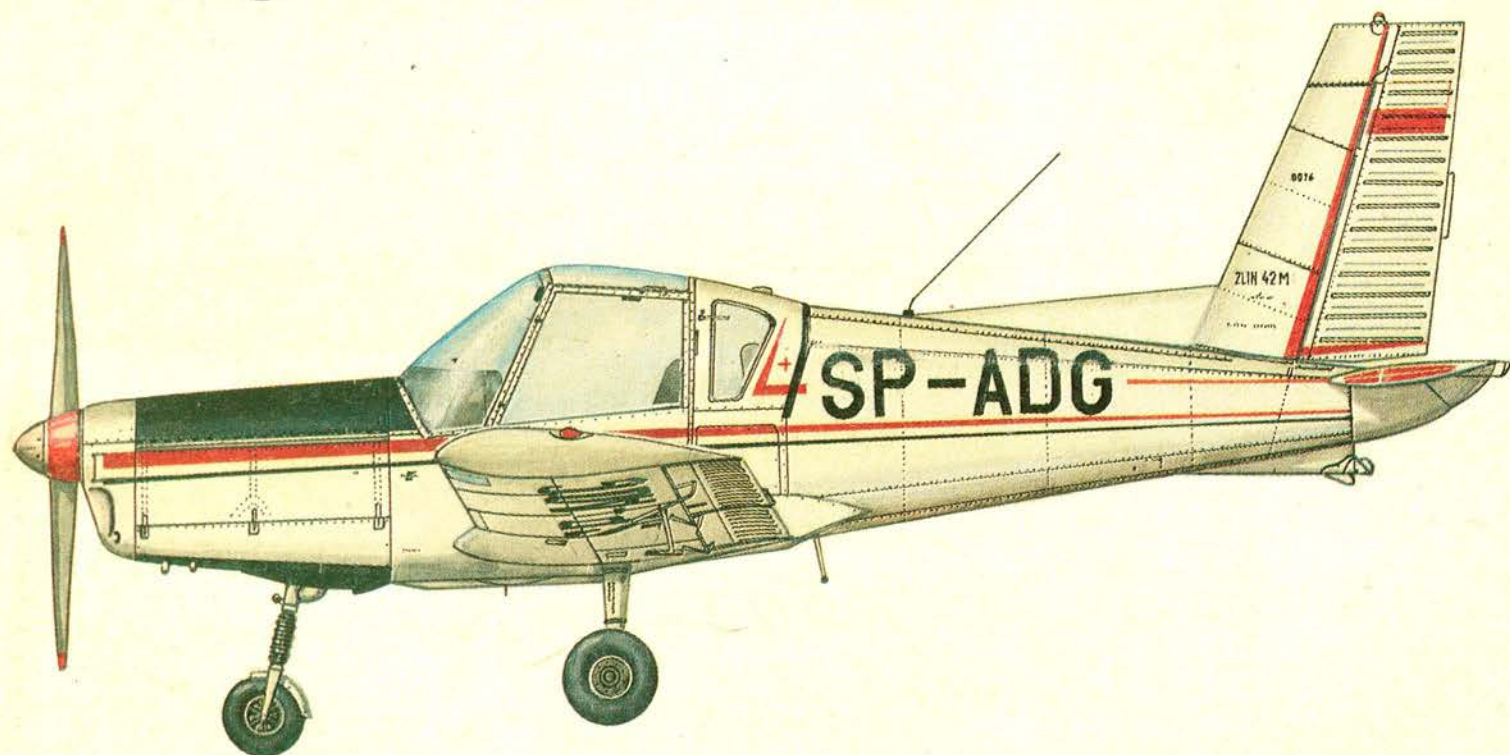
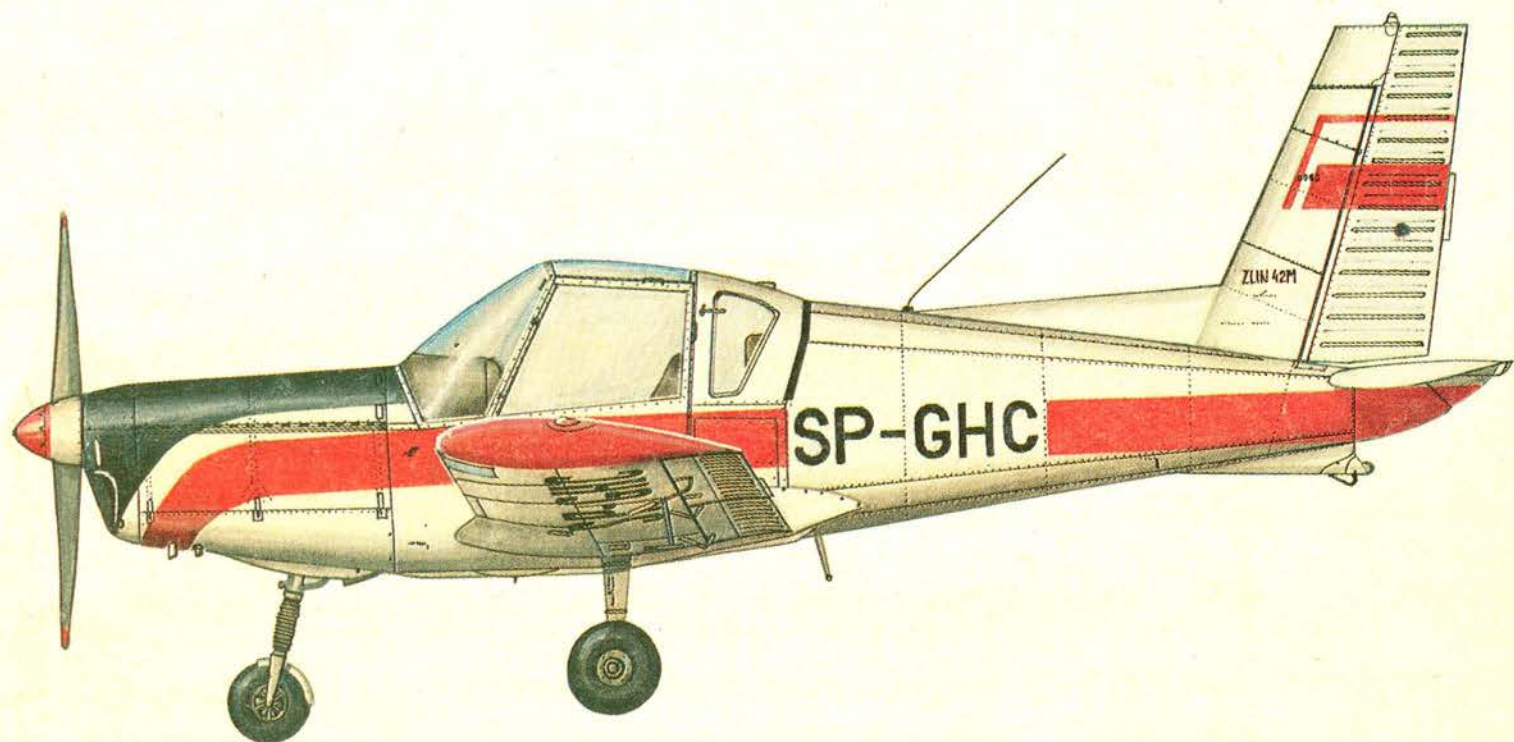


TECHNIKA

3'77

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● После переговоров представителей стран-членов „Интеркосмоса” в Москве было принято решение, что космонавты из социалистических стран примут участие в групповых полетах в 1978 ÷ 1983 г. на борту советских космических кораблей и орбитальных станций. Таким и Польша за короткое время вступит в космическую эру. Этот факт имеет значение намного больше интереса узкого круга специалистов. Обучение космонавтов из социалистических стран будет длиться 16 ÷ 24 месяцев. Кандидатами будут летчики реактивных самолетов, имеющие высокие инженерские квалификации, возрастом свыше 40 лет. В будущем году начнется обучение первых польских кандидатов на космонавтов.

