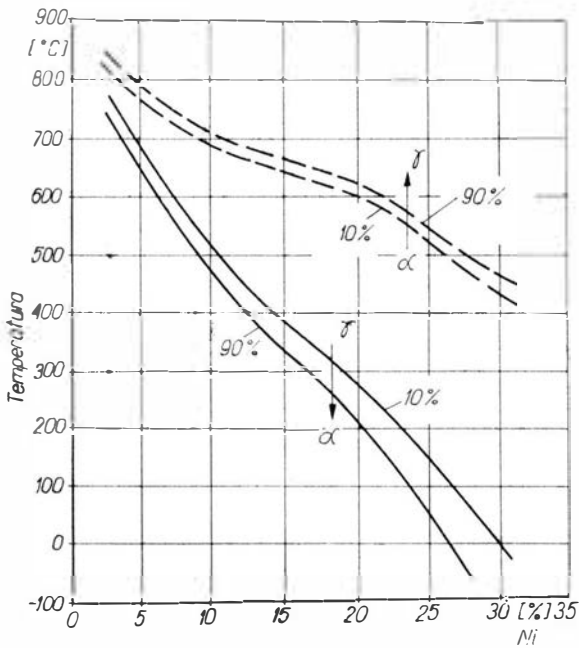
Oznaczenia: a %/4D b 2/4,5 c %/5D d nie określono e Charpy-V f Izod

Producenci: AL — Allegheny Ludlum Steel Corp. (USA); BSC — British Steel Co. (W. Brytania); C — Cyclops Corp. (USA); CL — Creusot-Loire (Francja); CT — Carpenter Technology Corp. (USA); L — Latrobe Steel Co. (USA); R — Republic Steel Co. (USA); SM — Special Metals Corp. (USA); SN — Sandvik (Szwecja); V — Vanadium-Alloys Steel (USA).

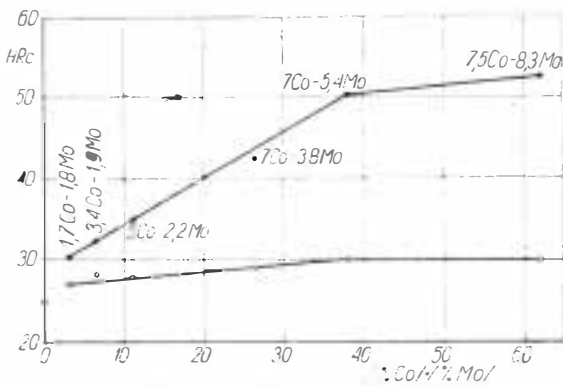
Tablica 3. Inne stale typu maraging

Rodzaj znak stali	Skład chemiczny [%]						inne	Własności mechaniczne po pełnej obróbce cieplnej (starzenie 480°C/3h pow.)					
	C_{max}	Ni	Co	Mo	Al	Ti		R_m [kG/mm ²]	$R_{0,2}$ [kG/mm ²]	A [%/2 cale]	Z [%]	Twardość [HRC]	K [kGm/mm ²]
Stale International Nickel Co. (3,13,14):													
13NiMaraging 400	0,03	13	15	10	—	0,2	—	274	266	5	27	59	—
15NiMaraging	0,01	15	9	5	0,7	0,7	—	196	—	6	23	—	—
Staliwo 18Ni													
Maraging	0,08	17	10	4,6	0,1	0,3	—	—	—	—	—	—	—
„15-5-3” Maraging	0,03	12	—	3	0,3	0,2	5 Cr	126	120	—	—	—	—
Stale laboratoryjne ZSRR (15):													
H18M4K3T	—	18	3,2	4,2	—	0,26	—	155	150	9	49	—	4,6
H18K4M7TC	—	18	4,5	7,7	—	0,62	0,7 Si	218	206	7	32	—	3,5
H12K8M3T2	—	12	8,0	3,0	—	0,2	—	150	148	9,6	57	—	6
H12K3M7X5T	—	12	3,0	7,0	—	1,1	5 Cr	200	190	8	45	—	4,5
H12K8M4T2	—	12	8,0	4,0	—	—	2,3 Mn	170	168	7	50	—	4
H13M10K16	0,03	12	13,0	10,0	—	—	—	280	274	8	42	62,5	—
H10X11M2T	—	10	—	2,0	—	0,6	11 Cr	150	140	8	50	—	5
H9X12D2TB	—	9	—	—	—	1,0	12Cr; 2Cu; 0,4Nb	180	170	10	—	—	—
H8M18K14	—	8	14,0	18,0	—	—	—	350	340	—	3	66,5	—

e — Charpy V



1. Wykres metastabilny układu żelazo-nikiel [3]



Twardość stali Fe-18%Ni w funkcji iloczynu %Co · %Mo /
 • - w stanie przesyconym / 870 °C, 1h /
 • - w stanie starzonym / 425 + 480 °C /, po przesycaeniu 870 °C, 1h

2. Zależność twardości od iloczynu zawartości wagowych kobaltu i molibdenu (%Co · %Mo) w różnych stanach obróbki cieplnej [19]

dzenia własności mechanicznych stali uznano 10% austenitu szczytkowego uzyskiwane przy 19÷22% Ni lub zachowaniu tzw. współczynnika austenitu szczytkowego (ARJ) w granicach 19÷22 [16]:

$$ARJ = \%Ni + 0,8(\%Cr) + 0,6(\%Mo) + 0,3(\%Co)$$

Kobalt jest istotnym składnikiem osnowy stopu. Wpływa on na zwiększenie gęstości i jednorodności rozkładu dyslokacji w sieci martenzytu, będących podczas starzenia miejscami ułatwionego zarodkowania drobniejszych i bardziej równomiernie rozłożonych wydzieleni faz międzymetalicznych [18]. Przypuszcza się również, że kobalt zmniejsza rozpuszczalność molibdenu w martenzycie powodując intensywniejsze wydzielenie się fazy Ni_3Mo umacniającej stop.

Stwierdzono jednak, że sumowanie wartości podanych w tabelicy 4 nie obejmuje całego wzrostu

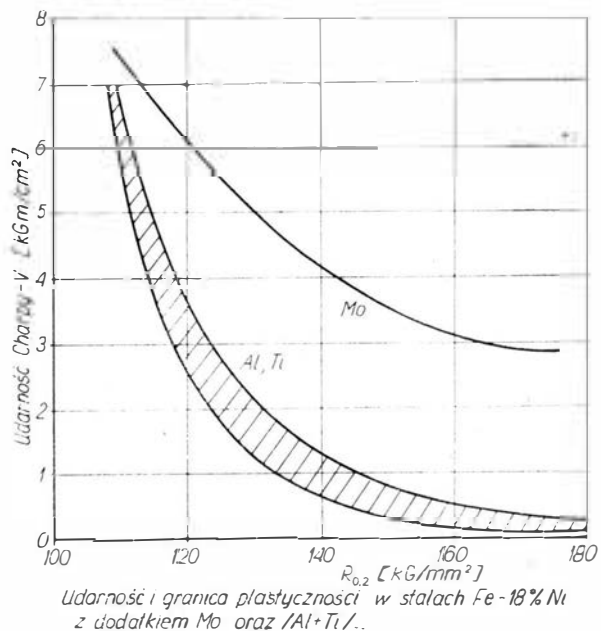
Tabela 4. Średni wzrost wytrzymałości doraźnej R_m przy wzroście zawartości dodatku stopowego [4]

Ilość dodatku stopowego	Przyrost R_m [kg/mm ²]
1%Mo	14
1%Co	6,3
0,1%Ti	6,5
0,1%Al	6,0

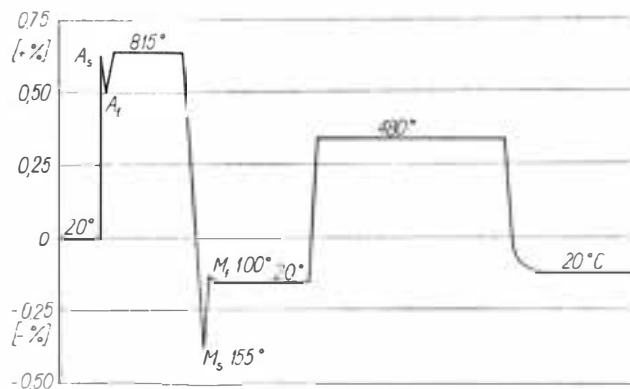
R_m przy zwiększaniu zawartości Co i Mo. Lepsze natomiast przybliżenie dają obliczenia względem iloczynu zawartości (%Mo) · (%Co). Zjawisko to ilustrowane przez wykres (rys. 2) nazywane jest interakcją kobaltu i molibdenu [19].

Molibden jest składnikiem niezbędnym do wywołania właściwego efektu starzenia. Stwierdzono, że pewne zestawienia Mo z Co zapewniają szczególnie duże umocnienie stopu z jednoczesnym zachowaniem wysokiej ciągliwości (rys. 2). Mo w porównaniu z Al i Ti w znacznie mniejszym stopniu obniża ciągliwość osnowy (rys. 3), gdyż zmniejsza on skłonność do lokowania się wydzieleni na granicach ziarn. Ze względu na zabezpieczenie dobrej ciągliwości zawartość Mo nie powinna jednak przekraczać 5,2% [19]. Jedynie w składzie wysokowytrzymałej stali typu 13Ni400 zawartość molibdenu sięga 10%, przy zwiększonej zawartości kobaltu (15%) i zmniejszonej ilości niklu do 13%.

Tytan tworzący wydzielenia Ni_3Ti znacznie podnosi wytrzymałość stali. Jest on również pożyteczny jako dodatek wiążący nadmiar węgla i zapobiegający przez to tworzeniu się węglików typu Mo_6C o dużej zawartości molibdenu [18]. Stwierdzono jednak, że w stalach o zawartości 18% Ni tytan w ilości ponad 0,8 obniża ciągliwość osnowy ze względu na dużą skłonność do segregacji, co w połączeniu z



3. Udarność i granica plastyczności w stalach Fe-18%Ni z dodatkiem Mo oraz (Al+Ti) [19]



4. Zmiany wymiarowe stali utwardzonych wydzieleniowo (*maraging*) podczas obróbki cieplnej [19]

działaniem tytanu obniżającym temperaturę M_s może spowodować znaczne niejednorodności w rozkładzie austenitu szczytkowego [19].

Aluminium również zwiększa wytrzymałość stopu, jednak w ilościach ponad 0,15% zmniejsza ciągliwość osnowy i stosuje się je tylko jako odtleniacz w ilościach ok. 0,1% [19].

Wyjątkowa ciągliwość osnowy martenzytycznej uwarunkowana jest bardzo niską zawartością węgla, manganu, krzemu, fosforu i siarki.

Zawartość **węgla** powyżej 0,03% obniża ciągliwość osnowy wskutek wydzielenia się węglków tytanu i molibdenu. Węgliki typu $(Fe, Mo)_6C$ wpływają szczególnie niekorzystnie, gdyż zmniejszają ilość molibdenu niezbędnego do tworzenia fazy Ni_3Mo . W nowszych gatunkach stali *maraging* zawartość węgla ogranicza się nawet do 0,01%. Przykładem może być tu firma Latrobe Steel Co. (USA), która zastąpiła stale Marvac 18 i 18A o zawartości maks. 0,03% C, stalami Marvac 250 i 300 o zawartości węgla maks. 0,01%.

Krzem i mangan wprowadzie zwiększają wytrzymałość, ale wpływają szkodliwie na ciągliwość i propagację karbu i są ograniczane do maks. 0,10%, a w nowszych gatunkach stali nawet do 0,05%.

Zawartość takich domieszek jak **fosfor** i **siarka** w stalach *maraging* nie może przekraczać 0,01%, jest to więc zawartość znacznie mniejsza od dopuszczalnych przez PN w stalach najwyższej jakości.

Poza wyżej wymienionymi domieszkami — w stalach tych mogą występować: **bor** (0,003%), **cyrkon** ($\sim 0,02\%$) i **wapń** ($\sim 0,05\%$) określane czasem jako dodatki metalurgiczne [17]. Wapń służy odsiarczeniu stali, a bor i cyrkon opóźniają procesy wydzieleniowe na granicach ziarn [19].

Antymon, arsen, cyna, ołów, bizmut — stwierdzono, że te domieszki w ilościach nie przekraczających zawartości normalnie dopuszczalnych w stalownictwie nie mają widocznego wpływu na przeróbkę na gorąco, ani na własności po obróbce cieplnej tych stali [19].

Obróbka cieplna

Obróbka cieplna stali *maraging* przypomina technologicznie ulepszenie cieplne klasycznych stali konstrukcyjnych z jednokrotnym odpuszczaniem. Inny jest jednak charakter zachodzących przemian fazowych. Pierwszym etapem obróbki cieplnej jest przesycaenie, czyli austenizacja w temperaturach $810 \div 850^\circ C$ (zależnie od gatunku stali) przez ok. 1 h (niekiedy zaleca się 2,5 min/mm przesyconego przekroju) z następnym chłodzeniem na powietrzu. Po przesycaeniu niezależnie od szybkości chłodzenia stal uzyskuje strukturę martenzytyczną z zawartością ok. 10% austenitu szczytkowego [3], [16]. Stal *maraging* po przesycaeniu wykazuje następujące własności mechaniczne [20]:

$$HV = 280 \div 320 \text{ kG/mm}^2 \text{ (} 27 \div 32 \text{ HRC)}$$

$$R_m = 95 \div 105 \text{ kG/mm}^2$$

$$R_{0,2} = 70 \div 82 \text{ kG/mm}^2$$

$$A = 17\%/cal$$

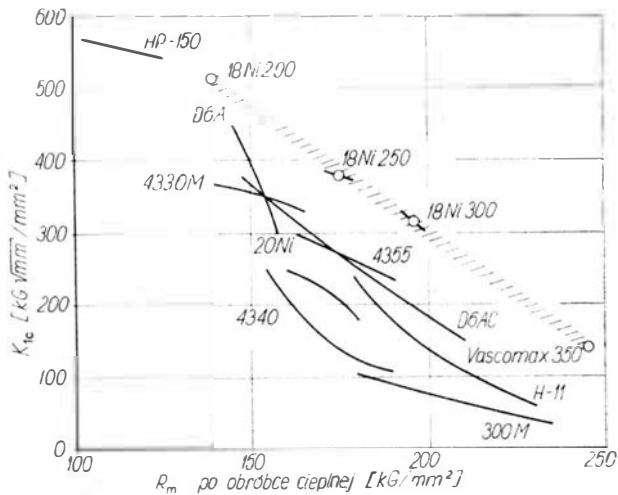
$$Z = 75\%$$

W tym stanie stal stosunkowo łatwo poddaje się obróbce skrawaniem, a także przeróbce plastycznej przez tłoczenie, ciągnięcie i wyoblanie, nawet bez wyżarzania międzyoperacyjnego [17], [20], [21].