● Наблюдения искусственных спутников Земли ведет геофизико-астрономическая станция Института Геофизики ПАН в местности Боровец вблизи г. Познань. Станция оборудована лазерным дальномером и устройствами для фотографирования спутников на фоне звезд.

● Институт Метеорологии и Водного Хозяйства ПАН использует для прогнозов данные передаваемые метеорологическими спутниками — американскими — NOAA и советскими — Метеор. В будущем Институт будет пользоваться международной геостационарной сеткой.

● В 1977 г. состоятся в г. Лешно планерные состязания социалистических стран. На 1980 г. Аэроклуб ПНР предложил кандидатуру Польши как организатора XVII Планерного Чемпионата Мира.

● В 1938 г. состоялся первый полет пассажирского самолета Авиалиний ЛЕТ (Локхид Электра) над Атлантическим Океаном.

● Идет подготовка модернизации и развития аэропорта Кракув—Балице. Аэропорт получит новое здание для пассажиров и другие объекты.

● В настоящее время в Польше строится до 20 любительских самолетов, пять уже выполняет полеты, (м. пр. самолет — „Пу-Плюме”, являющийся развитием „Пу-ду-Съель” конструктора Минье). По технической документации из Франции самолет построил шахтер-пилот мр инж. Гоциньски. Самолет построен при соблюдении законов, при содействии Планерных Заводов в г. Бельско-Бяла и Аэроклуба г. Катовице.

● Новинку в мировом масштабе продемонстрировали польские спортсмены в прошлом году в горах Бещады, они выполнили взлеты на балансирах Рогалло при помощи резиновых тросов. Эта система перспективна для равнинных местностей.

● В ноябре м-це прошлого года в г. Закопане состоялось III Заседание Постоянной Комиссии Гражданской Авиации СЭВ. В заседании приняли участие министры и заместители министров Путей Сообщения стран-членов СЭВ. Темой заседания являлись направления развития гражданской авиации, особенно авиационной коммуникации.

● Свыше 105 тыс. человек перевезли через Атлантику самолеты ЛЕТ. Около 50% пассажиров из Нью-Йорка и Монреаля в Варшаву составляют Американцы и Канадцы польского происхождения. В прошлом году из США и Канады прилетело 68 экскурсий по чартеру. С польскими авиалиниями содействует 600 американских туристских агентств, из которых самое большое участие в организации экскурсий имеют бюро из Нью-Йорка, Нью Джерси и Чикаго. В текущем году ЛЕТ выполняет семь полетов в неделю в Нью-Йорк и Монреаль. Предусматривается также дальнейшее увеличение чартерных полетов на этих трассах.

● Уровень расходов на исследования и научно-технический прогресс (2,5% национальной прибыли) ставит Польшу в ряд стран посвящающих самые высокие средства на эти цели. По числу работников научно-исследовательских центров Польша занимает место вблизи Франции. Число научных работников составляет около 300 000 а в высших учебных заведениях — около 55 тыс. человек, в том числе 11 тыс. профессоров и доцентов. Все-таки мало из них посвящается прогрессу в авиации.

● After the talks of the representatives of the „Inter-cosmos” member countries in Moscow, it was decided that astronauts from the Socialistic countries will participate in manned space flights in the years 1978—1983. The training will last 16—24 months and the candidates will be selected out of the most experienced jet pilot with top technical background. First Polish candidates will start the training next year.

● Artificial earth satellites are observed by the geophysical-and-astronomical station belonging to the Institute of Geophysics of the PAN. Equipped with a ranging laser and cameras for photographing the artificial earth satellites against stars, the station is located at Bоровец near Poznań.

● Institute of Meteorology and Water Economics utilizes data received from meteorological satellites: the American NOAA and the Soviet Meteors for weather forecasting. In future the Institute will use an international geostationary station for the purpose.

● In 1977, Leszno will be the place of the gliding contests of the Socialistic Countries. The Aero Club of Poland announced Poland's candidature to the FAI as an organizer of world gliding championships in 1980.

● In 1938, 40 years ago, a passenger airplane of the LOT Polish Airlines, the Lockheed Elektra 14 H, made its pioneer flight across the Atlantic.

● Kraków is ready to modernize and extend its airport at Balice. The air terminus will receive a new building for passenger traffic and all necessary objects.

● Currently, there are several amateur airplanes under construction in Poland, among others, at Bielsko-Biala, Częstochowa, Gniezno, Kraków, Radom, Ruda Śląska, Szczecin and Wrocław. Five amateur-built airplanes have been already flight tested like for instance the Pou-Plume built according to French documentation by a miner — pilot Dipl. Ing. Goszczyński. The airplane was built with the assistance of the Gliding Establishments at Bielsko-Biala and the Katowice Aeroclub.

● Last year, hang glider pilots in the Bieszczady Mountains demonstrated a novum on a world scale, that is bungee launching of hang gliders. This kind of launching has great chances on flat terrains.

● In November last year, the IIIrd Session of the Standing Commission of Civil Aviation of the CMEA was in session at Zakopane. Participants were ministers and deputy ministers of the Ministries of Transport of the CMEA's member countries. The subject of the session were further development trends of civil aviation, including the air transport.

● LOT Polish Airlines claim to carry over 105 thousand passengers across the Atlantic. Half of the passengers on the New York — Warszawa and Montreal — Warszawa routes are Americans and Canadians of Polish origin. The Polish carrier co-operates with 600 American touring agencies. This year LOT has seven connections with New York and Montreal per week. A further growth of chartered flights is expected.

lotnicza

ASTRONAUTYCZNA

Adres Redakcji:

01-519 Warszawa, ul. Dymińska 6 m. 155

Tel. 39-01-50

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Nowa rewolucja jakościowa	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Siły lotnicze na świecie. Ameryka Północna i Południowa	4
W. Waśkowski: Organizacja i szkolenie francuskiego lotnictwa śmigłowego ALAT (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	5
W. Stafiej: Parametry uzupełniające ocenę własności szybowca	9
H. Dąbrowski: Wibroakustyczna metoda oceny stanu techniczne- go turbinowych silników lotniczych	12
KSIĄŻKI LOTNICZE	14
J. Borgoń, M. Mokrzyński: Wpływ warunków atmosferycznych na parametry silnika turbodrzutowego	15
M. Łata: Określenie rozkładu obciążeń aerodynamicznych na pla- cie wychylanej powierzchni sterowej (POMOCE KONSTRUK- CYJNE 54)	17
KARTOTEKA TLiA: Aeromacchi MB-339	19
Piper Seneca II	21
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 51: Materiały niemetalowe	23
S. Hełiński: Pomoce wizualne do lądowań według II kategorii (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	24
J. Borgoń: Ograniczenie eksploatacyjne zakresów pracy silników turbodrzutowych (LOT PROBLEMY)	27
A. Honk: Automatyczne sterowanie anteny do łączności radio- wej ze sztucznymi satelitami Ziemi	30
W. Biłous: Azotowanie stali martenzytycznych wydzieleniowo ty- pu maraging	34
S. Januszewski: Polskie samoloty okresu pionierskiego — na Śląsku, w Wielkopolsce i w Berlinie (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	38
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	40
Na okładce: Samoloty ZLIN-42 M — rys. K. Cieślak	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa,
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

mgr Zofia Reyzz-Rubini

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołędzi-
nowski, mgr inż. A. Kardymowicz, dr inż. J.
Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż.
W. Zaremba

Rada Programowa:

mgr inż. M. Augustynowicz, mgr inż. A. Glass,
dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzego-
rzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jan-
celewicz, mgr inż. E. Kołodziński, mgr inż.
T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż.
T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż.
R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, mgr Z. Paw-
lak, inż. R. Woliński

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2. W-wa. Zam. 35/77. Nakład 4000 egz.
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
Konto PKO I O/M Warszawa nr 1531—5021.