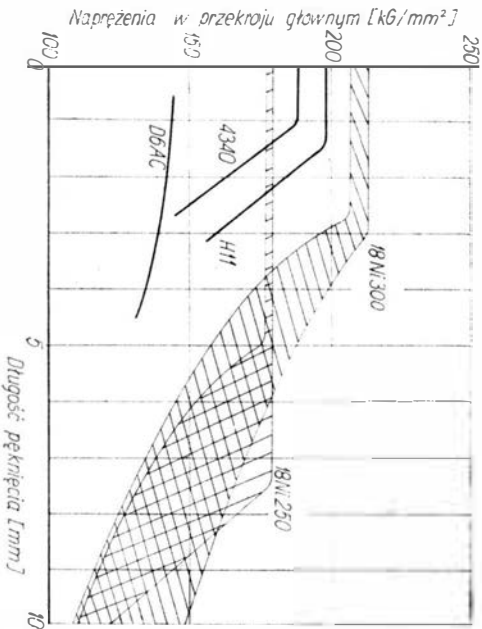
Drugim zabiegiem obróbki cieplnej jest starzenie w zakresie temperatur odpuszczania dla stali konstrukcyjnych, a mianowicie w 420 do $485^\circ C$ przez 3 do 24 h z następnym chłodzeniem na powietrzu (rys. 4). Niemal regułą jest 3-godzinne starzenie w $480^\circ C$. Podczas starzenia następuje umocnienie martenzytu przez drobnodispersyjne wydzielenie faz międzymetalicznych i to głównie fazy Ni_3Mo [3]. Po starzeniu twardość stali *maraging* znacznie wzrasta, osiągając wielkości rzędu $HV = 540 \text{ kG/mm}^2$ (51 HRC). Oprócz Ni_3Mo wydzielają się również fazy: $\eta - Ni_3Ti$ oraz $Ni_3(Mo, Ti)$. Uprzywilejowanymi miejscami zarodkowania są dla nich dyslokacje i granice ziarn martenzytu. Część fazy $\eta - Ni_3Ti$ tworzy małe, odosobnione wydzielenia równomiernie rozłożone w osnowie. Po intensywnym starzeniu (wyższe temperatury lub długie czasy wygrzewania) tworzą się wydzielenia faz $\gamma' - Ni_3Ti, Fe_2Mo$ i fazy $\sigma - FeTi$.

Stwierdzono, że starzenie w wyższych temperaturach mimo przyspieszenia procesów wydzieleniowych daje znacznie gorsze efekty wytrzymałościowe. Przyczynę tego stanowi nawrót austenitu, przy czym przemiana ta stwierdzana jest nawet już przy $510^\circ C$. Podobnie, zbyt niskie temperatury austenizacji (np. ok. $760^\circ C$) powodują pozostanie nadmiernych ilości austenitu szczytkowego, co wpływa podobnie ujemnie na własności wytrzymałościowe.

Ze względu na to, że po obu zabiegach, tj. po przesycaeniu jak i starzeniu stosuje się chłodzenie w powietrzu, pęknięcia hartownicze ani odkształcenia nie stanowią w tych stalach zagrożenia. Tak istotne w stalach konstrukcyjnych zjawisko odwęglania, powodujące konieczność stosowania naddatków technologicznych, specjalnych technologii i urządzeń — nie stanowi w stalach *maraging* zagrożenia ze względu na postulowaną możliwie najniższą zawartość węgla w stopie (maks. 0,03%).



5. Wytrzymałość na pęknięcie (odporność na rozwój pęknięcia) — K_{1c} od wytrzymałości R_m dla stopowych stali konstrukcyjnych oraz stali maraging [23]



6. Wrażliwość różnych stali konstrukcyjnych na rozwój pęknięcia w przekroju [22]

Tablica 5. Zmiany własności stali maraging w obniżonych i podwyższonych temperaturach

Temperatura badania	R_{m1}, R_e [%]	K [%]	Gatunek, typ stali
- 195°C	135	60	Marphy 2 (18Ni200) [8]
+ 350°C	80	—	Nimar 90 (18Ni250) [22]
100% = własności w temperaturze + 20°C			

Pewne niebezpieczeństwo stanowić może jedynie zbyt wolne chłodzenie w zakresie 1050÷750 °C, np. po przeróbce plastycznej ze względu na możliwość występowania kruchości wskutek wydzielenia się na granicach ziarn węglików [22].

Bardzo korzystnie na wzrost własności wytrzymałościowych wpływa wprowadzenie zgniotu przed starzeniem, co ma miejsce np. w procesie obróbki cieplno-mechanicznej.

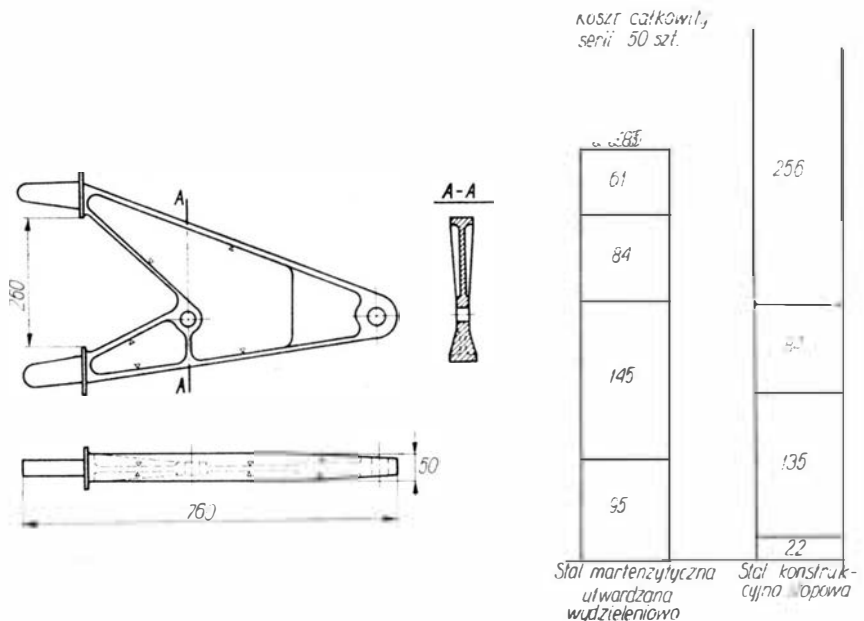
Własności

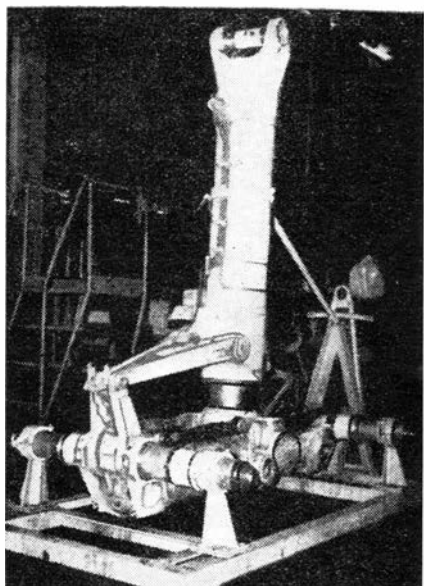
Wyższość stali maraging nad konwencjonalnymi niskostopowymi stalami konstrukcyjnymi przejawia się w możliwościach uzyskania lepszych następujących własności:

- wyższej wytrzymałości z karbem oraz odporności na propagację pęknięć (rys. 5, 6),
- szerokiego temperaturowego zakresu stosowności (zwłaszcza w niskich temperaturach),
- łatwiejszej obróbki cieplnej,
- łatwiejszej obróbki mechanicznej (możność przeprowadzenia obróbki skrawaniem przed końcowym utwardzeniem),
- lepszej podatności na przeróbkę plastyczną na zimno,
- znacznie lepszej spawalności,
- lepszej odporności na korozję naprężeniową i kruchość wodorową,
- możliwości przeprowadzenia azotowania jednocześnie ze starzeniem.

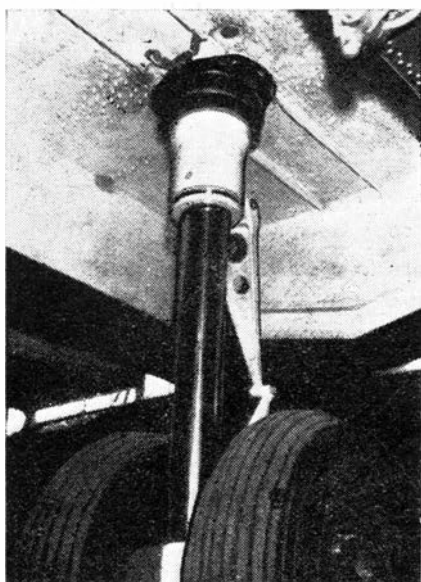
Jak wynika z powyższego wyliczenia, stale te znajdują zastosowanie nie tylko ze względu na wy-

7. Porównanie kosztów wytwarzania części z różnych stali konstrukcyjnych [22], [24]





8. Amortyzator podwozia ciężkiego samolotu transportowego BAC Super VC10 [24]



9. Amortyzator podwozia śmigłowca Sikorsky S61 [4]

soką wytrzymałość, gdyż podobne wskaźniki wytrzymałości doraźnej uzyskują również znacznie tańsze stale niskostopowe, ale ze względu na możliwość jednoczesnego występowania obok wysokiej wytrzymałości bardzo dobrych właściwości plastycznych, ciągliwości oraz wielu zalet technologicznych i eksploatacyjnych.

Właściwości mechaniczne dla poszczególnych gatunków oraz składów chemicznych wytopowych podano w tablicach 2 i 3.

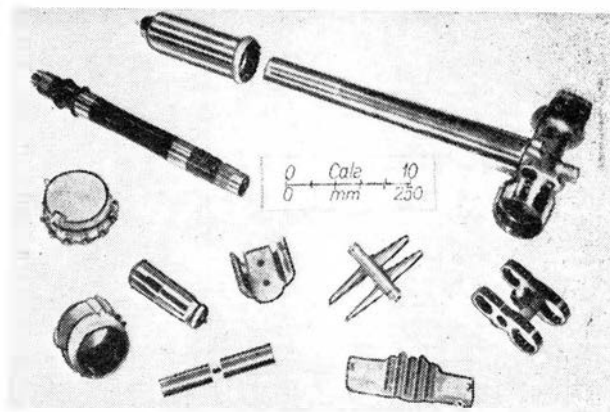
Zakres temperatur stosowalności

Stale *maraging* mają stosunkowo szeroki zakres temperatur zastosowań (tabl. 5). Przy wzroście temperatury do 350 °C granica plastyczności $R_{0,2}$ obniża się zaledwie o ok. 30 kG/mm². W wyższych temperaturach spadek wytrzymałości jest już jednak znaczny. Stale te skutecznie wytrzymują krótkotrwałe przegrzania do temperatur ponad 400 °C, natomiast powyżej 500 °C zachodzi już trwały spadek

właściwości wytrzymałościowych [22]. W niskich temperaturach wytrzymałość tych stali wzrasta kosztem niewielkiego spadku plastyczności. Utratę ciągliwości obserwuje się dla stali Nimar 90 (18Ni200) przy minus 180 °C, a dla Nimar 110 (18Ni250) przy minus 60 °C [22].

Spawalność

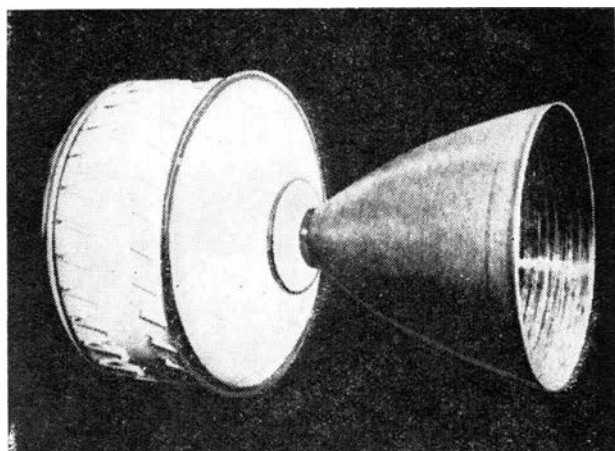
Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo wyróżniają się spośród stali stopowych dobrą spa-



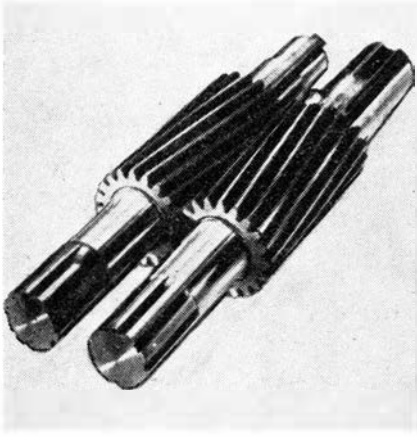
10. Części podwozia myśliwca Harrier [24]



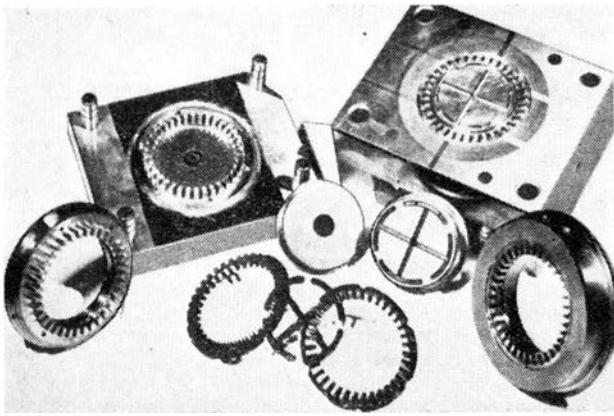
11. Śmigłowiec AH — 56A Cheyenne (Lockheed) — rama kabiny wykonana ze stali 18Ni300 [23]



12. Spawany silnik rakietowy na paliwo stałe — III stopień rakiety satelitarnej „Black Arrow” wykonany ze stali 18Ni300. Stosunek grubości ścianki zbiornika do średnicy jak 1 : 1000 [24]



13. Przekładnia zębata. Jedno z kół azotowane, o twardości $HV = 1000$ kG/mm^2 . Wykonanie tańsze o 70% w porównaniu do nawęglania [25]



14. Precyzyjne formy do części z tworzyw sztucznych o grubościach $0,33 \pm 0,40$ mm [25]

walnością zarówno w stanie przesyconym, jak i po starzeniu. Spawa się je bez podgrzewania wstępnego w osłonie gazu obojętnego, elektrodą wolframową lub topliwą o składzie różniącym się od stali spawanej tylko zwiększoną zawartością B, Zr i Ca. Po lokalnym starzeniu przy użyciu np. nagrzewania oporowego lub indukcyjnego można gwarantować dla spoiny 90÷100% wszystkich własności mechanicznych materiału łączonego. Podczas gdy w stali węglowej strefa ulega przehartowaniu i jest narażona na kruchość wodorową, to nie obserwuje się tego w stalach *maraging*. Wobec minimalnych zmian wymiarowych przy spawaniu i lokalnej obróbce cieplnej, można spawać ze stali *maraging* elementy dowolnej wielkości bez niebezpieczeństwa pęknięć i wypaczeń tych części po spawaniu, czego przykładem mogą być cienkościenne zbiorniki i korpusy rakiet [22], [23].

Azotowanie

Pokrywanie się zakresu temperatur starzenia stali utwardzanych dyspersyjnie z zakresem azotowania sprawia, że można oba te zabiegi przeprowadzać jednocześnie. Azotując np. w 500 °C przez 70÷90 h uzyskujemy stosunkowo grubą warstwę utwardzoną ok. 0,25 mm. Azotowanie antykorozyjne (grubość warstwy 0,03÷0,04 mm) można przeprowadzić już w temperaturze 430 °C. Azotowanie prócz zwiększenia odporności korozyjnej i na ścieranie, podnosi

również wytrzymałość zmęczeniową. Przykładowo wytrzymałość zmęczeniowa jednostronna $Zr (\sigma_{min} = 0,1 \sigma_{max})$ wzrasta po azotowaniu podczas starzenia do 95 kG/mm^2 , w porównaniu z 55 kG/mm^2 po starzeniu bez azotowania [22]. Twardość warstwy azotowanej (zależna również od zawartości aluminium w stali) może osiągnąć wartości rzędu $HV = 900$ kG/mm^2 (66 HRC).

Koszt

Chociaż stal *maraging* jest ponad 4-krotnie droższa od klasycznych stali konstrukcyjnych wysokiej wytrzymałości, to jednak jej zalety technologiczne sprawiają, że wykonanie elementu konstrukcyjnego ze stali *maraging* może okazać się tańsze. Na obniżkę kosztów wpływa tu głównie łatwiejsza obróbka cieplna, następnie obróbka skrawaniem i dobra spawalność (rys. 7). Wobec wysokich zalet eksploatacyjnych wyrobów ze stali *maraging* i ich dużej trwałości i niezawodności, mogą one w istocie stać się źródłem poważnych oszczędności. A. G. Haynes np., przytacza przykład 17-krotnego zwiększenia trwałości kół przekładniowych przez zastąpienie stali konwencjonalnych stalą martenzytyczną utwardzaną dyspersyjnie [22].

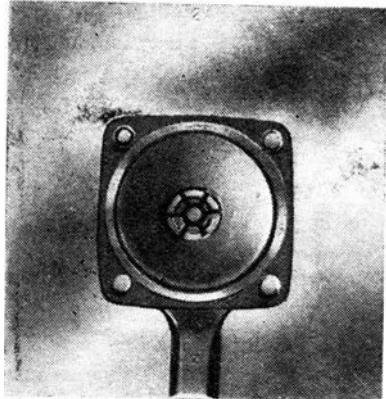
Zastosowanie

Zastosowania w konstrukcjach lotniczych oraz pokrewnych

Konstrukcje lotnicze wymagają stosowania materiałów o wysokim stosunku wytrzymałości do masy. Mogą to być stopy lub stale o wysokiej wytrzymałości. Spośród tych ostatnich stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo wyróżniają się dobrymi własnościami plastycznymi, wysoką udarnością, ciągliwością, a także dobrymi własnościami w obniżonych i podwyższonych temperaturach. Własności te czynią ze stali *maraging* doskonały materiał na konstrukcje lotnicze, raketowe i kosmiczne, które muszą być lekkie, odporne na obciążenia dynamiczne, niskie temperatury panujące w górnych warstwach atmosfery i w przestrzeni kosmicznej oraz krótkotrwałe przegrzania. Niemniej ważną cechą tych stali są ich zalety technologiczne.

Jednym z pierwszych zastosowań stali *maraging* w budowie **samolotów** były elementy konstrukcji podwozia (rys. 8, 9, 10). Ich duża odporność na propagację pęknięć umożliwia zawczasu wykrycie rys i pęknięć grożących w następstwie katastrofą, np. przy lądowaniu. Stale te stosuje się także na rozmaite drobne elementy łączne, jak śruby i sworznie. Do dalszych zastosowań należą cienkościenne zbiorniki ciśnieniowe, a także tłoki i cylindry hydrauliczne stosowane obecnie szeroko w układach sterowania samolotów, oraz elementy konstrukcji płatowców (rys. 11).

W układach napędowych samolotów i śmigłowców stale *maraging* stosuje się na koła zębate przekładni głównych i przekładni ślimakowych, a także na pełne i drażone wały napędowe, rozmaite przewody rurowe oraz części pomp i sprężarek. Odporność na temperatury do 350 °C umożliwia stosowanie ich również na niektóre części silników turbinowych.



15. Kokila ze stali 18Ni300 do odlewów aluminiowych. (Trwałość kokili trzykrotnie większa od kokili ze stali H13 — 0,35% C, 5% Cr; 1% V; 1,5%Mo [23])

Dobra spawalność zarówno przed, jak i po starzeniu, oraz brak odkształceń po obróbce cieplnej uczyniły z nich niezastąpiony materiał na cienkościennie zbiorniki paliwowe (rys. 12) i korpusy rakiet o dużych średnicach, np. 6600 mm [23].

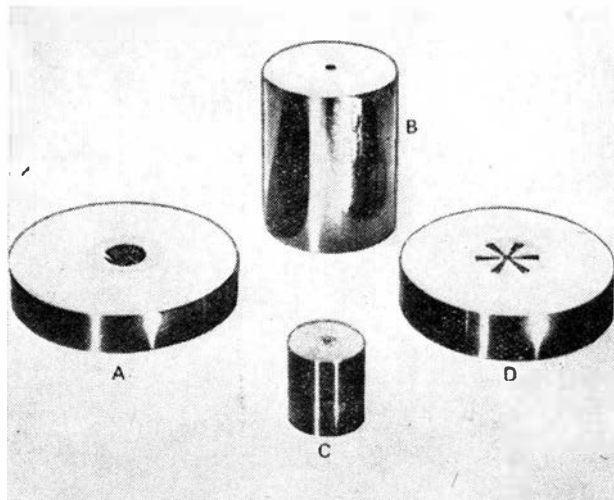
Opisane już zalety sprawiają, że stale *maraging* są niezastąpione również w budowie pojazdów kosmicznych, gdzie stosuje się je na elementy o podobnym charakterze jak w konstrukcjach lotniczych i raketowych.

Inne zastosowania przemysłowe

Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo znalazły wiele innych zastosowań. Wymienić tu należy blachy okrętowe, różne elementy złączne, jak śruby i sworznie, koła zębate, przekładnie ślimakowe, wały napędowe, naczynia ciśnieniowe, tłoki i cylindry hydrauliczne, części pomp i sprężarek, frezy, przeciągacze, kokile do aluminium, formy do tworzyw sztucznych i gumy, matryce, tłoczniki, suwaki pras, przebijaki, wypychacze, trzpienie wyoblarek, części urządzeń kriogenicznych, urządzeń wiertniczych, rurociągi oraz wiele innych (rys. 13, 14, 15, 16).

Na specjalną uwagę zasługuje możliwość szerokiego wykorzystania tych stali w krajowych konstrukcjach lotniczych na takie części jak: elementy konstrukcji podwozia wykonywane dotychczas ze stali konstrukcyjnych ulepszanych cieplnie, następnie koła przekładni zębatych, łopatki sprężarek, wały napędowe i wiele innych powyżej ilustrowanych i wymienionych, jak również na szeroki asortyment narzędzi i części w przemyśle budowy maszyn i urządzeń.

Prowadzone w Instytucie Inżynierii Materiałowej Politechniki Warszawskiej badania przy współpracy



16. Oprawki ze stali 18Ni300 do matryc z węglików spiekanych [25]

z Hutą Baildon — Mikrohuta oraz Instytutem Lotnictwa będą miały na celu sprawdzenie tych możliwości.

Literatura

1. Bieber C. G.: ASM Met. Engg. Quart., 1961, 1, 92.
2. Decker R. F., Eash J. T., Goldman A. J.: Trans. Quart. ASM, 1962, 55, 58.
3. Floreen S.: Metall. Rev. 1968, 18, 115.
4. Elghozi C.: Cobalt, 1965, 29, 1.
5. Chodorowski J., Wasiak J., Zalewski W.: Sprawozdanie MIIM — Stale konstrukcyjne wysokiej wytrzymałości — Warszawa, marzec 1973.
6. Steels for the Aerospace Industry — Katalog F-my BSC No. SSD758; 1.5.1971 (W. Brytania).
7. Marphy — prospekt F-my Creusot — Loire (Francja).
8. Marphy 2 — prospekt F-my Creusot — Loire (Francja).
9. Ravez R., Billon B.: Les aciers Maraging — prospekt F-my Creusot — Loire (Francja).
10. Karty materiałowe — Alloy Digest (USA).
11. Karty materiałowe F-my Sandvik (Szwecja).
12. Karty materiałowe F-my Latrobe Steel Co (USA).
13. Drapier J. M., Viatour P. et al.: Cobalt, 1971, 50, 29.
14. Magnee A., Viatour P. et al.: Cobalt, 1973, 58, 3.
15. Perkas M. D.: MITOM, 1970, (7), 12.
16. Caton R. L., Maniar G. N.: Cobalt, 1972, 55, 92.
17. Almar 18 Maraging Steels — prospekt F-my Allegheny Ludlum Steel Corp. (USA).
18. Nutting J.: Hutnik 1969, (12), 623.
19. Contractor G. P.: Cobalt 1966, 33, 187.
20. Fowler E. L.: Machinery (US) 1965, 71, 118.
21. Fowler E. L.: Metallworking Prod. 1962, 106, 145.
22. Haynes A. G.: J. Roy. Aeronaut. Soc. 1966, 70, 766.
23. Hamaker J. C., Bayer A. M.: Cobalt 1968, 38, 3.
24. Nickel Maraging Steels in the Aerospace Industry — prospekt Int. Nickel Co.
25. Nickel Maraging Steel in Production Engineering — prospekt Int. Nickel Co.

W następnym numerze . . .

W dziale *Problemy LOT* omówione będą niektóre problemy zużycia paliwa w transporcie lotniczym i porównany udział kosztów paliwa z innymi kosztami użytkowania samolotu; podana będzie charakterystyka jednostkowego kilometrowego zużycia paliwa i określony zakres optymalnego użytkowania samolotów w świetle maksymalnego wyko-

rzystania zdolności przewozowej.

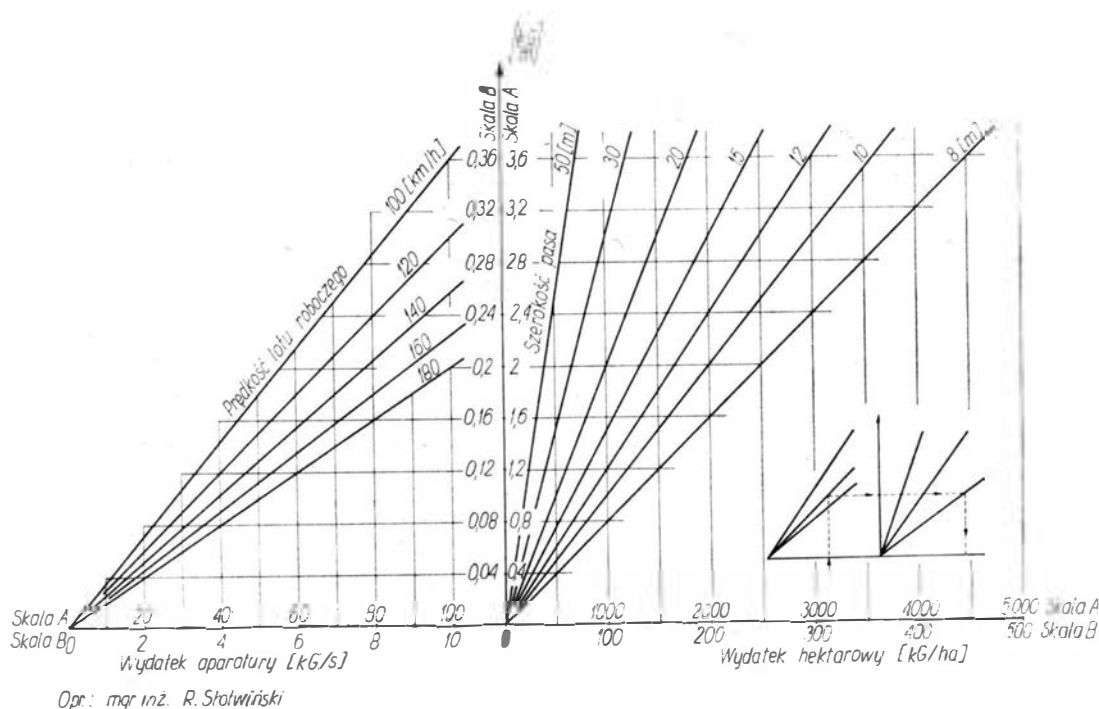
W *Pomocach konstrukcyjnych* przedstawiamy dane wytrzymałościowe nitowania blach duralowych, wymiary połączeń nitowanych, wytrzymałość sworzni i śrub, wyboczenia płyt ściskanych jednokierunkowo, wyboczenia podłużnic duralowych.

W *Kartotece TLiA* podajemy opis

2-miejscowego motoszybowca wielozadaniowego M-17 Universal produkcji czeskiej oraz opis 6—9-miejscowego lekkiego samolotu pasażerskiego lokalnej komunikacji Piper PA-31-350 Navajo Chieftain produkcji USA.

W *Technicznym słowniku lotniczym* podajemy terminologię w zakresie meteorologii.

WYDATKI SEKUNDOWE I HEKTAROWE APARATURY AGROLIOTNICZEJ



Nomogram do przeliczania wydatku sekundowego aparatury rolniczej na wydatek hektarowy (ew. odwrotnie).

U w a g a. Należy posługiwać się skalą A lub B zależnie od zakresu wydatków.

Właściwości fizyko-chemiczne podstawowych nawozów polskich i radzieckich stosowanych w agrolotnictwie

Nazwa nawozu	Wzór chem.	Ciężar właściwy [kg/dm ³]		Ciężar nasyp. [kg/dm ³]		Wielkość granulek [mm]		Wilgotność maks. dop. [%]		Kąt nasypu [stopnie]		Współczynnik tarcia poślizgowego				
		pol-ski	radz.	pol-ski	radz.	pol-ski	radz.	pol-ski	radz.	pol-ski	radz.	stal 1H 18N9T	lam. polle-str.	lam. epoks.	lam. z żel-kotem	
Nawozy azotowe																
mocznik gran.	CO(NH ₂) ₂	1,34		0,70 ÷ 0,75	0,65	1,0 ÷ 3,0	1,0 ÷ 2,5	0,3	0,3	33		0,280	0,263	0,162	0,253	
saletra amon. gran.	NH ₄ NO ₃	1,77		0,90 ÷ 0,95	0,84	0,75 ÷ 3,0	1,0 ÷ 3,0	1,3	0,4	33°40'		0,308	0,181	0,184	—	
saletrzak	NH ₄ NO ₃ + CaCO ₃	1,77		0,95 ÷ 1,00	—	1,0 ÷ 5,0	—	—	—	—		—	—	—	0,312	
siarczan amonu	(NH ₄) ₂ SO ₄	1,78		0,85 ÷ 0,95	0,74	drobno-kryst.	0,25 ÷ 1,0	1,5	0,2 ÷ 0,3	35°40'		0,401	0,372	0,339	—	
Nawozy fosforowe																
superfosfat pyl. 18%	Ca(H ₂ PO ₄) ₂	—		0,80 ÷ 1,10	0,95 ÷ 1,26	—	—	15,0	12,0 ÷ 15,0	—		—	—	—	—	
„ gran. 19%	Ca(H ₂ PO ₄) ₂	2,30		1,10 ÷ 1,15	1,10	0 ÷ 6,3	1,0 ÷ 10,0	5,0	1,0 ÷ 4,0	35°40'		0,382	0,361	0,314	0,316	
„ gran. 46%	Ca(H ₂ PO ₄) ₂	2,25		1,05 ÷ 1,10	1,10 ÷ 1,30	1,0 ÷ 4,0	1,0 ÷ 6,0	8,0 ÷ 10,0	4,0 ÷ 5,0	34°38'		0,301	0,226	0,263	0,223	
fosforan amonu	(NH ₄) ₂ HPO ₄	1,73		0,90 ÷ 1,00	—	1,0 ÷ 4,0	—	1,1	—	36		0,366	0,300	0,261	0,319	
Nawozy potasowe																
sol potasowa 57%	KCl	—	2,00	—	0,87 ÷ 0,99	—	0,05 ÷ 0,2	—	1,0 ÷ 2,0	—		0,486	0,300	0,306	0,401	
siarczan potasu	K ₂ SO ₄	2,66		—	1,25 ÷ 1,43	drobno-kryst.	0,05 ÷ 0,25	1,5	—	—		—	—	—	—	