Papier druk. powlekany V kl. 80 g. A1. F-89.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—.

Prenumerata roczna zł 144.

INDEKS 38006/37909

WAŚKOWSKI W.

Organization and Training of French Helicopter Aviation — ALA

In the successive article about the French army air force, the author discusses problems of the organization of this formation, its order of battle and principles of training pilots and mechanics. In the result the author — having presented the strong and weak points of ALA — draws a conclusion that its equipment, insufficient and outdated in the point of view of the army's needs, is a derivative of the French economic recession, while development of this weapon mainly depends on the recovery in the economics of the state, as the possession of a technical base renders the production of high quality equipment possible.

STAFIEJ W.

Parameters Supplementing the Evaluation of Glider Characteristics

The author analyses basic flight cases, that is, thermal circle, inter-thermal flight, approach flight to the airport, maneuvering capability, and estimation of optimal values of the design parameters supplementing the evaluation of the glider characteristics.

DĄBROWSKI H.

Vibro-Acoustic Method of Evaluation of the Technical Condition of Aero Turbine Engines

The article describes a new method of non-destructive inspection which permits a fast evaluation of the technical condition of engine. Examples of practical application of this method in various technology fields are given.

BORGON J., MOKRZYSCZAK M.

Effect of Weather Conditions on the Parameters of a Turbojet Engine

The author discusses changes in basic engine parameters caused by deviations of weather conditions from the international standard atmosphere. The analysis has been conducted on Lis type engines installed in different airplanes.

HELIŃSKI S.

Visual aids for landing by second category

Description of the new light system, developed for second class weather conditions. Types, intensity and arrangement of the approach lights and the flare-path. The additional equipment required for such a category of landing.

BORGON J.

Operating Limitations of Turbojet Engines

The article discusses some limitations of the operating ranges of turbojet engines, dictated by the strength of engine parts, stability margin of the air duct compressor and combustion chambers as well as fuel pump deliveries.

HONK A.

Automatic Control of Antenna for Radio Communication with Artificial Earth Satellites

The article gives a description of a monopulse antenna control system, developed by the author at the Institute of Telecommunication and Acoustics of the Wrocław Technical University. Characteristics of the step motor, comparator, analog-to-digital converter and electronic commutator used in the system are given.

BIŁOUS W.

Nitriding of the maraging type precipitately hardened martensitic steel

Results of the nitriding investigations of the precipitately hardened martensitic steel, leading by soviet and american scientific and research centres. Fatigue testing, grindability testing and structure examination distinctly indicating improvement of steel properties, caused by nitriding process. Optimum conditions of the process.

JANUSZEWSKI S.

Polish Airplanes of the Pioneer Period in Silesia, Wielkopolska and Berlin

Among Polish airplanes constructed under the Prussian occupation were known only Wróbel and Jachimczyk's designs. In the article one can find more comprehensive information on the airplane designed by Wróbel, a description of the airplane designed by Mroziński and brief records of the Marcik and Wróblewski's airplanes.



ŁĄCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
DOKŁADY
DZIAŁAŃ I TECHNIKÓW
LOTNICZYCH POLSKICH

1 MARZEC 1977

TECHNIKA

3

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Nowa rewolucja jakościowa

inż. ANDRZEJ GLASS

gromny wzrost ilościowy naszego przemysłu całkowity wzrost jego produkcji (o 64% w latach 1971÷1975), ciągle rosnące uprzemysłowienie tego kraju — stawiają nas w rzędzie dużych centrów przemysłowych Europy i świata.

Wzrost ilościowy nasza produkcja pociągają za sobą w następstwie konieczność dokonania głębokich zmian jakościowych w produkcji.

Wzrastająca w całym świecie produkcja przemysłowa postawiła przed wytwórcami problem wzrostu efektywności wyrobu w skali społecznej — postaci podniesienia jakości wyrobu. Niegdyś nie była możliwość otrzymania wyrobu, następnego zwiększenia jego dużej ilości po możliwie najniższym koszcie. Była to walka o ekonomię produkcji. Teraz, gdy produkcja szybko wzrasta i wybór jest coraz większy — nabywca żąda niezawodności działania, dużej trwałości i niskich kosztów użytkowania. Jest to walka o ekonomię użytkowania, prowadzoną między wytwórcami. Jest to nowa rewolucja jakościowa, rewolucja jakościowa.

Przemysły takich krajów, jak USA czy Francja, rozpoczęły intensywną działalność mającą na celu gwarantowanie jakości swych wyrobów — by zapewnić sobie sukcesy eksportowe. Działalność ta, rozpoczęta kilka lat temu, ma przynieść pierwsze sukcesy w 1980 r. Który przemysł i który kraj lepiej wykorzysta bieżącą pięcioletkę, ten odniezie zwycięstwo na rynkach zagranicznych. Już na początku tego wieku filozof i publicysta Stanisław Brzeziński pisał: „Aby żyć samotnie, dana grupa państwa musi być zdolna sama przez się, mocą własnych sił, utrzymywać się na najwyższym poziomie techniczno-ekonomicznego rozwoju osiągniętego dotychczasowym momentem przez człowieka”.

Na Plenum Komitetu Centralnego zatwierdziło się warunki społeczno-ekonomicznego rozwoju kraju w latach 1977 i do 1980 r. Są one kontynuacją strategii

VI Zjazdu Partii, strategii realizowanej „dla ludzi i przez ludzi”, mającej na celu szybki wzrost poziomu życia i rozwoju kraju w oparciu o rozbudowę i przekształcenie naszej gospodarki.

Pierwszoplanowym zadaniem wynikającym z tej strategii i z ustaleń V Plenum, leżącym u podstaw rozwoju gospodarczego kraju, jest problem jakości. Tylko poprzez poważny skok jakościowy wyroby naszego przemysłu będą mogły należycie konkurować na rynkach zagranicznych. Intensywne starania innych krajów mające na celu wypuszczenie za kilka lat wyrobów o gwarantowanej jakości — są dla nas ostrzeżeniem, że nasz program podnoszenia jakości nie może polegać na dorównaniu najlepszym. Dziś wyrobom światowym, lecz musi sięgać dalej, by polskie wyroby mogły konkurować z tym, co pokaże się na rynku w 1980 r.

Współczesny przemysł, by korzystać z osiągnięć światowej techniki, wymaga kooperacji międzynarodowej i korzystania z licencji. Lecz spłaty pożyczek i licencji trzeba realizować za pomocą wyrobów, choćby licencyjnych, naszego przemysłu. Aby ta wymiana była dla nas jak najbardziej korzystna — musimy eksportować wyroby najwyższej jakości, a nie surowce i produkty rolne. A na eksport nadają się tylko wyroby o światowym standardzie jakości, a w niedługim czasie będą to tylko wyroby o gwarantowanej jakości. Eksport wyrobów najwyższej jakości — to jedyna droga szybkiego zwiększania dochodu narodowego, dalszego podnoszenia stopy życiowej i rozwijania kraju „dla ludzi i przez ludzi”.

A jak osiągnąć najwyższą jakość? O tym muszą pomyśleć wszyscy nasi inżynierowie i technicy. Muszą zadbać o właściwe układanie warunków stawianych wyrobom, o projektowanie ich z myślą o taniej i łatwej eksploatacji oraz dużej niezawodności, o próbach resursowych i eksploatacyjnych, o dyscyplinie technologicznej i o kontroli, a w szczególności jej organizacji i egzekwowaniu.