Tablica przeliczeniowa jednostek układu niemetrycznego i metrycznego

Aby zamienić	na	należy pomnożyć przez
akr	ha	0,4047
angielska techniczna jednostka masy		
$\left(\frac{\text{slug}}{\text{ft}}; \frac{\text{lbsec}^2}{\text{ft}}\right)$	t.j.m.	1,49
atmosfera techniczna, (At) at	lb/sq.in	14,22
atmosfera fizyczna, atm (At)	in.of mercury (cal stupa rtęci)	29,92
atmosfera fizyczna, atm (At)	lb/sq.in	14,70
baryka (barrel oil)	U.S. Gall	42,00
cal (in.)	cm	2,540
cal ² (sq.in)	cm ²	6,452
cal ² (sq.in)	ft ²	10,76
cal ³ (cu.in)	cm ³	16,387
cal ⁴ (in ⁴)	cm ⁴	41,823
1 cal stupa rtęci (in. of mercury)	mm H ₂ O	136,0
1 cal stupa rtęci (in. of mercury)	lb/sq.in	0,4912
1 cal stupa wody (in. of water)	in. of mercury	0,07355
Cm	in.	0,3937
Cm ²	sq. in	0,1550
dyna	gm. wt (gram weight)	1,020 · 10 ⁻³
dyna	poundal	7,233 · 10 ⁻³
funt (lb)	kG	0,4536
funt	in. of mercury (cal stupa rtęci)	2,036
$\frac{\text{cal}^2}{\text{sq.in}} \left(\frac{\text{lb/sq. in}}{\text{psi}} \right)$	kG/cm ²	0,07031
$\frac{\text{funt}}{\text{cal}^2} \left(\frac{\text{lb/sq. in; psi}}{\text{psi}} \right)$	milibar	68,95
$\frac{\text{funt}}{\text{cal}^2} \left(\frac{\text{lb/sq. in; psi}}{\text{psi}} \right)$	milibar	68,95
$\frac{\text{funt}}{\text{cal}^3} \left(\frac{\text{lb/cu. in}}{\text{psi}} \right)$	kG/cm ³	0,0275
$\frac{\text{funt}}{\text{KM}} \left(\frac{\text{lb/H.P.}}{\text{psi}} \right)$	kG/KM	0,4474
funt/stopa (lb/ft)	kG/m	1,488
funt/stopa ² (lb/sq. ft)	kG/m ²	4,882
funt/stopa ³ (lb/cu. ft)	kG/m ³	16,02
galon amerykański (U.S. Gall)	l	3,78581
galon angielski (Imp. Gall)	Cu. ft	0,1605
galon angielski (Imp. Gall)	l	4,5460
galon angielski (Imp. Gall)	U.S. Gall	1,2010
gram masy (gm. wt)	dyna	980,7
quart	l	1,136
HP (Horsepower)	ft. lb/sec	550
HP	KM	1,014
HP	KW	0,7457
jard (yd)	m	0,9144
Joule	ft poundals	23,73
kG	lb (funt)	2,205
kG cal	B.Th.U	3,968
kG cal	British Thermal Units C.Th.U	2,205
kG/KM	Centigrate Thermal Units	
kGm	lb/H.P.	2,235
kG/m	lb. ft	7,233
kG/m ²	lb/ft	0,6720
kG/m ³	lb/sq. ft	0,2048
kG s ² /m ⁴	lb/cu. ft	0,06243
km	slug/cu. ft	0,01903
km/h (km/hr)	mile (mila ang.)	0,6214
km/h	ft/ sec	0,9113
km/l	knot (węzeł)	0,5396
	(mila morska/h)	
	mille/Imp. Gall	2,825

Aby zamienić	na	należy pomnożyć przez
km/l	nautical mlie/Imp. Gall	2,453
KW	H.P.	1,341
l (litres)	cu. ft	0,03532
l (litres)	Imp. Gall	0,2200
l (litres)	pint	1,760
m	ft	3,281
m	yd	1,094
mila angielska (statute mile)	km	1,609
mila angielska (statute mile)	nautical mile	0,8684
mila angielska/ Imp. Gall	km/l	0,3540
mila morska/ (nautical mile)	stat. mile	1,152
mila morska/ Imp. Gall	km/l	0,4077
mila na godzinę (m.p.h.)	ft/mln	88
mila na godzinę (m.p.h.)	ft/sec	1,467
mila na godzinę (m.p.h.)	knot	0,8684
mila na godzinę (m.p.h.)	m/s	0,4470
mila na godzinę (m.p.h.)	km/h	1,6092
(mila na godzinę) ² (m.p.h.) ²	(ft/sec) ²	2,151
(mila na godzinę) ² (m.p.h.) ²	(knot) ²	0,7542
m/s	knot	1,943
m/s	m.p.h.	2,237
poundal	lb. wt	0,03108
puaz (poise)	lb/ft. sec	0,06720
puaz	kGs/m ²	0,1020
slug	lb. mass	32,17
slug	kg	14,592
stokes	sq. ft/sec	1,076 · 10 ⁻³
stokes	m ² /s	0,0999
stopa (ft)	m	0,3048
stopa ³ (cu. ft)	cu. in	1728
stopa ³ (cu. ft)	Imp. Gall	6,229
stopa ³ (cu. ft)	l	28,32
stopa funt (ft. lb)	kGm	0,1383
stopa/min (ft/min)	knot	9,868 · 10 ⁻³
stopa/min (ft/min)	m.p.h.	0,01136
stopa/min (ft/min)	m/s	0,51 · 10 ⁻²
stopa/sekunda (ft/sec)	km/h	1,097
stopa/sekunda (ft/sec)	knot	0,5921
stopa/sekunda (ft/sec)	m.p.h.	0,6818
(stopa/sekunda) ² (ft/sec) ²	knot ²	0,3506
(stopa/sekunda) ² (ft/sec) ²	(m.p.h.) ²	0,4649
stopa ² /sekunda (sq. ft/sec)	cm ² /s	929,0
stopień (deg)	rd	0,01745
stopień Fahrenheit (°F)	°C	0,555(°F-32)
tona amerykańska (the short ton U.S.)	kG	907,2
tona amerykańska (the short ton — U.S.)	lb	2000
tona angielska (the long ton — angielska)	lb	2240
tona angielska (the long ton)	kG	1016
tona angielska/cal ² (ton/sq. in)	kG/mm ²	1,575
tona metryczna	tona angielska	0,9842
uncja (oz)	G	28,35
węzeł (kn)	m/s	0,5148
węzeł (kn)	ft/sec	1,689
węzeł (kn)	km/h	1,853
węzeł (kn)	m.p.h.	1,152
węzeł ² (kn ²)	ft/sec ²	2,852
węzeł ² (kn ²)	m.p.h. ²	1,326

Opracował Z.G.

IVCT/260/E/74

DEUTSCHE ABKÜRZUNGEN

- 1 — Abf. — der Abflug
 2 — AFK — die Anzeige des Funkkompasses
 3 — AG — das Anlassgerät
 4 — Akk., Akku — der Akkumulator
 5 — Amph. — das Amphibienflugzeug
 6 — AR — der Aktionradius
 7 — atu — Atmosphären-Unterdruck
 8 — atü — Atmosphären-Überdruck
 9 — aus — ausgeschaltet
 10 — AW — der Abdriftwinkel
 11 — A.W. — allwetter (-Flugzeug)
 12 — AW — der Anlasswagen
 13 — B.A. — die Betriebsanweisung
 14 — B.B. — der Backbord
 15 — Bdfu. — der Bordfunker
 16 — BEG — das Bodeneffektgerät
 17 — BFW — Bugfahrwerk
 18 — BL — das Betriebsstofflager
 19 — Bl.Fl. — der Blindflug
 20 — BM — der Bordmechaniker
 21 — BzB — Bord-zu-Bord
 22 — BzE — Bord-zu-Erde
 23 — DD — der Doppeldecker
 24 — 3D — dreidimensional
 25 — Dl — die Druckluft
 26 — Dmr — der Durchmesser
 27 — DMS — der Dehnungsmessstreifen
 28 — edul — entgegen dem Uhrzeigerlauf
 29 — EDV — die elektronische Datenverarbeitung
 30 — ein — eingeschaltet
 31 — Ei. V. — die Eigenverständigungsanlage
 32 — EM — der Elektromotor
 33 — EMK — die elektromotorische Kraft
 34 — EPS — die effektive Pferdestärke
 35 — Ferak — die Feststoffrakete
 36 — FF — der Flugzeugführer, das Funkfeuer
 37 — Fl — der Flugkörper
 38 — FK — der Ferngelenkter Körper
 39 — Flb — die Flugbahn
 40 — Flb — das Flugboot
 41 — Fluk — der Flugkörper
 42 — Flugs. — die Flugsicherung
 43 — Flusi — die Flugsicherung
 44 — FMP — der Fernmarkierungspunkt
 45 — FO — die Funkortung
 46 — FR — das Flüssigkeitsraketenstrahltriebwerk
 47 — FS — die Funkstation
 48 — FSK — der Flugsicherungs-Kontrolldienst
 49 — FU — der Flugunfall
 50 — FuMO — das Funkmessortungsgerät
 51 — FuMSt — die Funkmessstation
 52 — Fusta — die Funkstation
 53 — FW — die Flugweite
 54 — Geko — das Geberpotentiometer
 55 — Gew. — das Gewicht
 56 — GFK — der glasfaserverstärkter Kunststoff
 57 — GM — der Geschwindigkeitsmesser
 58 — GT — die Gasturbine
 59 — HD — der Hochdruck; der Hochdecker
 60 — HDT — die Hochdruckturbinen
 61 — HFV — das Hauptfahrwerk
 62 — HK — die Hinterkante
 63 — HLW — das Höhenleitwerk
 64 — IFF — die Identifizierung Freund-Feind
 65 — INA — die Internationale Normalatmosphäre
 66 — IR — Infrarot...
 67 — Jabo — der Jagdbomber
 68 — Kf., K.F. — die Kaltfront
 69 — KO — der Katodenstrahlzilograph
 70 — KS — der Kraftstoff
 71 — KTW — das Kolbentriebwerk
 72 — LD — der lichter Durchmesser
 73 — LFK — der Lenkflugkörper
 74 — LWK — das Leitwerk
 75 — M.E. — die Mach-Einheit
 76 — MGZ — die Mittlere Greenwicher Zeit (GMT)
 77 — mul — mit dem Uhrzeigerlauf
 78 — n.B. — die nördliche Breite
 79 — ND — der Nennndruck, der Niederdruck
 80 — NM — die nautische Meile
 81 — NN — die Normal-Null
 82 — Ö.L. — die östliche Länge
 83 — O.Z. — die Oktanzahl
 84 — OZ — die Ortzeit
 85 — PR — das Pulverraketenstrahltriebwerk
 86 — p/s — Perioden pro Sekunde
 87 — PS — die Pferdestärke
 88 — PSe — die effektive Pferdestärke
 89 — PTL — das Propeller-turbinenstrahltriebwerk
 90 — Q.S. — die Quecksilbersäule
 91 — Rak — die Rakete
 92 — RF, Rflfa — der Rückenfallschirm
 93 — RM — die Rudermaschine
 94 — S.B. — der Steuerbord
 95 — s.B. — die südliche Breite
 96 — SH — die Starthilfe
 97 — SLB — die Start-und-Landebahn
 98 — SLW — das Seitenleitwerk
 99 — SM — der Servomotor
 100 — SP — der Schwerpunkt
 101 — Stkm — das Stundenkilometer
 102 — Stau — das Staustahltriebwerk
 103 — Stuka — das Sturzkampfflugzeug
 104 — Tacho — das Tachometer
 105 — TD — der Tiefdecker
 106 — TDK — die technische Durchsicht und Kontrolle
 107 — TFA — das Tragflächenaussenstück
 108 — TFM — das Tragflächenmittelstück
 109 — TL — das Turbinenluftstrahltriebwerk
 110 — Trafo — der Transformator
 111 — TW — das Triebwerk
 112 — TZ — die Tourenzahl
 113 — UFK — der un gelenkter Flugkörper
 114 — U/min, Upm — die Umdrehungen pro Minute
 115 — UV — Ultraviolett
 116 — VG — das Vorwärmgerät
 117 — vH — vom Hundert
 118 — VK — die Vorderkante
 119 — vmo — viermotorig
 120 — wd — wasserdicht
 121 — Wdg — die Wendung
 122 — Wewa — die Wetterwarte
 123 — w.L. — die westliche Länge
 124 — WPS — die Wellenpferdestärke
 125 — WS — die Wassersäule
 126 — ZTL — das Zweistrom-Turbinen-Luftstrahltriebwerk

K. D.

SKRÓTY NIEMIECKIE

- 1 — odlot, start
 2 — wskazania radiobusoli (kąt kursowy radiostacji)
 3 — rozrusznik, agregat rozruchowy
 4 — akumulator
 5 — samolot amfibia
 6 — promień działania
 7 — ...atmosfer podciśnienia
 8 — ...atmosfer nadciśnienia
 9 — wyłączone
 10 — kąt znoszenia
 11 — (samolot) na każdą pogodę
 12 — wózek rozruchowy (naziemne źródło energii)
 13 — instrukcja eksploatacji
 14 — lewa burta
 15 — radiooperator pokładowy
 16 — poduszkowiec (pojazd na poduszcze powietrzne)
 17 — podwozie przednie
 18 — magazyn paliw
 19 — „ślepy” pilotaż (lot wg przyrządów)
 20 — mechanik pokładowy
 21 — (rakiet) „powietrze—powietrze”
 22 — (rakiet) „powietrze—ziemia”
 23 — dwupłat
 24 — trójwymiarowy (prze-strzenny)
 25 — sprężone powietrze
 26 — średnica
 27 — tensometr
 28 — przeciwnie do ruchu wskazówek zegara
 29 — elektroniczne przetwarzanie danych
 30 — włączone
 31 — telefon pokładowy
 32 — silnik elektryczny
 33 — siła elektromotoryczna (SEM)
 34 — moc efektywna
 35 — rakiet na paliwo stałe (r. prochowa)
 36 — pilot; radiolatarnia
 37 — lot, rejs
 38 — rakiet kierowana
 39 — tor, orbita
 40 — lódź latająca
 41 — obiekt latający
 42 — zabezpieczenie lotów (kontrola ruchu lotniczego)
 43 — zabezpieczenie lotów (kontrola ruchu lotniczego)
 44 — marker zewnętrzny
 45 — radionawigacja
 46 — silnik raketowy na paliwo ciekłe
 47 — radiostacja
 48 — służba kontroli ruchu lotniczego
 49 — wypadek lotniczy
 50 — radiolokator nawigacyjny
 51 — stacja radiolokacyjna
 52 — radiostacja
 53 — zasięg lotu
 54 — potencjometr-nadajnik
 55 — ciężar
 56 — tworzywo sztuczne wzmocnione włóknem szklanym (laminat)
 57 — prędkościomierz
 58 — turbina gazowa (silnik turbinowy)
 59 — wysokie ciśnienie; górnopłat
 60 — turbina wysokiego ciśnienia
 61 — podwozie główne
 62 — krawędź spływu
 63 — usterzenie poziome
 64 — rozpoznawanie „swoj—obcy”
 65 — Międzynarodowa Atmosfera Wzorcowca (MAW)
 66 — podczewień, podczewony
 67 — samolot myśliwsko-bombowy (szturmowy)
 68 — front chłodny
 69 — oscylograf katodowy
 70 — paliwo
 71 — silnik tłokowy
 72 — średnica w świetle (ś. wewnętrzną)
 73 — rakiet kierowana
 74 — usterzenie
 75 — liczba Macha
 76 — średni czas według Greenwich
 77 — zgodnie z ruchem wskazówek zegara
 78 — szerokość północna
 79 — ciśnienie nominalne; niskie ciśnienie
 80 — mila morska
 81 — średni poziom morza
 82 — długość wschodnia
 83 — liczba oktanowa
 84 — czas lokalny
 85 — rakiet na paliwo stałe (r. prochowa)
 86 — cykl na sekundę (c/s, Hz)
 87 — moc w koniach mechanicznych
 88 — moc efektywna
 89 — silnik turbośmigłowy
 90 — ślup rzący
 91 — rakiet
 92 — spadochron plecowy
 93 — serwomechanizm pilota automatycznego
 94 — prawa burta
 95 — szerokość południowa
 96 — silnik startowy (pomocniczy)
 97 — droga startowa
 98 — usterzenie pionowe
 99 — serwomechanizm
 100 — środek ciężkości
 101 — kilometr na godzinę
 102 — silnik strumieniowy
 103 — bombowiec nurkujący
 104 — obrotomierz
 105 — dolnopłat
 106 — przegląd techniczny i kontrola
 107 — zewnętrzna (przyczepna) część płata
 108 — środkowa część płata (skrzydło środkowe)
 109 — silnik turbodrutowy
 110 — transformator
 111 — silnik
 112 — liczba obrotów
 113 — rakiet nie kierowana
 114 — obroty na minutę
 115 — ultrafiolet, ultrafioletowy
 116 — podgrzewacz (lotniskowy)
 117 — procent
 118 — krawędź natarcia
 119 — czterosiłkowy
 120 — wodoszczelny
 121 — żakret
 122 — stacja meteorologiczna
 123 — długość zachodnia
 124 — moc na wale
 125 — ślup wody
 126 — silnik odrzutowy dwuprzepływowy.

K. D.

WCT (260) K/74

Warucha I. M., Byczkow W. D., Smolenskij E. Ł.: **Praktičeskaja aerodynamika samoleta An-12**. Wyd. Transport, Moskwa 1971, str. 180, cena 70 kop. (7 zł).

Książka omawia zagadnienia aerodynamiki i mechaniki lotu samolotu An-12, technikę pilotażu i bezpieczeństwo lotu. Przedstawione są charakterystyki aerodynamiczne i układu napędowego ze szczególnym uwzględnieniem charakterystyk śmigła w różnych stanach lotu. Następnie autorzy omawiają kolejne fazy lotu samolotu: start, wznoszenie, lot poziomy, schodzenie i lądowanie, z uwzględnieniem wpływu różnych czynników na własności lotne samolotu.

Omówione są także podstawowe pojęcia z zakresu stateczności i sterowności — podłużnej i bocznej — samolotu i podane charakterystyki stateczności samolotu. Ostatnie rozdziały są poświęcone niektórym specjalnym stanom lotu (np. start, i lądowanie na miękkim podłożu, lot przy skrajnych wyważeniach) oraz sytuacjom awaryjnym.

Książka może być pomocą dla personelu latającego lub szkolącego się na samolotach An-12, a także dla wszystkich, którzy interesują się własnościami i techniką pilotażu współczesnych dużych samolotów turbośmigłowych.

A. K.

Sbornik zadacz po konstrukcji i procznosti samolietow i wiertolietow. Pod red. K. D. Mirtowa i Z. S. Czernienko. Wyd. Transport, Moskwa 1973, str. 236, rys. 133, tabl. 74, cena 63 kop. (zł 6,30).

Zbiór zadań odpowiada w zasadzie treści podręcznika „Konstrukcja i procznost samolietow i wiertolietow” (pod redakcją tych samych autorów, wyd. Transport, Moskwa 1972 r.).

Pierwszy rozdział poświęcony jest zadaniom z zakresu obciążeń zewnętrznych, obejmuje zarówno zagadnienia podstawowe, jak i zastosowanie radzieckich przepisów budowy sprzętu lotniczego. Nowością są zadania z zakresu określania ograniczeń dla współczesnych samolotów oraz z zakresu obciążeń śmigłowców.

Następne rozdziały obejmują obliczenia podstawowych elementów samolotu i śmigłowca — skrzydeł, wirników, kadłubów, zawieszenia silnika, sterowania i podwozia. Ponadto osobne rozdziały poświęcono drganiom, aeroelastyczności, niezawodności i trwałości oraz zagadnieniom projektowania i oceny efektywności.

Książka zawiera wiele wykresów i tabel z zakresu własności materiałów i elementów konstrukcji, tabele atmosfery wzorcowej, dane profili, tabele wymiarów i dane kół lotniczych oraz tabele przejścia z jednostek technicznych na układ SI.

Książka może być pomocna dla studentów wydziałów lotniczych oraz pracowników biur konstrukcyjnych przemysłu lotniczego, jest ciekawa dla wszystkich interesujących się zagadnieniami budowy samolotów.

A. K.

Wachitow A. F.: **Wiertoliet Ka-26**, wyd. Transport, Moskwa, 1973 rok, str. 168, rys. 62, tabl. 21, zał. 4, cena 64 kop. (6,40 zł).

Książka jest opisem konstrukcji śmigłowca Ka-26 i omawia podstawowe dane tego śmigłowca, zagadnienia konstrukcyjne i obsługowe, a także diagnostykę podstawowych zespołów.

Systematyczny opis zespołów konstrukcyjnych — silnika, przekładni, wirników nośnych, kadłuba, układu sterowania, instalacji i wyposażenia jest uzupełniony wieloma zestawieniami i danymi liczbowymi oraz doskonałymi ilustracjami. Ilustracje te — zarówno rysunki techniczne, jak schematy, np. instalacji, czy rysunki aksonometryczne różnych zespołów są wykonane bardzo starannie, rysunki aksonometryczne z „wyciętymi” fragmentami są bardzo czytelne, m. in. dzięki udanemu, dyskretnemu cieniowaniu i niezwykle cenne dla czytelnika pragnącego poznać konstrukcję tego interesującego śmigłowca.

Książka zawiera bardzo wiele danych technicznych poszczególnych agregatów śmigłowca, dzięki czemu może być użyteczna dla wszystkich zatrudnionych w lotnictwie — nie tylko dla specjalistów śmigłowcowych. Może być cenną pomocą naukową dla pracowników przemysłu lotniczego, a także dla wydawców technicznych, jako przykład wysokiego poziomu wydawniczego.

A. K.

Wasilin W. N.: **Awtomatizirowannoje woźdienie tiaziołych samolietow**, Wojennoje Izd. Min. Oborony SSSR, Moskwa 1973 r. str. 200, cena 65 kop. (zł 6,50).

Książka omawia zasady zautomatyzowanego prowadzenia (rozumianego szerzej niż zagadnienia wyłączenie nawigacyjne) samolotów o dużym ciężarze i prędkościach. Podane są podstawowe charakterystyki samolotów tej klasy, omówione funkcje załogi i zasady podziału czynności między jej członkami, przykładowo omówione są stanowiska robocze załogi i sposób przekazywania danych z przyrządów pokładowych, spotykany we współczesnych samolotach. W następnych rozdziałach przedstawiono równania ruchu samolotu i zagadnienia stateczności ruchu, z uwzględnieniem urządzeń stabilizacyjnych typu pilotów automatycznych, a także podstawowe równania nawigacji.

Omówiono automatyczne systemy pilotażowo-nawigacyjne zarówno istniejące, jak przewidywane w przyszłości, podano podstawowe charakterystyki tych urządzeń.

Książka, według noty edytorskiej, przeznaczona jest dla pilotów i nawigatorów lotnictwa wojskowego i cywilnego oraz innych specjalistów interesujących się zagadnieniami automatyzacji prowadzenia samolotów, jednak ze względu na bardzo staranne opracowanie materiału, zestawienia konkretnych danych i informacje o podstawowych problemach nawigacyjno-pilotażowych samolotów ciężkich, jest godna polecenia także dla studentów i inżynierów wszystkich specjalności lotniczych, jako źródło informacji o współczesnym stanie techniki w tej dziedzinie.

A. K.

Porty lotnicze w nowoczesnym świecie

Część 1

Wydana w 1971 r. we Francji książka *Porty lotnicze i ich środowisko** była żywo dyskutowana w latach 1971—72 na konferencjach Międzynarodowej Organizacji Portów Lotniczych (ICAA) oraz na międzynarodowych sympozjach poświęconych bliższemu naświetleniu niezwykle skomplikowanego i trudnego problemu, jakim jest miejsce portu lotniczego w zurbanizowanej aglomeracji.

Jacques V. Block, autor wspomnianej pracy, jest I zastępcą dyrektora naczelnego Aeroport de Paris. Kieruje on bezpośrednio działalnością portów paryskich w zakresie studiów, ekonomiki i inwestycji. W tych dziedzinach uznawany jest za autorytet nie tylko we Francji, ale i w innych krajach Europy zachodniej. Głównym przedmiotem jego zainteresowania są zagadnienia lokalizacji portów lotniczych i ich wkomponowanie w organizmy aglomeracji miejskich.

Wydaje się, że słuszne będzie przekazanie czytelnikom polskim zainteresowanym problematyką lotniczą poglądów Jacques'a Blocka ze świadomością że nie zawsze poglądy te są w pełni adekwatne do naszych warunków tak ze względu na skalę zagadnienia (autor wyżej wymienionej pracy pisze o dużych portach lotniczych), jak również z uwagi na odmienne stosunki społeczno-polityczne (działając w świecie kapitalistycznym Jacques Block ocenia pracę portu w zasadzie wyłącznie wg mierników ekonomicznych).

J. Block pokazał pozycję i rolę portów lotniczych na przełomie XX i XXI wieku, w następujących aspektach:

- Port lotniczy jako element systemu transportowego
- Port lotniczy jako czynnik zagospodarowania terenu
- Port lotniczy elementem składowym aglomeracji miejskiej
- Czynnik ludzki w zagadnieniach związanych z portem lotniczym

* Jacques Block: „Les aéroports et l'environnement” — Wyd. Aeroport de Paris — maj 1971 r.

W artykule opisano rolę, którą spełnia port lotniczy jako element transportu lotniczego.

Zwrócono uwagę na różnicę między funkcją lotniska i portu lotniczego oraz na rozległość funkcji, jakie musi realizować port lotniczy, a także na ogromną i trudną rolę, jaką ma do spełnienia.

Omówione w artykule poglądy zaczerpnięte są z książki Jacques'a Blocka „Porty lotnicze i ich środowisko”.

- Kierunki działania portów lotniczych
- Czynniki rozwoju portu lotniczego
- Porty lotnicze dnia jutrzejszego.

Na wstępie należałoby dać odpowiedź na pytanie: Co rozumiemy pod pojęciem port lotniczy?

Odpowiedź za to pytanie może wydawać się pozornie prosta. Jednakże, uświadamiając sobie fakt, że port lotniczy jako istota żywa i złożona istnieje jedynie w funkcji swego środowiska i działa zależnie od formy zespolenia z tym środowiskiem, konieczne staje się uwzględnienie różnorodnych aspektów pojęcia „port lotniczy”.

Definicja klasyczna lotniska, jakoby czysto anatomiczna, jest niewystarczająca. Port lotniczy bowiem nie może być utożsamiany z zespołem urządzeń zapewniających utrzymanie ruchu lotniczego, gdyż urządzenia te stanowią jedynie zewnętrzne objawy działalności organizmu portu ujęte w aspekcie statycznym.

Pojęcie port lotniczy powinno mieć charakter dynamiczny uwzględniający nie tylko lotnicze funkcje portu, ale również jego funkcje gospodarcze, społeczne, socjalne czy też elementu zagospodarowania przestrzennego.

W rzeczywistości bowiem — z uwagi na wielorakie funkcje — port lotniczy wiąże się z wieloma złożonymi dziedzinami, jak np. transport w ogóle a transport lotniczy w szczególności, system ekonomiki transportu i ekonomiki przedsiębiorstwa, zagadnienia zagospodarowania przestrzennego czy zespół usług socjalnych.

Zatem o porcie lotniczym nie można mówić jak o pojedynczym, wyodrębnionym zjawisku; nie może być on rozpatrywany w układzie zdominowanym przez jeden z systemów ani traktowany jako oddzielny element któregoś układu czy systemu.

Przeciwnie port lotniczy należy uznać niejako za arenę, na której spotykają się różne zjawiska oraz za czynnik równowagi między nimi, mimo występujących niejednokrotnie różnic interesów.

Niniejszy artykuł poświęcony zostanie spojrzeniu na port lotniczy jako na element transportu lotniczego.

Port lotniczy jako element transportu lotniczego

Porty lotnicze stanowią część składową systemu transportu lotniczego, do którego zaliczane są przedsiębiorstwa przewozowe (towarzystwa lotnicze), służby i środki kontroli ruchu lotniczego, służby pomocnicze czy nawet prywatni użytkownicy samolotów, jak również w bardzo szerokim ujęciu przemysł konstruujący samoloty, silniki i wyposażenie.

Analiza wzajemnych powiązań między tymi elementami jest interesująca z punktu widzenia problematyki portu lotniczego.

Port lotniczy — infrastruktura transportu lotniczego

Każdy środek transportu wymaga odpowiedniej infrastruktury, to znaczy urządzeń umożliwiających przemieszczanie swoich pojazdów.

Dla transportu lotniczego przestrzeń powietrzna jest głównym czynnikiem infrastruktury. Tym niemniej przestrzeń powietrzna nabiera walorów infrastruktury lotniczej dopiero przez zainstalowanie urządzeń systemu prowadzenia ruchu lotniczego i jego kontroli. Urządzenia zabezpieczające ruch lotniczy mają na celu zapewnić bezpieczeństwo lotów i zwiększyć przepustowość przestrzeni powietrznej. Wprawdzie wydawać się może, że przestrzeń powietrzna ma nieograniczoną przepustowość, to jednak w regionach silnie rozwiniętego transportu lotniczego przestrzeń ta zaczyna być nasycona. Infrastruktura dróg lotniczych byłaby jednak bezużyteczna bez infrastruktury niezbędnej na krańcowych punktach podróży lotniczej. Stąd idea portu lotniczego wydaje się być związana wyłącznie z przyjmowaniem samolotu na ziemi. Pogląd ten był zresztą słuszny na początku drogi rozwoju lotnictwa, kiedy problem polegał na samej funkcji latania, a nie na funkcji przemieszczania ładunku. Wówczas chodziło o lotniska a nie o porty lotnicze. Zresztą termin lotnisko jest nadal aktualny w odniesieniu do problematyki lotnictwa wojskowego i sportowego.

Lotnisko jest bowiem terenem urządzonym umożliwiającym starty, lądowanie, kołowanie i postój statków powietrznych, wyposażonym w urządzenia zapewniające bezpieczeństwo ruchu lotniczego i zaopatrzenie samolotów w paliwo.

Lotnisko może być uznane w pewnym sensie za port lotniczy „nagi”, tj. zajmujący się jedynie samolotami, co stanowi zaledwie część zagadnień wynikających z funkcji transportu lotniczego.

Zatem pojęcia lotnisko nie należy utożsamiać z pojęciem portu lotniczego. Jednakże ograniczając się w tym miejscu jedynie do wąskiego pojęcia „lotnisko” nie można pominąć zagadnienia zależności między lotniskiem a wymaganiami statków powietrznych. Należy więc rozstrzygnąć, czy lotnisko musi podporządkować się całkowicie wymaganiom statków powietrznych, czy też powinno regulować te wymagania. Istnieje bowiem swego rodzaju konflikt pomiędzy środkiem transportu a infrastrukturą, występujący faktycznie we wszystkich rodzajach transportu. Użytkownicy pojazdów dążą do zmniejszenia kosztów eksploatacyjnych, a w konsekwencji do stosowania pojazdów coraz większych i mających coraz większe wymagania w stosunku do infrastruktury,

co rodzi konflikt między środkiem transportu a infrastrukturą. Konflikt ten pogłębia się biorąc pod uwagę okoliczność, że postęp techniczny w zakresie środków transportu na ogół dokonuje się dość szybko.