POLSKA

● Podczas wizyty prezydenta Francji V. Giscard d'Estaing w Polsce w październiku ub.r. zostało podane do wiadomości, że polski przemysł lotniczy rozpoczyna produkcję licencyjną samolotu szkolno-sportowego Socata Kallie 100 ST pod oznaczeniem PZL-110. Prezydent podejmowany przez Edwarda Gierka zwiędził wytwórnię WSK PZL-Rzeszów, gdzie produkowane są silniki PZL-Franklin do tej kategorii samolotów.

● W ub.r. w czasie wizyty przewodniczącego Rady Państwa w Arabskiej Republice Libijskiej podpisano umowę lotniczą. Umowa stwarza podstawy formalno-prawne, określające zasady współpracy w zakresie regularnej komunikacji lotniczej między Polską a Libią.

● Podczas oficjalnej wizyty w Polsce delegacji partyjno-rządowej Laotańskiej Republiki Ludowo-Demokratycznej podpisano została polsko-laotańska umowa o cywilnej komunikacji lotniczej.

● Z okazji dnia Wojska Polskiego — z udziałem Edwarda Gierka — odbyła się 11.X. ub.r. w Beiwederze uroczystość wręczenia aktów nominacyjnych generałów różnych stopni grupie generałów i oficerów Wojsk Lotniczych. Między innymi akt nominacyjny na stopień generała wywiadu otrzymał generał brygady pilot Tadeusz Krepicki — dowódca Wojsk Lotniczych. Nominacje na stopień generała brygady wręczył m. in. pułkownicy: Jan Łazarczyk i Michał Polech.

● Minister Oświaty i Wychowania przyznał zasłużonemu pilotowi szybowcowemu, przewodniczącemu Komisji Szybowcowej APRL Edwardowi Makuli Medal Komisji Edukacji Narodowej. Kapitanowi samolotów naszych linii lotniczych winiszujemy oznaczenia.

● Rozkazem Ministra Obrony Narodowej prot. dr inż. Tadeusz Sołtyk, kierownik zespołu w Przemysłowym Instytucie Automatyki i Pomiarów, za działalność konstrukcyjną dla lotnictwa wojskowego został wpisany do Honorowej Księgi Czynnym Zołnierskich. Serdecznie winiszujemy zasłużonego wyróżnienia.

● W październiku ub.r. na lotnisku jednostki Wojsk Obrony Powietrznej Kraju wiceminister Obrony Narodowej, szef Sztabu Generalnego WP, gen. broni F. Siwicki wręczył dyplom Mistrza Walki i upominek kap. pil. Czesławowi Rejmanowi. Była to uroczystość zakończenia zawodów użyteczno-bojowych lotnictwa myśliwskiego 1976 r., odbywających się na pasie startowym lotniska, w obecności szefa sztabu gen. bryg. L. Łozowskiego, dowódców i pododdziałów jednostki WL. Trzeba dodać, że kpt. Rejman już po raz drugi zdobywa tytuł mistrza na naddźwiękowym samolocie MiG 21. Mistrzowską klasę specjalisty otrzymał również nawigator chor. S. Blichczyk.

● W październiku ub. r. odbyła się w Teheranie konferencja generalna FAI. Podczas uroczystej inauguracji obrad wręczono znakomitego szybownicze Adeli Dankowskiej najwyższe światowe odznaczenie szybowcowe — Medal Lilienthala. Jest to piąte odznaczenie otrzymane przez polskiego pilota szybowcowego, a kolejne 28 przyznane przez FAI od 1938 r. Podział medali w skali światowej przedstawia się następująco: 8 zdobyli Amerykanie, 5 — Polacy, po 3 — Francuzi, Anglicy i piloci RFN, 2 — Szwajcarzy, po jednym otrzymali szybownicy z ZSRR, Szwecji, Hiszpanii i Chile.

Na wspomnianej konferencji FAI wyróżniła Dyplomami im. P. Tissandiera trzech działaczy polskiego lotnictwa sportowego: gen. W. Jagiełłę, mgr inż. J. Smielkiewicza i instr. pil. J. Winczo, zaś Dyplomem Honorowym — Wojskowy Instytut Medycyny Lotniczej w Warszawie.

● Z uwagi na przyjęcie do realizacji programu intensyfikacji badań kosmicznych w Polsce — w ramach współpracy — Prezydium Polskiej Akademii Nauk powołało do życia specjalistyczną placówkę naukowo-badawczą pod nazwą Centrum Badań Kosmicznych PAN. Centrum rozwinie —



Zlin Z-42M SP-GHC (nr 090) używany w Polsce

Fot. J. Grzegorzewski

w szczególności — badania Ziemi w przesurzeni okolicy ziemskiej, mające znaczenie dla różnych gałęzi gospodarki: rolnictwa, górnictwa, kartografii, meteorologii itp.

● W Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej odbyła się obrona rozpraw doktorskich:

— mgr inż. Mohameda Khattaba nt.: Badanie wymiany ciepła przy wrzeniu na powierzchniach pionowych, której promotorem był prof. dr hab. inż. B. Stanisławski;

— mgr inż. Stanisława Skrzyńskiego nt.: Zjawiska przepływu w warstwie przysciennej i ich wpływ na charakterystyki prądu laminarnych, której promotorem był doc. dr hab. inż. J. Ostrowski.

● W XV kongresie OSTIV w Rąjsku uczestniczyli przedstawiciele W. Brytanii, Australii, Austrii, Francji, Finlandii, Holandii, Kanady, Polski, Szwajcarii, Węgier, USA i ZSRR. Wygłoszono ogółem 40 referatów i komunikatów. Doc. dr inż. J. Sandauer mówił o obciążeniach płatowca podczas lotu w atmosferze burzliwej, doc. dr inż. B. Jancewicz i T. Dzwonkowski wystąpili z referatem pt. Porównawcze próby statyczne i zmęczeniowe połączeń laminatu ze stopami aluminium, zaś W. Stafiej zapoznał z zagadnieniem zdolności konstrukcji do łagodzenia obciążeń.

● Na Mistrzostwach Świata w Akrobacji Samolotowej, które odbyły się w ub.r. w Kijowie, startowało 12 zespołów. Reprezentanci Polski zajęli 6 miejsce w klasyfikacji zespołowej; w klasyfikacji indywidualnej najlepszy był E. Mikołajczyk, który zajął 9 miejsce.

● W XIII Spadochronowych Mistrzostwach Świata, w których startowało 195 zawodników (w tym 41 kobiet) z 28 aeroklubów narodowych, skoki grupowe przyniosły Polakom srebrny medal. Natomiast w konkurencji indywidualnych skoków na celność lądowania nie mieliśmy nic do pokazania. Bowiem ekipy państw czołówki sportowej porzuciły sprzęt klasyczny i obecnie skaczą wyłącznie na spadochronach typu latające skrzydło.

Zawodnik startujący na spadochronie — latające skrzydło może opadać pod wiatr. Jest on w korzystniejszej sytuacji biomechanicznej; z zawisu — wyrzutem w kierunku środka koła — stawia po prostu nogę i zalicza wynik absolutny. Natomiast sportowiec, który skacze ze spadochronem klasycznym, musi z dużej szybkości i to pod określonym kątem atakować środek koła. Mistrzostwa w 1978 r. odbędą się w Jugosławii, w 1980 r. — być może — w Polsce.

● Jesienią ub.r. odbyła się na Politechnice Rzeszowskiej im. I. Łukasiewicza doniosła uroczystość. Został murowany kamień węgielny pod budowę kompleksu obiektów Instytutu Lotniczego.