Natomiast modyfikacja infrastruktury może napotkać poważne przeszkody zarówno administracyjne, jak finansowe i polityczne, a ponadto wymaga więcej czasu.

Należy przy tym uwzględnić fakt, że pojazdy znajdują się w gestii przedsiębiorstw, spółek czy użytkowników prywatnych, a infrastruktura na ogół w gestii państwa czy samorządów lokalnych, często w powiązaniu z układami międzynarodowymi.

Zależności te kształtują się nieco odmiennie w różnych rodzajach transportu.

W przypadku kolei wysoki koszt infrastruktury od samego początku jej istnienia wpływał na fakt dyktowania przez nią warunków dla pojazdów określając rozstaw kół, ograniczając gabaryty wagonów itd. Działo się to tym łatwiej, że ogólnie rzecz biorąc, zarówno eksploatacja pojazdów, jak i infrastruktura znajdowały się w jednych rękach.

W przypadku dróg sytuacja jest podobna, gdyż rozmiary pojazdów, obciążenia na oś i prędkości są limitowane infrastrukturą. Tu jednak szybciej i w znacznie szerszym zakresie następuje dostosowanie się infrastruktury do wymagań rozwoju pojazdów.

W przeciwieństwie do transportu lotniczego w **transporcie morskim** nic nie wstrzymuje tendencji do modernizacji i budowy coraz większych okrętów. Drogi morskie bowiem nic nie kosztują, a urządzenia portowe pod presją obsłużenia coraz większych jednostek pływających ulegają nieustannej rozbudowie.

W transporcie lotniczym dotychczas infrastruktura była również podporządkowana wymaganiom statków powietrznych. Długość dróg startowych i ich nośność musiały być powiększane dla przyjmowania samolotów coraz szybszych i coraz cięższych. Drogi kołowania i płaszczyzny postojowe musiały być przystosowywane do wzrastających wymogów statków powietrznych i do ich ograniczonej możliwości manewrowania. Godzono się również ze skutkami hałasu, podmuchów, dymów i zapachu wydzielanego przez odrzutowe silniki lotnicze.

Przedstawione zależności między infrastrukturą a środkami transportu nie zawsze wynikają z przesłanek ekonomicznych, a częściej stanowią wynik działania z „pozycji siły”.

Wydać się jednak, że w przypadku transportu lotniczego, który jest stosunkowo nowym rodzajem transportu, prawa ekonomii dochodzą do głosu coraz powszechniej. Obserwuje się dość wyraźnie odwrócenie dotychczasowych tendencji supremacji statków powietrznych nad infrastrukturą. O ile w okresie powstania lotnictwa supremacja ta była niezbędna do stworzenia szans rozwoju statków powietrznych ścierających się z setkami i tysiącami nie rozwiązanych problemów, o tyle jest to niemożliwe do przyjęcia dzisiaj, gdy transport lotniczy stał się właściwie przemysłem.

Wystarczy przypomnieć, że przy wprowadzeniu do eksploatacji samolotu Boeing 707 realna wymagana długość dróg startowych, znacznie większa niż uprzed-

nio podawano, została ujawniona w ostatniej chwili. Obecnie przy wprowadzaniu do eksploatacji samolotu Boeing 747 sprawa turbulencji powstającej za samolotem wyszła na jaw dopiero po wprowadzeniu tych samolotów na linie. Przekroczyło to granicę wytrzymałości portów lotniczych, które napotykały coraz większe trudności techniczne i finansowe wynikające z ewolucji statków powietrznych, nie mówiąc już o problemach socjalnych spowodowanych wzrastającym hałasem.

Pierwszym krokiem wpływającym na zmianę dotychczasowych tendencji było wymuszenie przez porty lotnicze podwyższonej opłaty za lądowanie, co miało zapewnić przynajmniej częściowe pokrycie kosztów inwestycji.

Lotnicze towarzystwa przewozowe uświadomiły sobie, że infrastruktura nie jest bezpłatna, a więc zmniejszenie bezpośrednich kosztów eksploatacji samolotu nie jest opłacalne, o ile wiąże się ze zwiększonymi kosztami pośrednimi.

Równocześnie w odniesieniu do hałasów lotniczych zadziałała opinia publiczna, której głos przyczynił się do wprowadzenia przedsięwzięć antyhałasowych, a nawet do zamknięcia niektórych portów lotniczych w nocy. W dalszej kolejności nastąpiła presja na konstruktorów zmierzająca do ograniczenia hałaśliwości samolotów zakończona wprowadzeniem przepisów znanych pod nazwą „certyfikatu akustycznego”.

W ten sposób pod wpływem nacisków finansowych, socjalnych i politycznych układ sił między trzema głównymi partnerami stymulującymi rozwój transportu lotniczego (konstruktorzy, towarzystwa lotnicze, porty lotnicze) uległ znacznemu wyrównaniu. Partnerzy ci uświadomili sobie konieczność solidarnego działania we wspólnym interesie. Podjęto wspólne wysiłki w zakresie ustalania charakterystyk, jakim powinny odpowiadać przyszłe samoloty, biorąc między innymi pod uwagę wpływ statków powietrznych na porty lotnicze.

Z kolei, w ramach wzajemnych kompromisów, na porty lotnicze nałożono obowiązek przystosowania się do przyjmowania potoków pasażerskich z wielkich i coraz większych samolotów oraz rozwiązania sprawy zagęszczenia w przestrzeni powietrznej, które w rejonie niektórych portów lotniczych zaznaczyło się już dość wyraźnie.

Port lotniczy — portem statków powietrznych

Port lotniczy jest dosłownym wykładnikiem tej nazwy. Należy tu jeszcze raz wyraźnie podkreślić różnicę pomiędzy funkcjami lotniska i portu lotniczego. Przekształcenie się niektórych lotnisk w porty lotnicze postępowało równoległe z historią transportu lotniczego.

U źródeł lotnictwa tkwi przygoda ludzi odważnych i uparte hobby inżynierów mechaników. W ciągu pół wieku powstało przedsięwzięcie olbrzymie oparte przede wszystkim na prawach ekonomicznych. Problemem nr 1 przestało być latanie, a stała się sprzedaż pasażerokilometrów i tonokilometrów. Można żałować tej ewolucji od cudowności do powszechności, od heroizmu do rutyny, a nawet od poezji do handlu, ale nie można jej nie uznawać czy nie dostrzegać, gdyż równocześnie jest to ewolucja

od ryzyka do bezpieczeństwa, od niewiadomej do znajomości, od uprzywilejowania do równości. Zdarzają się na pewno pewne tęsknoty za przeszłością zmieniające do zachowania lotnictwu jego partykularyzmu. Jest to jednak przeszłość bezpowrotna. Nie znaczy to jednak, by nowoczesne lotnictwo nie miało swoich wielkości i nie pasjonowało ludzi. Z tego punktu widzenia obecny port lotniczy daje nieskończenie więcej możliwości niż dawniejsze lotnisko.

Zagadnienia interesujące port lotniczy to nie tylko niebo, ale również wszystko to, co dzieje się na ziemi. Odgrywa on bowiem rolę pośrednika pomiędzy stroną „pola wlotów” i stroną „podjazd do miasta”. Ponadto port lotniczy powinien zapewniać wszystkie usługi w zakresie obsługi pasażerów, bagażu i towaru (łącznie z wszystkimi niezbędnymi formalnościami).

Dla lepszego zrozumienia funkcji portu lotniczego można porównać go do portu morskiego przyjmując analogie: reda — droga startowa, baseny portowe — drogi kołowania, nadbrzeża — płyty przeddworcowe, dworzec morski — dworzec lotniczy, doki remontowe — hangary, kapitanat — wieża kontroli ruchu.

Dalej, samoloty są zaopatrywane w paliwo jak okręty, kierowane na trasach podobnie jak okręty, a podobieństwo to wzrasta wraz z wielkością samolotu. Podobnie jak w transporcie morskim samoloty są w porcie holowane, mają na pokładzie własne źródła energii elektrycznej, dostarcza się do nich „rękawy”, jak w transporcie morskim pomosty.

Jak w transporcie morskim miejsce „łamania transportu” pociąga za sobą lokalizację w pobliżu handlu i przemysłu wyspecjalizowanego, jak obecnie nie można sobie wyobrazić portu morskiego bez terenów przemysłowych, gdzie fabryki przerabiają czy zużywają surowce i produkty przewożone drogą morską, tak jutro trudno będzie wyobrazić sobie porty lotnicze bez stref przemysłowych i handlowych, gdzie będzie składowany, przerabiany, przekształcany czy przetwarzany coraz szerszy asortyment produktów przewożonych drogą lotniczą. W pobliżu portów lotniczych znajdują się przede wszystkim nowoczesne zakłady mechaniki wysokoprecyzyjnej, elektroniki czy syntezy chemicznej, a zatem zakłady opierające swą działalność na materiale najcenniejszym — jakim jest umysł ludzki.

Analogicznie rozwój transportu pasażerów pociąga za sobą konieczność istnienia coraz bardziej zróżnicowanych usług, jak hotele, restauracje, sklepy, miejsca spotkań i konferencji, środki informacji, miejsca rozrywki, ośrodki kultury i wszystkie inne usługi wynikające z troski o właściwą opiekę nad pasażerem.

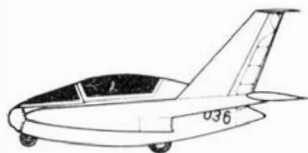
Istnieje rozpowszechniona anegdotka, która dziś jeszcze może rzeczywiście wydawać się humorystyczna, że w niedalekiej przyszłości powstanie pewna grupa ludzi o zasięgu międzynarodowym, składająca się głównie z tzw. menażerów, którzy będą przemieszczać się wyłącznie z jednego portu lotniczego do innego portu lotniczego, załatwiając wszystkie swoje interesy bez wydostawania się poza ich teren.

W anegdotce tej jednak zawarta jest myśl o rozległości funkcji, jakie musi realizować port lotniczy, o ogromnej i trudnej roli, jaką ma do spełnienia.

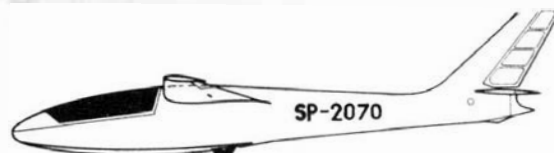
Oprac. mgr inż. Jan Smoleński
Dokończenie w następnym numerze

Szybowce 30-lecia PRL

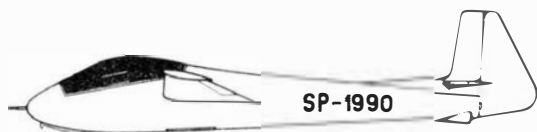
Część 2



SZD-20 Wampir (1959)



SZD-24 Foka (1960)



SZD-21-2 Kobuz 2 (1962)



SZD-21-2B Kobuz 3 (1964)



SZD-27 Kormoran (1965)



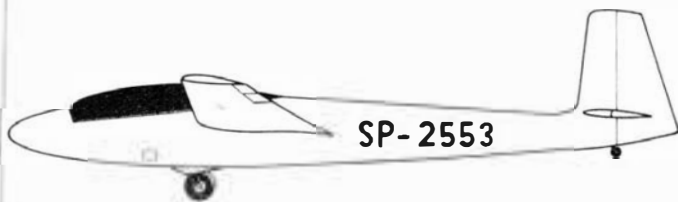
SZD-29 Zefir 3 (1965)



SZD-30 Pirat (1965)



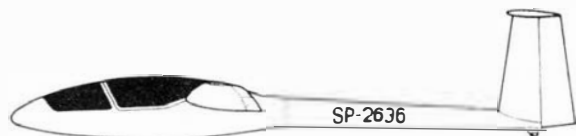
SZD-31 Zefir 4 (1963)



SZD-35 Bekas (1969)



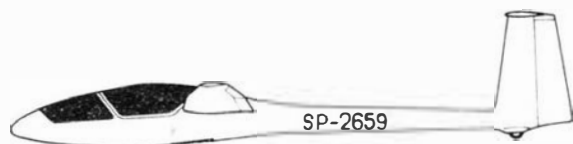
SZD-36 Cobra 15 (1970)



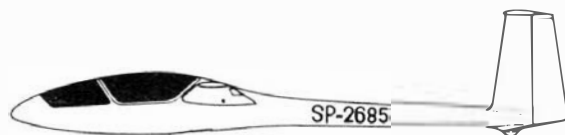
SZD-37 Jantar (X) 19 (1971)



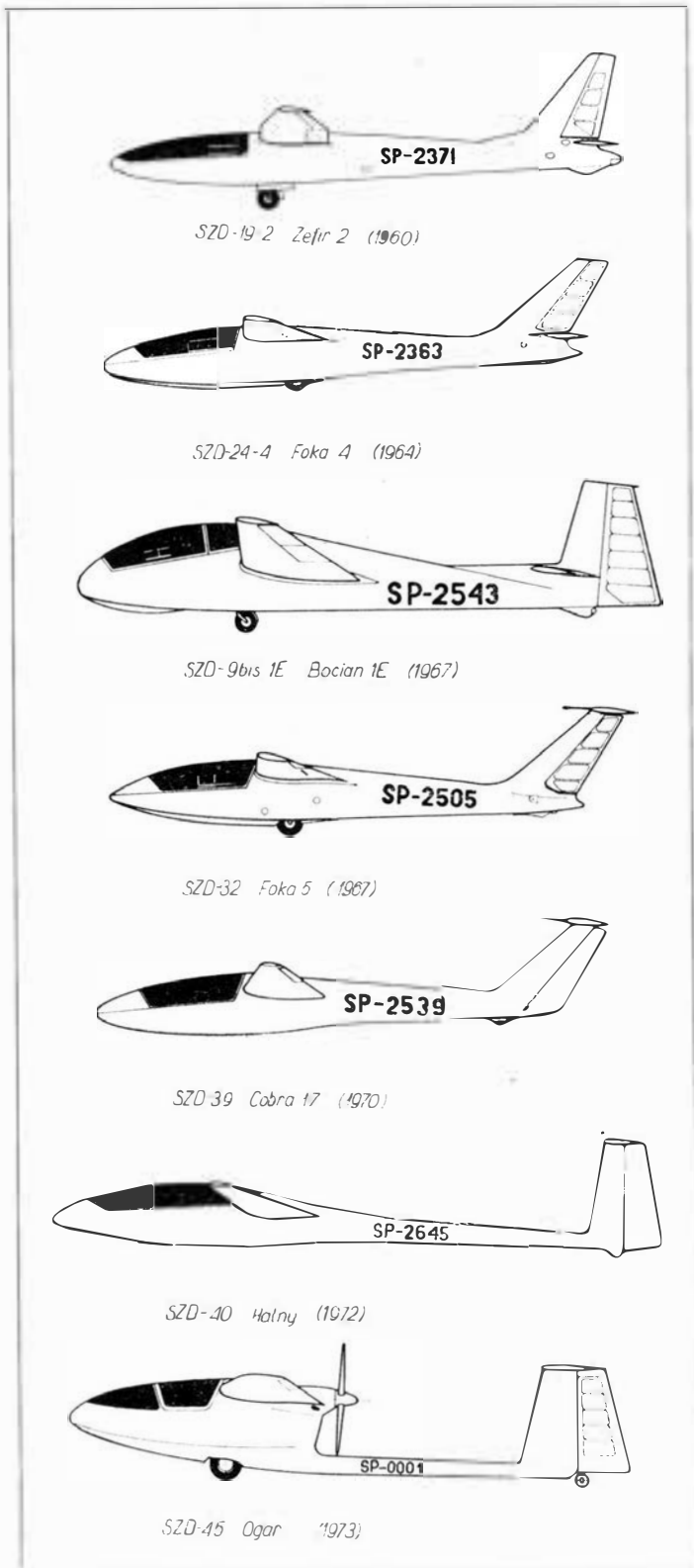
SZD-43 Orion (1972)



SZD-38 Jantar 1 (1973)



SZD-41 Jantar Std (1973)



Wkrótce po zakończeniu wojny, w Bielsku w 1946 r. powstał Instytut Szybownictwa. Tam został zaprojektowany i zbudowany pierwszy nasz powojenny szybowiec wyczynowy Sęp, oblatany w 1947 r. W następnym roku powstał szkolny ABC i treningowa Mucha. Na Muchach wykonało wiele lotów wyczynowych pierwsze pokolenie pilotów szybowcowych wyszkolonych po wojnie. Rodzina Much (Mucha ter, Mucha 100 i Mucha Standard) odegrała poważną rolę w rozwoju naszego szybownictwa. Zbudowano ich łącznie 730 sztuk. Szybowce z drugiej połowy lat czterdziestych były na poziomie konstrukcji przedwojennych i świadczyły o zlikwidowaniu luki spowodowanej wojną.