● Przewiduje się podjęcie w br. regularnej komunikacji w kierunku Dalekiego Wschodu: z Warszawy przez Bagdad i Bombaj do Bankoku w Tajlandii lub do Singapuru. Otwarcie pierwszego połączenia

dalekowschodniego będzie możliwe dzięki dostawie w przyszłym roku siódmego samolotu Il-62. Warunkiem dalszego rozwoju linii LOT-u jest zakup pojemnych samolotów średniodystansowych.

● Z udziałem Polski odbyła się w Berlinie sesja organizacji łączności kosmicznej państw socjalistycznych Intersputnik. Zapadły uchwały dotyczące wykorzystania techniki w łączności.

● W ciągu ostatnich lat — mimo kłopotów sprzętowych — polscy piloci zdobyli w Aeroklubie Tatrzańskim 120 diamentów w czasie lotów na fali halnego wiatru. Tu niegdyś ustanowiono — nie pobite do dziś — polskie rekordy lotów wysokościowych. Należą one do pilota Aeroklubu Tatrzańskiego S. Józefczaka i wynoszą dla szybowca jednomiejscowego 11860 m (ustanowiony w 1961 r.), a dla dwumiejscowego — 12560 m (z 1966 r.). Na pewno warto przygotować szybowiec i sprzęt wysokościowy dla pilotów i spróbować powtórzyć światowy rekord wysokości lotu. Miałoby to znaczenie nie tylko sportowe, lecz i handlowe — dla eksportu.



AUSTRALIA

● Zbudowano tu radioteleskop — gigant. Wzdłuż obwodu o promieniu 1,5 km zainstalowano 96 anten, z których każda ma zwierciadło o średnicy 13 m.



BULGARIA

● Towarzystwo Bałkan otworzyło linię towarową Sofia — Paryż, eksploatując samoloty An-12. Regularne loty odbywają się raz w tygodniu.



CHINY

● 21 samolotów Trident-Super 3B zakupiły Chiny w Wielkiej Brytanii. Samolot ten zabiera 152 pasażerów i ma zasięg 3150 km.

● Latem ub.r. Chiny umieściły na orbicie szóstego sztucznego satelitę Ziemi. Istnieje możliwość, że satelita poprzedza wystrzelenie chińskiego pojazdu kosmicznego.



CZECHOSŁOWACJA

W CSRS w 1975 r. wykonano lotnicze zabiegi agrotechniczne na obszarze 3 mln ha użytków rolnych. Był to rekord w 25-letniej historii lotnictwa rolniczego w Czechosłowacji. W tym kraju do pielęgnowania winnic, sadów i plantacji warzywnych wprowadzono eksperymentalnie śmigłowce Mi-2. Dalsza modernizacja techniki pozwoli w 1980 r. na zabiegi agrolotnicze na obszarze około 4,6 mln ha gruntów rolnych.



DANIA

Największa na świecie duńska elektrownia wietrzna stanowi ciekawy obiekt dla aerodynamików. Wiatrak umieszczony na 54-metrowej wieży ma potrójne skrzydła, z których każde jest długie na 27 i szerokie na 2 m. Skrzydła zaczynają się obracać przy wietrze o prędkości $3 \div 4$ m/s, zaś gdy prędkość ta przekracza 14 m/s — skrzydła składają się automatycznie. Jest to konieczne, gdyż przy granicznej sile wiatru końce skrzydeł mają prędkość 400 km/h. Siłownia o mocy 3,6 mln kWh rocznie zaopatruje w prąd zespół w Twindzie na zachodnim wybrzeżu Jutlandii. Koszt budowy siłowni wyniósł 2 mln koron, zaś oszczędność (na oleju opałowym) szacuje się na 300 tys. koron (50 tys. dol.) rocznie.

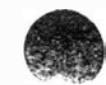


FRANCJA

Firma Schlumberger Instrumente and Systemes opracowała dalmierz pozwalający określić wysokość podstawy chmur prostopadłe do podstawy urządzenia. Urządzenie składa się z nadajnika impulsów i odbiornika fotoelektrycznego, oddalonych od siebie o 5 m. Oba aparaty wyposażone są w paraboliczno-horyzontalne lustra.

W tym roku port Le Bourget przestał już przyjmować samoloty odbywające regularne loty międzynarodowe, stając się w zasadzie lotniskiem przeznaczonym wyłącznie dla ruchu regionalnego oraz dla lotnictwa lekkiego. Samoloty KLM, SAS i pasażerskie Aeroflotu lądują w Roissy; pozostałych towarzystw — m. in. LOT-u, Malew, Tarom i Balkanu oraz towarowe Aeroflotu — w Orly.

Sztuczne uszy zainstalowane wokół lotniska Orly pod Parwem sygnalizują przekroczenie dopuszczalnej granicy hałasu przy starcie i lądowaniu samolotów; pozwalają również na identyfikację maszyny. Czujniki połączone są z centrum nawigacyjnym dysponującym informacjami radarowymi.



JAPONIA

Japońska Narodowa Rada Badań Kosmicznych (NASDA) planuje umieszczenie na orbicie czterech geostacjonarnych satelitów telekomunikacyjnych. Producentem satelitów jest japoński koncern Mitsubishi Electric we współpracy z amerykańską firmą Aeronautic Ford. Pierwszy satelita ETS-2 ma być wysłany w lutym br. z poligonu na wyspie Tanegashima za pomocą japońskiej rakiety nośnej N-1.



JUGOSŁAWIA

Przewiduje się, że port lotniczy w Belgradzie przyjmie za 6 lat ruch 3,3 mln pasażerów. W okresie turystycznego szczytu operacje portu obejmą 1800 osób na godzinę. W związku z tą sytuacją postanowiono istniejący port poważnie rozbudować, a po 1982 r. przekazać do ruchu no-

we lotnisko. Na uwagę zasługuje decyzja o uruchomieniu specjalnej sieci komunikacyjnej łączącej port z miastem.



KANADA

Zakłady Leigh Instruments opracowały urządzenie pozwalające wykrywać materiały wybuchowe ukryte przez pasażerów. Aparat działa w podobny sposób jak urządzenie do wykrywania metali, dając wynik w ciągu 3 s. Cena aparatu wynosi około 20 tys. dol.



RUMUNIA

Powstało tu nowe towarzystwo przewoźu pasażerów i towarów pod nazwą Linii Aeriene Romane (LAR). Dyrekcja towarzystwa mieści się na lotnisku Bukareszt—Otopeni. Towarzystwo LAR eksploatuje dwa samoloty BAC 111-400.



SZWECJA

Urządzenie do wykrywania gołoledzi ustawione w porcie lotniczym Stockholm—Bromma przez szwedzki Instytut Meteorologiczny z Uppsala pozwala przewidzieć nadejście szronu i gołoledzi na pasach startowych. Urządzenie dokonuje pomiarów temperatury za pomocą sześciu sond rozmieszczonych na głębokości 1÷50 cm pod ziemią. Określa poza tym prędkość i kierunek wiatru oraz promieniowanie termiczne. Zarejestrowane wartości są gromadzone na taśmie perforowanej. Przeliczniki pozwalają przewidzieć powstanie szronu na trzy godziny przed jego pojawieniem. Przewidywania określone są z dokładnością do około 0,1°C.

Wykrywanie przegrzewania się łączy i uchwytów wierz przewodów wysokiego napięcia było problemem w przesyłaniu energii elektrycznej liniami napowietrznymi. Przed kilku laty szwedzka firma AGA przeprowadziła badania nad sposobami wykrywania przegrzania linii wysokiego napięcia za pomocą techniki podcierwieni z pokładu śmigłowca. Zbadanie odcinka linii 1160 km z ziemi zabrało 26 tygodni, zaś za pomocą śmigłowca z urządzeniem AGA Thermovision (zasilanym z pokładu) — 45 godzin. Ustalono, że optymalna prędkość lotu stanowi 74 km/h, zaś zalecana odległość od badanych przewodów wynosi 50÷100 m.