W 1950 r. pojawiła się nowa generacja szybowców, o lepszych osiągnięciach: Jaskółki i Bociany. Jaskółki przyczyniły się do dalszego rozwoju naszego szybownictwa wyczynowego oraz zapoczątkowały na większą skalę eksport naszych szybowców. Bocian, który początkowo był szybowcem wyczynowym, a z czasem stał się szkolno-treningowym — okazał się na całej 20 lat żelazną pozycją naszego eksportu. Zbudowano ich ponad cztery setki.

Zapoznanie się z konstrukcjami szybowcowymi całego świata podczas Mistrzostw Świata w 1958 r. w Lesznie — dało naszym konstruktorom impuls do stworzenia trzeciego pokolenia szybowców. W 1960 r. pojawiły się Foka i Zefir, które stały się rewelacją Szybowcowych Mistrzostw Świata w Kolonii. Francuzi napisali, że Foka jest tym wśród szybowców, czym Caravelle wśród samolotów. Anglicy natomiast, że był to pierwszy nowoczesny szybowiec klasy standard. Gdy na początku lat sześćdziesiątych, po dużych zamówieniach na Muchy Standard, APRL prawie zupełnie zaprzestał zakupu szybowców — SZD musiał rozwinąć ekspansję eksportową. W sukces przyszły mu zwycięstwa naszych szybowców w Mistrzostwach Świata w 1963 r. w Argentynie i w 1965 r. w Anglii. Foki znalazły wkrótce nabywców w całym świecie — docierając na wszystkie kontynenty. Równocześnie w drugiej połowie lat sześćdziesiątych większość krajów socjalistycznych zrezygnowała z produkcji szybowców — decydując się na zopatrzenie się w nie w Polsce. Największe zamówienia napłynęły z NRD, następnie z Węgier i ZSRR. Prócz Bocianów i Fok — duży zbyt znalazły Piraty.

Następny etap w rozwoju polskich szybowców rozpoczęły konstrukcje laminatowe. W 1972 roku powstał laminatowy Jantar. Uruchomiona w 1973 r. seryjna produkcja Jantarów pozwoliła na rozpoczęcie w br. eksportu tych szybowców. Równocześnie tendencje do przejścia na świecie na szkolenie na motoszybowcach — spowodowało i u nas podjęcie prac w tym kierunku.

Produkcja naszych szybowców w ostatnich latach stale rośnie. W 1973 r. przekroczyła 190 sztuk. W okresie XXX-lecia PRL przemysł nasz zbudował ponad 3000 szybowców, z czego około 1000 na eksport.

Samoloty 30-lecia PRL

W następnym numerze przedstawimy dorobek PRL w dziedzinie budowy samolotów i śmigłowców oraz rozwój produkcji w 30-leciu.

W tablicach zestawione będą dane techniczne samolotów i śmigłowców produkowanych seryjnie, a rysunki będą ilustrować wielkość i wartość produkcji polskiego przemysłu lotniczego.

Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

● Zarząd Oddziału Poznańskiego Sekcji Lotniczej SIMP prowadził w ubiegłym roku cenną działalność samokształceniową, organizując fachowe odczyty, wystawy lotnicze, wycieczki techniczne oraz ogólnokrajową konferencję naukowo-techniczną.

Wygłoszone referaty lotnicze (przy czym ostatnie — na konferencji) obejmowały następujące tematy:

- kol. Barana nt. Współczesnych konstrukcji lotniczych ZSRR
- kol. Bernackiego nt. Miejsca i roli agregatów w instalacjach pneumatycznych i hydraulicznych samolotu
- kol. Knychyła nt. Charakterystyki współczesnego wyposażenia samolotu jako obiektu kontroli metrologicznej w procesie obsługi i napraw
- kolegów Świątka i Grzesika nt. Aktualnego stanu lotniczych narzędzi pomiarowych i potrzeb w zakresie osprzętu lotniczego
- kol. Warszawskiego nt. Stanu i kierunków rozwoju bazy remontu i legalizacji lotniczych narzędzi pomiarowych
- kol. Totta nt. Możliwości unifikacji i unowocześnienia lotniczych narzędzi pomiarowych w oparciu o wojskowe placówki naukowo-techniczne
- kol. Stelmaszczyka nt. Programowania uszkodzeń lotniczych silników turbinowych

Zarząd Oddziału zorganizował dwie wystawy sprzętu lotniczego:

- w maju ub.r., na lotnisku Ławica — pokaz samolotów i śmigłowców dla młodzieży szkół licealnych i techników oraz członków SIMP
- w lipcu, w klubie Wojsk Lotniczych — wystawę lotniczych narzędzi i przyrządów pomiarowych.

Konferencja naukowo-techniczna zwołana na 27 lipca ub.r. w Poznaniu miała jako temat Unowocześnienie lotniczych narzędzi pomiarowych. Przybyli na nią przedstawiciele zainteresowanych uczelni, instytutów, przedsiębiorstw i stowarzyszeń wysłuchali pięciu referatów i wzięli udział w obszernej dyskusji. Warto zwrócić uwagę na działalność propagandową członków Sekcji Lotniczej w Poznaniu. Było jej poświęcone zarówno spotkanie oficerów DWL z młodzieżą technikum, jak również spotkanie towarzyskie w kawiarni, połączone z konkursami.

Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Poznaniu pragnie pełnić rolę koordynatora działalności kół NOT w wojskach lotniczych. Opracowany w tym celu regulamin działalności — niestety — nie doczekał się jeszcze zatwierdzenia.

● Na podstawie uchwały Plenum Zarządu Głównego SIMP do składu Zarządu Głównego wszedł kol. inż. Józef Lipiński z Oddziału SIMP w Lublinie, dyrektor WSK w Świdniku. Kol. Lipiński jest członkiem Koła Sekcji Lotniczej SIMP w Świdniku.

● W związku ze służbowym przeniesieniem kol. mgra inż. Ignacego Łobockiego przewodniczącego Zarządu Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy oraz dwóch członków Zarządu, dookoptowano nowych członków

oraz dokonano podziału funkcji w Zarządzie Sekcji Lotniczej przy O/W SIMP w Bydgoszczy.

Przewodniczącym Zarządu jest obecnie kol. S. Szkoda, wiceprzewodniczącymi — koledzy T. Misiak i Z. Tolłoczko, zaś sekretarzem — kol. Żyro. Sekcja Lotnicza SIMP w Bydgoszczy liczy 120 członków, z której to liczby ok. 15% stanowią członkowie aeroklubu, zaś 25% — seniorzy lotnictwa.

Kol. Ignacego Łobockiego, inicjatora powołania do życia w Bydgoszczy Sekcji Lotniczej SIMP i jej wieloletniego, niestrudzonego działacza — żegnamy serdecznie życząc owocnych wyników w nowym miejscu pracy.

● Poniżej podajemy plan akcji odczytowej w zakładowych kołach Sekcji Lotniczej SIMP przy Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych i przy Dowództwie Wojsk Ochrony Przeciwlotniczej Kraju:

- w II kwartale br., ITWL: Wybrane zagadnienia perspektyw rozwojowych techniki lotniczej
- j. wyż., DW OPK: Systemy awaryjnego opuszczania najnowszych wojskowych samolotów odrzutowych
- we wrześniu br., ITWL: Metoda badania produktów zużycia części w silnikach lotniczych
- j. wyż., DW OPK: Czynniki wpływające na uzbrojenie śmigłowców wojskowych
- j. wyż., DW OPK: Tendencje rozwojowe samolotów wsparcia w państwach NATO
- w październiku br., ITWL: Nowe kierunki rozwoju napędu rakietowego
- w listopadzie br., ITWL: Urządzenia treningowe dla pilotów i nawigatorów

● Wiceminister komunikacji gen. Jan Rączkowski mówiąc — na X Krajowym Zjeździe Aeroklubu PRL — o mandacie w zakresie integracji lotnictwa cywilnego, który jego resort otrzymał od Prezydium Rządu, stwierdził, że jest to decyzja historyczna. Spośród najpilniejszych i najważniejszych zadań stojących przed APRL min. Rączkowski widzi rozszerzenie znaczenia aktywu społecznego. Aktyw ten powinien wytyczać główne kierunki działania oraz podejmować najważniejsze decyzje. administracja zaś powinna wcielić je w życie.

Przy realizacji — tak ujętego programu działania Ministerstwa Komunikacji — widzimy wielką rolę i perspektywy pracy dla Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji.

● Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK zaplanowała zorganizowanie w okresie roku dwóch narad naukowo-technicznych:

- w II kwartale 1974 r., we Wrocławiu (wspólnie z Kolem Miejskim SITK we Wrocławiu) — na temat amatorskich konstrukcji lotniczych
- w I kwartale 1975 r., w Warszawie (wspólnie z Kolem Zakładowym przy PLL LOT) — na temat lotniczego sprzętu komunikacyjnego.

● Warszawska Sekcja Komunikacji Lotniczej SITK opracowała program referatów z dziedziny gospodarki naprawczej cywilnego sprzętu lotniczego lotnictwa ogólnego przeznaczenia.

— Stan obecny napraw sprzętu lotniczego.
Tematyka referatu obejmuje: charakterystykę istniejących baz naprawy sprzętu lotniczego (w tym — prócz sprzętu latającego, również zespołów napędowych, spadochronów i osprzętu), ocenę zaplecza technicznego, omówienie napraw przeprowadzanych za granicą oraz scharakteryzowanie napraw nie objętych planowaniem.

— Perspektywiczne potrzeby w zakresie napraw sprzętu lotniczego.

Temat obejmuje: zbiorcze zestawienie potrzeb w zakresie napraw do 1990 r., określenie kryteriów stanowiących podstawę do podjęcia napraw sprzętu lotniczego (w krajowych zakładach naprawczych czy produkcyjnych, wzgl. za granicą).

— Zabezpieczenie napraw sprzętu lotniczego do 1990 r.

W referacie omawia się: problem napraw w świetle potrzeb perspektywicznych, niezbędne kierunki specjalizacji, zagadnienia wspólnych baz naprawczych oraz współpracy pomiędzy przemysłem a zakładami naprawczymi, wreszcie wykorzystanie zaplecza technicznego PLL LOT.

● Komitet Koordynacyjny stanowią obecnie szkielet nowej struktury organizacyjnej sekcji naukowo-technicznych. Prezydium ZG SIMP zatwierdziło następujące komitety koordynacyjne:

- Komitet Inżynierii Materiałowej
- Komitet Organizacji Wytwarzania i Użytkowania
- Komitet Technologii
- Komitet Budowy i Eksploatacji Maszyn oraz
- Komitet Budowy i Eksploatacji Maszyn Transportowych.

W skład ostatniego z ww. komitetów koordynacyjnych (któremu przewodniczy kol. R. Kornacki z Sekcji Silników) wchodzi — jako przedstawiciel Sekcji Lotniczej SIMP — kol. F. Boro-dzik.

● Trzy koła młodzieżowe liczy Oddział Warszawski Sekcji Lotniczej SIMP. Są to mianowicie: Koło Naukowe Lotników na Wydziale MEL, Politechniki Warszawskiej, Koło Juniorów przy Wojskowej Akademii Technicznej oraz Młodzieżowe Koło Sekcji Lotniczej SIMP przy Technikum Mechanicznym nr 6 w Warszawie (adres: ul. Targowa 86).

Ostatnie z wymienionych kół zorganizowane zostało staraniem inż. A. Wojtasa dyrektora technikum oraz opiekunów: inż. W. Gresyka, mgr inż. A. Rucińskiego i mgr inż. J. Tyla.

Na przewodniczącego Zarządu Koła wybrano absolwenta technikum kol. Bogdana Kujawskiego. Wielka to zasługa wychowawców młodzieży, że potrafili wzbudzić w niej zainteresowanie lotnictwem, że umieli skłonić swych uczniów do zrzeczenia się i pracy społecznej w Sekcji Lotniczej SIMP.

A nie miała to grupa młodzieży zadeklarowała współpracę z nami. Członków Sekcji Lotniczej jest już 100, a zgłaszane są dalsze kandydatury.

Wspomnienie o pilocie Płonczyńskim

8 marca zginął tragicznie polski pilot światowej sławy Stanisław Płonczyński. I co za ironia losu: Płonczyński — lotnik zginął na ulicy Warszawy w wypadku tramwajowym.

Płonczyński — który w służbie Polskich Linii Lotniczych „Lot” wylatał 4 miliony kilometrów, który przez wiele miesięcy bojowe samoloty transportował przez Atlantyk na wszystkie fronty podczas wojny światowej, który przez całe lata narażał życie jako oblatywacz i instruktor lotniczy, a ponad 40 lat był pilotem!

Starszemu pokoleniu lotników i sympatyków lotnictwa dobrze jest znane nazwisko Płonczyńskiego. A można twierdzić, że nie tylko w Polsce lecz również w tych krajach, z których najlepsi, najsławniejsi piloci sportowi współzawodniczyli w międzynarodowych challenge'ach. Właśnie w tych zawodach, w 1934 roku, zdobył Płonczyński drugą lokatę, zyskując lotniczą, światową sławę i miejsce we wszystkich encyklopediach lotnictwa.

Przed 42 latai poznałem Stasia Płonczyńskiego, gdy już miał siedmioletni staż jako pilot komuni-

kacyjny. Był zawsze spokojny i pogodny — choć nieraz w czasie lotu atmosfera nie szczydziła mu niespodzianek w postaci burzy, mgły lub obmarzania, zaś stan sprzętu groził awarią.

Gdy się wspomina życie kapitana Płonczyńskiego, które od lat młodzieńczych było wypełnione walką z przestrzenią i żywiołem, życie tego skromnego człowieka, które nie przyniosło Mu wielu wyróżnień materialnych — to ma się pewność, że jest On wzorem BOHATERA-LOTNIKA.

W. Zaremba

WASKOWSKI W.

Стоимость и время развития самолетов

В статье представлено влияние времени проведения исследовательских работ на экономические показатели развития и рентабельности производства.

Проведен анализ стоимости научно-исследовательских работ по сравнению с единичной ценой на примере разных типов самолетов.

Далее описано влияние разных факторов на амортизацию стоимости развития самолетов и двигателей. В заключение обращено внимание на опережение экономического развития темпами развития науки и техники.

STAFIEJ W.

Кривая нагрузок на планер со скоростным закрылком

В статье приведен способ расчёта кривой нагрузок на планер, оборудованный скоростным закрылком. Скоростной закрылок применяется уже в течение нескольких лет в конструкциях открытого класса и благодаря этому достигаются оптимальные летные качества планеров.

Скоростные закрылки применены в польских планерах: SZD-37 Jantar, SZD-38 Jantar I и SZD-40X Halny. Основные положения, касающиеся расчётов и определения условий эксплуатации планеров со скоростным закрылком, были представлены автором на XIV Конгрессе ОСТИВ (OSTIV) в Австралии в январе с.г.