ZSRR

Podczas 7-tygodniowego lotu orbitalnego kosmonautów radzieckich, Wołynowa i Zołobowa, wypróbowano ciekawe urządzenie — pompę kapilarną. Składa się ona z dwóch połączonych naczyń. Powierzchnia pierwszego wyłożona jest materiałem nie zwilżanym przez znajdujący się w nim płyn, natomiast drugiego — takim, który ulega zwilżeniu. Po otwarciu zaworu siły napełnienia powierzchniowego przepompowują ciecz z jednego naczynia do drugiego. Na tej zasadzie będą mogły w przyszłości działać pompy paliwowe na pokładach statków kosmicznych — bez zasilania prądem elektrycznym.

W mieście Tynda na Bałkajsko-Amurskiej magistrali (BAM) kolejowej otwarto pierwszy port lotniczy. Obsługuje on lekkie samoloty i śmigłowce, które w regularnych rejsach pomagają przy budowie trasy. W ub.r. Aeroflot przewiózł na BAM 60 tys. pasażerów.

Sojuz-22 ma zabudowany wielostrefowy fotoaparaturę MKF-6, będący skomplikowaną aparaturą do fotografowania naszej planety z kosmosu. MKF-6 skonstruowany w zakładach Carl Zeiss Jena posiada 6 obiektywów. W chwili dokonywania zdjęć otwiera się one na 55 milisekund części sekund. A ponieważ w tym czasie Sojuz-22 przelatuje ok. 500 km nad ziemią, konieczne było zamontowanie kompensato-

ra ruchu statku, który z precyzją przesuwając obiektyw, utrzymując je na sfotografowanym obiekcie. Obiektyw widzą pas Ziemi o szerokości 165 km i długości 110 km, obejmują więc powierzchnię 18—19 tys. km². MKF-6 jest aparaturą wielospektralną, fotografującą obiekt w różnych pasmach, stąd zastosowanie kilku obiektywów. Aparat waży 170 kg. Oprócz korpusu, 6 obiektywów, systemu transportującego taśmę i wielu skomplikowanych urządzeń (na które składa się 4 tys. części mechanicznych) ma on 6 kaset z filmem o szer. 70 mm. MKF-6 w ramach eksperymentu Tęcza sfotografuje terytoria wszystkich państw socjalistycznych. Eksperyment ten jest jednym z większych w realizacji programu Interkosmos w zakresie badania przestrzeni kosmicznej.

OGÓLNE

Bulgaria, Czechosłowacja, NRD i Związek Radziecki przeprowadziły wspólny eksperyment kosmiczny w ramach programu Interkosmos. Za pomocą rakiety geofizycznej Vertikal-41 prowadzono kompleksowe badania górnej atmosfery i jonosfery do wysokości 1500 km. W ramach programu Interkosmos wystrelono dotychczas 16 sputników, 4 rakiety geofizyczne i kilkadziesiąt rakiet meteorologicznych. Aparatura instalowana na tych obiektach została opracowana i przygotowana przez instytuty naukowe i przedsiębiorstwa przemysłowe krajów socjalistycznych. Na symposium w Kablewce naukowcy z Bulgarii, Czechosłowacji, NRD, Polski, Rumunii i Związku Radzieckiego nakreślili program wspólnych prac, przewidujący przeprowadzenie badań przestrzeni okołoziemskiej, księżycowej i planety układu słonecznego.

W roku 1975 międzynarodowe przewozy lotnicze krajów RWPG wzrosły ogółem o 18,9%, pasażerskie o 17,5%, a towarowe o 24%. Największy wzrost przewozów osiągnęły: Bulgaria — o 37%, Polska — 25,7% i Związek Radziecki — 22,6%. Czechosłowacja miała w 1975 r. w porównaniu z 1974 r. spadek o 3%, a Węgry o 10%. W sumie kraje RWPG przewiozły w 1975 r. 7029 tys. pasażerów i 122 tys. ton ładunków.

Według danych ICAO, udział kosztów obsługi technicznej i remontów w kosztach eksploatacyjnych samolotów komunikacyjnych w 1964 r. wynosił przeciętnie 18%, zaś w 1974 r. 14%. Świadczy to o postępie dokonywanym w konstrukcji i obsłudze samolotów.

W ub.r. wystawę lotniczą w Hannowerze zwiędziło 200 tys. osób; w imprezie tej brało udział 340 firm z 17 krajów. Stany Zjednoczone były reprezentowane przez 70 firm. Francja przez 54, Wielka Brytania przez 36, a Włochy przez 12 różnych firm lotniczych. Jak wiadomo, w wystawie brała udział Polska i Związek Radziecki.

Zlot Sekcji cywilnej konstruktorów — amatorów (Experimental Aircraft Association) zgromadził na lotnisku Romane — St. Paul 130 samolotów z Francji, RFN, W. Brytanii, Szwajcarii i Włoch. Jednym z najciekawszych były konstrukcje zachodniemieckie Stark AS-37 i RW-3.

Samolot komunikacyjny niemiecko-holenderski, krótkodystansowy VFW-611, ma być produkowany na licencji w Rumunii. Jest to samolot 40/44-miejscowy, o prędkości 715 km/h, z wyciszonymi silnikami. VFW-611 jest użytkowany na trasach francuskich towarzystw lotniczych, a przemysł francuski zrezygnował z budowy konkurencyjnego Mystère 39/40. Przewiduje się sprzedaż licencji do Stanów Zjednoczonych.

Samolot STOL De Havilland Twin Otter jest wymieniany — obok B-727, B-707, DC-9, F-27 i Islandera — jako sprzęt użytkowany w ponad 500 egzemplarzach.

Francusko-niemieckie stowarzyszenie banków utworzyło towarzystwo lotnicze Indian Airlines kredyt w wysokości 85 mln dol. na okres 10 lat, z przeznaczeniem na zakup trzech samolotów Airbus A-300 B-2 wraz z częściami zapasowymi.

Powołane do życia w Sudanie przedsiębiorstwo agrolotnicze zakupuje 100 samolotów Trash Commander. Na samolotach tego typu szkółą się w Anglii piloci sukańscy w zakresie obsługi i w lotach na opylanie. Równocześnie 15 Trash'ów (z załogami brytyjskimi) pracuje na południu Sudanu.



Siłły lotnicze na świecie Ameryka Północna i Południowa

ARGENTYNA

Siłły Powietrzne	
B : BAC Canberra	12
Dassault-Breguet Mirage	14
McDonnell Douglas A-4	45
North American F-86	20
Razem	91
Sz : Beech T-34	60
Morane Saulnier MS 760	30
Razem	90
T : Boeing 707	(1)
DHC Twin Otter	5
Douglas C-47	6
Douglas DC-6	3
Fokker F.27	10
Fokker F.28	3 + (3)
HS.748	1
IA 35 Huanquero	25
IA 50 G-II	20
IA 58 Pucara	(30)
Lockheed C-130	6 + (2)
Razem	79 + (36)
H : Bell 47	4
Bell UH-1	10
Hughes 500	14
Sikorsky H-19	6
SNIAS Lama	5
SNIAS S-61	2
Razem	41
P : Aero Boero 115	7
Aero Commander	14
Cessna 206/310/336	7
Grumman Albatros	3
MH 1521 Broussard	7
Piper Navajo	7
Razem	24
Łącznie	302 + (36)
Siłły Lądowe	
T : Beech Queen Air	5
DHC Twin Otter	3
Razem	8
H : Bell UH-1	7
Fairchild-Hiller FH-1100	7
Razem	14
Łącznie	22
Lotnictwo Morskie	
B : Macchi MB.326	7 + (6)
McDonnell Douglas A-4	16
Razem	23 + (6)
R : Grumman HU-16	3
Grumman S-2	6
Lockheed P-2	6
Razem	15
Sz : North American T-6	12
North American T-28	30
Razem	42
T : DHC Twin Otter	1
Douglas C-47	3
Douglas C-54	4
HS.125	1
IA 50 G-II	1
Lockheed Electra	3
Pilatus Porter	3
Short Skyvan	5
Razem	22
H : Alouette	6
Bell 47	6
Hughes 500 M	6
Sikorsky S-61	(2)
Sikorsky SH-3	4
Sikorsky UH-19	4
Westland Lynx	(2)
Razem	26 + (4)
Łącznie	128 + (10)
Ogółem	452 + (46)