LASSOTA S.

Практическое применение метода Говарда-Ченцова (Расчёт балок, работающих на изгиб и сжимаемых в осевом направлении)

В конструкции самолета часто встречаются прутки или балки, сжимаемые и работающие на изгиб: это элементы ферм корпуса или рамы двигателя, кронштейны шасси или детали механизмов. Даже нахождение максимальных напряжений требует проведения сложных расчётов, а описание распределения момента вдоль длины прутка очень трудоемко. Представленный метод позволяет довольно быстро и легко решить некоторые проблемы из этой группы, характеризуется простотой и ясным представлением. Поэтому подробное описание этого метода с примерами решений очень важно для всех специалистов, занимающихся проблемами расчётов в самолетостроении.

BALUL A., CHODOROWSKI J.

Конструкционные стали высокой прочности типа марагинг и их промышленное применение

В статье описываются марганцевитные стали, подверженные специальной закалке, которые в западной технической литературе называются „марагинг“.

Приведены средние химические составы типовых сталей „марагинг“, а также механические свойства для выплавленного химического состава и описана роль отдельных легирующих присадок, а также процесс термической обработки. Далее приведены свойства стали „марагинг“ и примеры ее применения в авиации и других отраслях промышленности.

Аэропорты в современном мире

В статье представлена роль аэропорта как составной части транспорта, а также условия, обеспечивающие эффективную работу аэропорта. Обращено внимание на экономические аспекты деятельности аэропорта, а также на влияние, которое оказывает аэропорт на оживление экономической жизни и развитие района, а котором он находится. Описываются также разные формы управления аэропортом.

Z prasy zagranicznej...

Nowa europejska organizacja badania przestrzeni kosmicznej

W kwietniu br. została utworzona nowa europejska organizacja przestrzeni kosmicznej ASE (l'Agence Spatiale Européenne), skupiająca 10 państw europejskich.

ASE swą działalność opiera na zasadach ustanowionych przez ESRO, a mianowicie: każdy z krajów członkowskich może wybrać program, w którego realizacji chce uczestniczyć.

ASE będzie realizować programy zaprojektowane przez ESRO. Są to: satelity naukowe i użytkowe, duża rakieta nośna Ariane i laboratorium kosmiczne Spacelab.

Satelity. Program przewiduje wprowadzenie na orbitę od 1980 roku 9 satelitów. Będą to satelity naukowe i użytkowe. Laboratorium kosmiczne Spacelab wyeliminuje małe satelity naukowe do krótkotrwałych badań przestrzeni kosmicznej, przewiduje się jednak, że satelity do długo trwających badań będą zawsze niezbędne.

Pod koniec najbliższego dziesięciolecia zrealizowane będą cztery programy w zakresie satelitów użytkowych, które są w budowie: OTS (satelita telekomunikacyjny), Marots (satelita do nawigacji morskiej), Aerosat (satelita do nawigacji lotniczej) oraz Meteosat (satelita meteorologiczny).

Duża rakieta nośna. Obecnie państwa europejskie nie mają rakiety nośnej, po wycofaniu rakiety Europa III.

ASE rozważa użycie do swoich badań dużej rakiety Ariane realizowanej przez CNES. Jest to 3-stopniowa rakieta o ciężarze 201 ton, która może wyprowadzić na orbitę geostacjonarną satelity o ciężarze 750 kg. Pierwsze próby rakiety przewiduje się na 25.3.1979 r.

Koszt prac rozwojowych Ariane ocenia się na 2472 mln F.

Do czasu wybudowania rakiety Ariane satelity europejskie będą wprowadzane na orbitę przez rakiety amerykańskie, albo, być może, przez rakiety francuskie.

Tymczasem budowa rakiety Ariane stanowi problem. Chociaż przeprowadzone badania wykazały, że Ariane w latach 1980—1990 będzie mogła wynieść na orbitę 30 satelitów, nie ma pewności, czy będzie realizowanych aż tyle zadań, trudno bowiem dziś przewidzieć potrzeby Europy w latach 1980—1990.

Spacelab. Laboratorium kosmiczne Spacelab otworzy nową erę Europy w dziedzinie badań przestrzeni kosmicznej. Laboratorium będzie budowane przez ASE pod kierunkiem zachodnioniemieckim, wspólnie z NASA.

Laboratorium Spacelab umożliwi eksperymenty na orbicie ziemskiej z zaogrodzoną ludzką trwające co najmniej 30 dni.

Koszt prac rozwojowych dwóch modeli wyniesie 369,6 mln dolarów.

Pierwsze loty mają się rozpocząć od 1979 roku.

W czerwcu br. miały się rozpocząć pierwsze prace rozwojowe nad laboratorium — po decyzji, kto będzie je budował.

Spacelab przewidziany jest do przeprowadzenia 50 programów badań, z których każdy ma trwać ok. 10 lat; przyniesie on zmniejszenie kosztów eksperymentów w stosunku 1:10.

Koncepcja laboratorium kosmicznego przyczyni się do lepszego poznania przestrzeni kosmicznej i stworzy warunki do międzynarodowej współpracy naukowej w dziedzinie badań kosmicznych.

Powstaje pytanie, czy za każdym razem będzie dostatecznie dużo nowych zadań dla każdego lotu, trwającego 6 miesięcy?

Utworzenie nowej organizacji badania przestrzeni kosmicznej ASE oznacza nową erę dla Europy w tej dziedzinie.

Nie chodzi tu bynajmniej o stworzenie nowego rodzaju „super” NASA europejskiej. Jak wiadomo, ASE nie jest właścicielką swoich programów, a wg przyjętych zasad, każde państwo, które jest członkiem tej organizacji, może wybrać lub odrzucić proponowany program. Z drugiej strony aktywność Europy w badaniach przestrzeni kosmicznej nie ograniczy się tylko do działalności ASE — jest pewne, że Francja i RFN będą realizować własne programy badań kosmicznych.

„Aviation Magazine International” 1974 nr 631

Nowy port lotniczy Paryża

W artykule omówiono urządzenia i wyposażenie największego w Europie portu lotniczego w Roissy-en-France im. Charles de Gaulle. We wstępie zamieszczono wywiad z zastępcą generalnego dyrektora przedsiębiorstwa Porty lotnicze Paryża, który zawiera wiele informacji ogólnych na temat portów lotniczych.

„Aviation Magazine International” 1974 nr 629

PZL-104 WILGA 35

MULTI-PURPOSE FOUR-SEAT STOL AIRCRAFT FOR AEROCLUBS

Glider Towing. Capable of towing 1 glider of 650 kg or 2-3 gliders of total weight up to 1,125 kg. In one hour it can tow 12 single gliders to a height of 500 m. Towing time to 1,000 m: 4-5 min.; fuel consumption: 7.5 liters.

Parachute Jump Training. Capable of carrying 3 parachutists. A wide step on the starboard side, door replaced by posts used by parachutists as handles. In one hour it is possible to make 30 jumps from a height of 800 m. Fuel consumption during one flight: 6 liters.

Passenger-Liaison, Patrol and Navigational Flight Roles. Capable of carrying 3 passengers. Adjustable front seats. Luggage compartment aft of seats.

Optional. Dual controls. Retractable metal ski landing gear.

Design Features. All metal construction. Wings with slats and slotted flaps. Upward-opening door, jettisonable in emergency. Hydraulic brakes. Steerable tail-wheel.

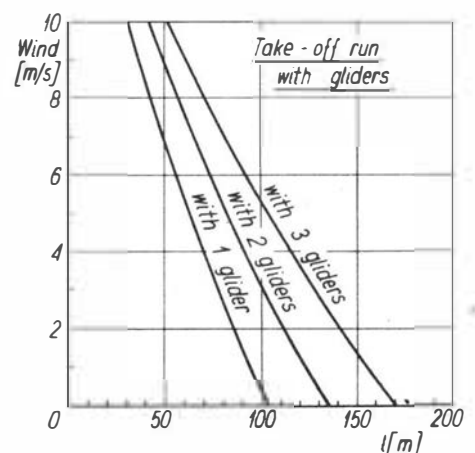
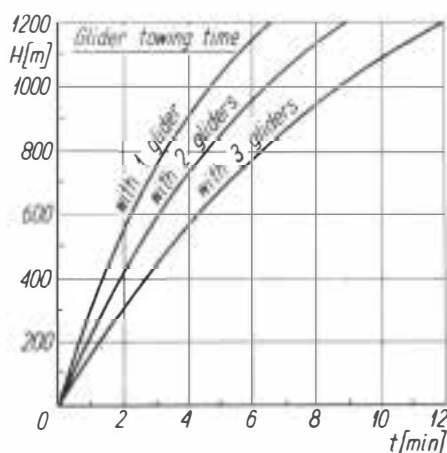
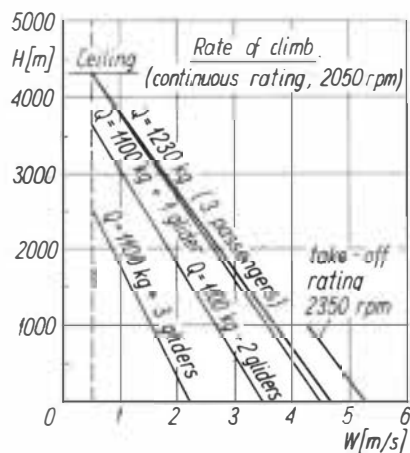
Power Plant. One PZL AI-14 RA nine-cylinder radial engine of 260 hp take-off rating at 2,350 rpm and continuous rating of 220 hp. Propeller 2.65 m dia. Fuel tank capacity: 195 liters. Min cruise fuel consumption: 37 l/h.



TECHNICAL DATA

Wing span	11.1 m
Length	8.1 m
Height	2.9 m
Wing area	15.5 sq m
Empty weight	870 kg
Payload	400 kg
Take-off weight	1,270 kg

Max speed	205 km/h
Cruising speed (75% power)	173 km/h
Never exceed speed	279 km/h
Min speed	65 km/h
Rate of climb	5.25 m/s
Service ceiling	4,300 m
Range	680 km
Take-off run (grass)	125 m
Landing run (grass)	210 m



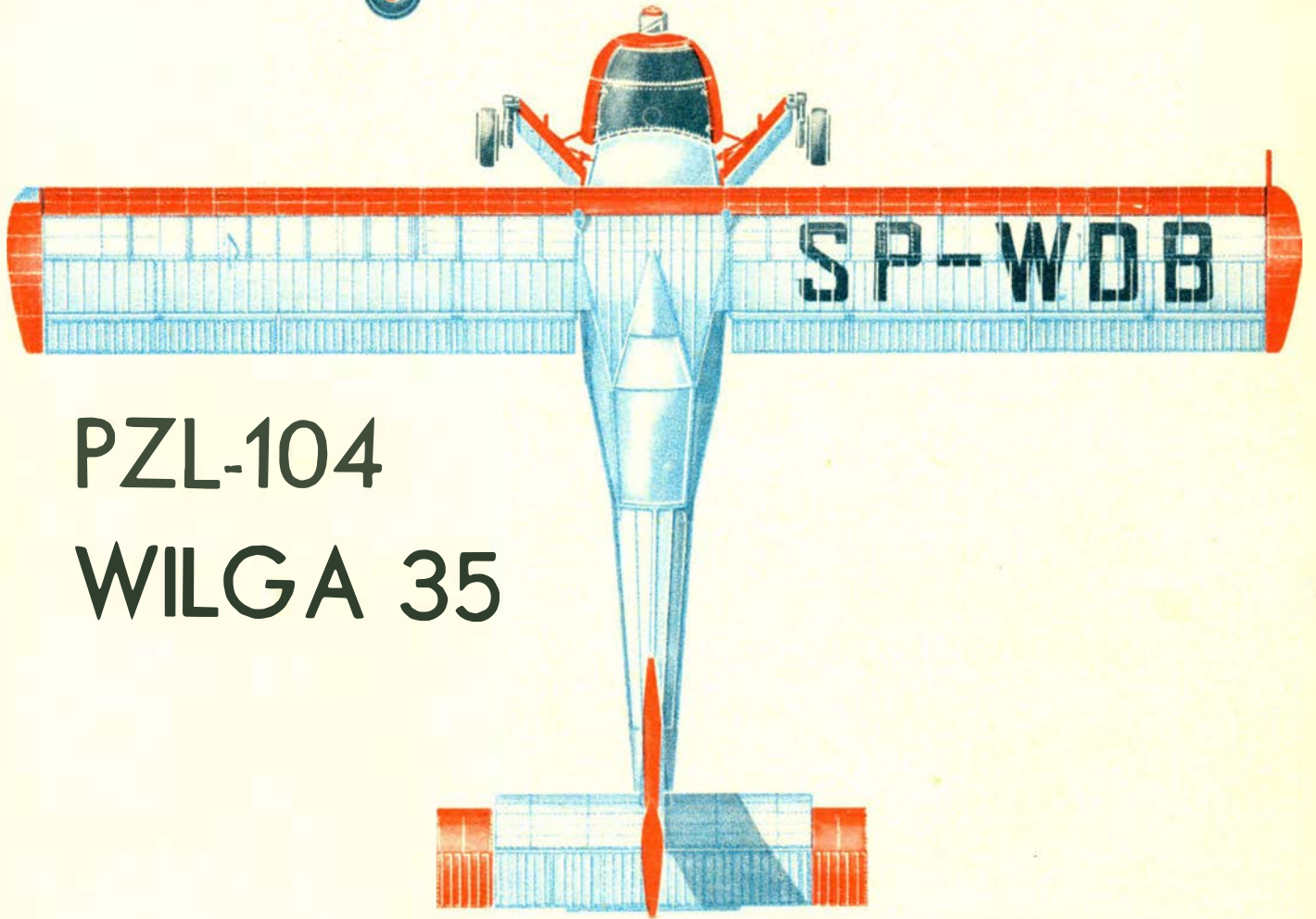
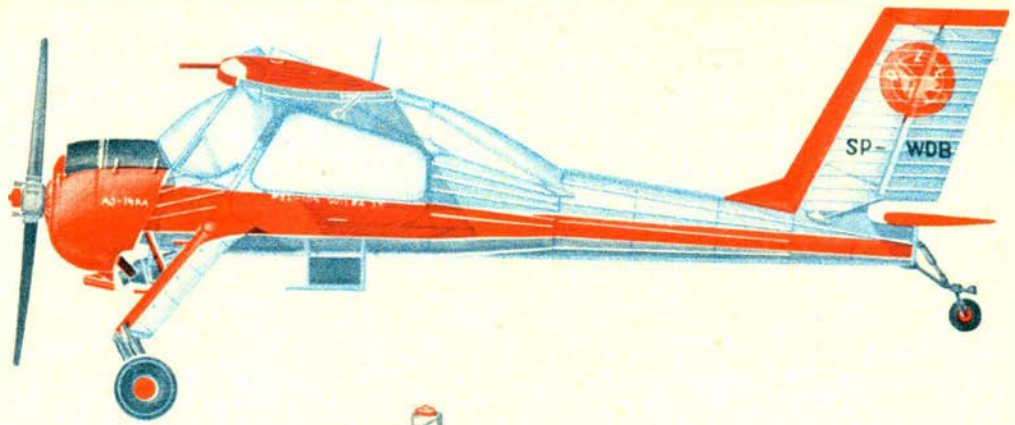
Manufacturer:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego Okęcie,
Al. Krakowska 110/114,
02-256 Warszawa, Poland.



Exporter: PEZETEL

Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry,
ul. Przemysłowa 26, 00-950 Warszawa, Poland
PO Box 371; Cable: Pezetel;
Phone: 28-50-71; Telex: 313430



PZL-104
WILGA 35