BRAZYLIA

Siłły Powietrzne	
B : Cessna AT-37C	25
Douglas B-26K	12
Embraer MB. 326	110
Lockheed AT-33	20
Mirage III	16
Northrop F-5	(42)
Razem	183 + (42)
R : Grumman S-2	12
Cessna T-37	40
Razem	52
Sz : Aerotec Uirapuru	90
Beech Super H18	12
Cessna T-37	40
Fokker S-11	50
Lockheed T-33	25
Magister	7
Neiva Universal	150
North American T-28	10
T-6 Texan	50
Razem	434
T : BAC. 111	2
BAC Viscount	1
Beech 18	6
Beech C-45	10
Convair PBY-5A	10
Douglas C-47	50
Douglas DC-6	4
DHC-5 Buffalo	24
Embraer Bandeirante	80
Fairchild C-119	12
HS. 125	11
HS. 748	12
Lockheed C-130	10 + (5)
Razem	232 + (5)
H : Bell 47	60
Bell Jet Ranger	11
Bell UH-1	40
Kawasaki KH-1	2
Razem	113
P : Cessna 0-1	20
Grumman HU-16	12
Neiva Paulistinha	15
Neiva Regente	100
Razem	147
Łącznie	1161 + (47)
Lotnictwo Morskie	
H : Bell 47	1
Bell Jet Ranger	18
Fairchild Hiller FH-1100	4
Hughes 269/300	11
Sikorsky SH-3D	6
Westland Sea Lynx	(2)
Westland Wasp	4
Westland Whirlwind	5
Razem	48 + (2)
Ogółem	1209 + (49)

HONDURAS

Siłły Powietrzne	
B : Corsair	11
Douglas B-26	6
Razem	17
Sz : Cessna T-41	5
Lockheed T-33	3
North American T-6	6
Razem	14
T : Beech C-45	7
Douglas C-47	6
Douglas C-54	2
Razem	8
H : Sikorsky H-19	3
P : Cessna 172	2
Cessna 180/185	4
Razem	6
Ogółem	43

KANADA

Siłły Powietrzne	
B : Canadair CF-5	110
Canadair CF-104	140
McDonnell F-101	65
Razem	315
R : Avro Canada CF-100	30
Canadair Argus	30
Grumman S-2	40
Razem	100
Sz : Beech Musketeer	25
Canadair Tutor	150
Canadair T-33	100
Razem	275
T : Boeing 707	5
Canadair CC-109	7
DHC Buffalo	15
DHC Otter	30
DHC Twin Otter	7
Douglas C-47	40
Falcon 20	8
Lockheed C-130	23
Razem	135 + (5)
H : Bell OH-58	75
Bell UH-1	54
Boeing-Vertol CH-47C	8
Boeing-Vertol 107	15
Sikorsky HSS-2	30
Razem	182
P : Cessna 0-1	22
Cessna 182	4
Razem	26
Ogółem	1033 + (5)

WENEZUELA

Siłły Powietrzne	
B : BAC Canberra	30
Canadair CF-5	20
Dassault-Breguet Mirage	15
North American F-86	20
Rockwell OV-10	16
Razem	101
Sz : BAC Jet Provost	12
Beech T-31	20
Beech Queen Air	6
DH Vampire	3
North American T-6	1
North American T-2	12
Razem	53
T : Douglas C-47	20
Fairchild C-123	12
HS. 748	1
Lockheed C-130	6
Razem	39
H : Alouette	15
Bell UH-1	15
Sikorsky UH-19	1
Razem	31
P : Beech Travel Air	1
Cessna 182	12
Cessna Citation	1
Razem	13
Łącznie	213
Siłły Lądowe	
H : Alouette	1
Bell 47	2
Łącznie	3
Lotnictwo Morskie	
T : Douglas C-47	3
H : Bell 47	1
P : Grumman HU-16	1
Łącznie	5
Ogółem	259

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

Organizacja i szkolenie francuskiego lotnictwa śmigłowcowego ALAT

dr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

poprzednim artykule o francuskim lotnictwie wojskowym (ALAT) została przedstawiona historia rozwoju go związku operacyjnego oraz koncepcja jego taktyki na polu walki. Obecnie zostanie omówione zagadnienie organizacji ALAT, jego ordre de bataille (por. ordre de bataille amerykańskiego odpowiednika ALAT w TLiA nr 1176), zasady szkolenia pilotów oraz mechaników francuskiego lotnictwa wojsk lądowych, wreszcie — jego słabe strony, zwłaszcza zaś używanego sprzętu, którego modernizacja odstępuje zbyt wolno.

Personel ALAT liczył w 1975 r. 5600 osób, czyli po 3,5 osoby na jeden statek powietrzny (stan floty powietrznej ALAT został podany w TLiA nr 2/1977), w tym: 500 oficerów pilotów i mechaników, 700 zawodowych podoficerów pilotów, 900 zawodowych podoficerów-mechaników i 2800 szeregowców, z których ponad setka przechodzi wstępne przeszkolenie przed egzaminem do podoficerskiej szkoły specjalistów ALAT.

W 1975 r. ogólny nalot sprzętu ALAT wyniósł 175 000 godzin, z czego na śmigłowce przypada 145 000 godzin.

Współczynnik wypadkowości jest mały, gdyż wynosi zaledwie 0,45 na 10 000 godzin lotu. Fakt ten stanowi dowód dobrej jakości szkolenia personelu latającego, a dalszym potwierdzeniem tego stanu rzeczy jest wzrastająca liczba zagranicznych oficerów, odbywających przeszkolenie a następnie staż w ośrodkach szkolenia pilotów ALAT w Dax i Luc.

Ordre de bataille ALAT

W skład ALAT wchodzi związek manewru taktycznego i natarcia (zwalczanie broni pancерnej) oraz ośrodki szkolenia specjalistycznego.

Jednostki manewru taktycznego (transportu logistycznego żołnierzy, sprzętu i zapatrzeń) — podobnie jak i natarcia — dzielą się na: korpusne (GALCA) i dywizyjne (GALDIV). Każdy korpus dysponuje organicznie z nimi związanymi zgrupowaniami liczącymi 50 śmigłowców, a dywizyj — 35 maszynami.

Ponadto schemat ordre de bataille ALAT określa wyposażenie każdego z 7 okręgów wojskowych w eskadry składające się z 12 śmigłowców, a dodatkowe eskadry (12 śmigłowców) lub klucze (6-8 śmigłowców) znajdują się w dyspozycji 27 i 17 brygady Strzelców Alpejskich. Ponadto — jako pozostałość kolonialnego imperium Francji — w Afryce Wschodniej (Djibouti) stacjonuje jedna eskadra (12 śmigłowców).

Do prac rozwojowych nad sprzętem Sekcja Techniczna Wojsk Lądowych (w Walencji na południu Francji) ma 9 doświadczalnych śmigłowców wszystkich typów, na których prowadzi badania (aerodynamiki, uzbrojenia, awioniki itp.) sprawdza prototypy nowych lub udoskonalanych maszyn.

GALCA — korpusne zgrupowanie lekkiego lotnictwa wojsk lądowych

Podstawowym zadaniem GALCA jest rozpoznanie, transport logistyczny i zwalczanie broni pancерnej przeciwnika dla potrzeb macierzystego korpusu, któremu GALCA integralnie podlega pod względem dyscypliny, spraw administracyjnych i taktyki działania.

We Francji istnieją dwa GALCA; pierwszy w Phalsburgu (koło Strasburga) i drugi w Friedrichshafen.

Każdy z tych GALCA jest wyposażony w jednorodny sprzęt: w jeden dywizjon (*escadron*) dwueskadrowy śmigłowców lekkich rozpoznania i przeciwczołgowych oraz jeden dywizjon składający się z dwu eskadr śmigłowców manewru powietrznego i transportu logistycznego.

Eskadra lekkich śmigłowców GALCA do zwiadu, rozpoznania, łączności i potrzeb dowodzenia (EHL — *escadre des hélicoptères légers*) wyposażona jest w 10 śmigłowców Gazella; eskadra śmigłowców do zwalczania broni prze-

ciwpancernej EHAC (*escadre des hélicoptères antychar*) — w 12 śmigłowców Alouette II, uzbrojonych w dwa przewożone kierowane pociski przeciwczołgowe SS-11. W latach 1977-1978 eskadry te mają otrzymać śmigłowce Gazelle i pociski HOT.

Personel EHL to 18 pilotów (w tym 3 oficerów) i 9 mechaników; personel EHAC składa się z 15 pilotów (3 oficerów) i 9 mechaników. Oprócz tych specjalistów do eskadry należy kilkunastu szeregowców obsługi naziemnej i pomocy technicznej.

Sredni nalot miesięczny na jeden śmigłowiec eskadry EHL i EHAC waha się w granicach 35-38 godzin.

Dywizjon II śmigłowców manewru powietrznego i transportu logistycznego (3 i 4 eskadra GALCA) wyposażony jest w 22 śmigłowce Puma.

Główne zadanie tych eskadr to transport żołnierzy, zapatrzeń i sprzętu w trakcie operacji taktycznej. W czasie pokoju Puma służy jako sprzęt szkolno-treningowy przede wszystkim do treningu w lotach nocnych i bez widoczności (warunki IFR). Na tych też śmigłowcach przechodzą wstępne szkolenie kandydaci do specjalistycznych szkół ALAT.

Trzecia i czwarta eskadra GALCA mają w stałym przygotowaniu operacyjnym po jednym śmigłowcu do potrzeb najwyższych władz cywilnych lub wojskowych. Ponadto każda z tych eskadr przeznacza po 240 godzin miesięcznie na treningi spadochronowe.

Skład personelu II dywizjonu GALCA wynosi: 8 oficerów pilotów, 44 podoficerów pilotów i 24 mechaników (nie licząc żołnierzy obsługi naziemnej). W 1975 r. personel z uwagi na brak kadr był mniej liczny. Należy jeszcze zaznaczyć, iż w 1975 r. 55% pilotów II dywizjonu miało licencję na loty w warunkach IFR.

Sredni nalot miesięczny na jeden śmigłowiec Puma II dywizjonu wynosił w 1975 r. 31 godzin, w tym 20 h na szkolenie własne, z czego 60% przypadało na loty treningowo-operacyjne, 30% na loty ściśle treningowe, 10% na loty techniczne oraz 11 h na szkolenie spadochroniarzy.

W zasadzie 80% wszystkich śmigłowców GALCA znajduje się w stałej gotowości do lotów.

Raz w tygodniu łączność radiowa pomiędzy śmigłowcami oraz śmigłowcami a dowództwem prowadzona jest wyłącznie w języku angielskim. Dzieje się tak w celu udoskonalenia znajomości tego języka przez personel latający. Jest to konieczne, zważywszy, iż francuskie zespoły ALAT biorą często udział w manewrach, w których uczestniczą floty powietrzne wielu krajów oraz składają wymienne wizyty za granicą.

GALDIV — dywizyjne zgrupowania lekkiego lotnictwa wojsk lądowych

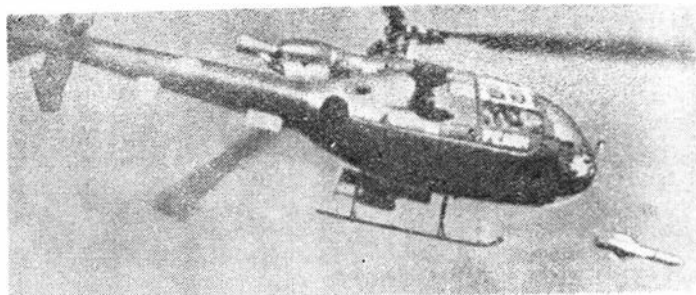
Sześć dywizji wyposażone jest w integralnie z nim połączone oddziały lekkiego lotnictwa wojsk lądowych. Każdy z GALDIV dysponuje dwoma eskadrami lekkich śmi-



Rys. 1. Patrol Alouette II startujący do treningowej operacji zwalczania broni pancерnej



Rys. 2. SA-341 Gazelle uzbrojona w rakiety HOT



Rys. 3. SA-342 Gazelle uzbrojona w pociski HOT

głowców (20 Alouette III oraz Gazelle), o podobnym przeznaczeniu jak i w eskadrach lekkich śmigłowców GALCA, jedną eskadrą śmigłowców do zwalczania czołgów (10 Alouette III z pociskami SS-11) i 7 śmigłowcami Puma.

Siedem okręgów wojskowych ma do swej dyspozycji po dwa łącznikowe samoloty Broussard, po pięć samolotów amerykańskich Cessna L-19 i po cztery śmigłowce Alouette II lub Gazelle.

Skład ALAT przedstawia się zatem następująco:

- 2 ośrodki szkolenia i treningu (70 śmigłowców),
 - 2 związki korpusek (88 śmigłowców),
 - 6 związków dywizyjnych (222 śmigłowce),
 - 7 oddziałów przy dowództwach okręgów wojskowych (28 śmigłowców),
 - 10 samodzielnych eskadr lub kluczy (82 śmigłowce).
- Łącznie 480 śmigłowców.

Ośrodki szkolenia specjalistów ALAT: ESALAT i EAALAT

Wszyscy oficerowie ALAT — zanim zostali lotnikami — musieli być zawodowymi oficerami wojsk lądowych, co oznacza iż mają oni dwie specjalności wojskowe: oficerów piechoty i lotnictwa.

Przed dwudziestu laty ośrodek szkolenia pilotów śmigłowcowych został przeniesiony do miejscowości Dax (prowincja Landes), specjalnie wybranej ze względu na ukształtowanie terenu: równina na północ od rzeki Adour przechodzi w teren pofałdowany i przecięty wielu dolinami na przedgórzu Pirenejów, wreszcie w wysokogórski. To ukształtowanie terenu stwarza doskonałe warunki treningu, zwłaszcza przy lotach na małej wysokości pomiędzy przeszkodami naturalnymi. Ośrodek otrzymał nazwę baza Navalet na pamiątkę pierwszego dowódcy ALAT — generała Navalet, który był pionierem rozwoju lekkiego lotnictwa wojsk lądowych. Jest to podstawowy ośrodek szkolenia kadr dla ALAT, w skrócie: ESALAT (*école de spécialisation de l'ALAT* — szkoła specjalistów ALAT).

Zasadniczym zadaniem postawionym przed ESALAT jest szkolenie i trening przyszłych pilotów śmigłowcowych dla ALAT. Ponadto ESALAT na żądanie właściwych dowództw przeprowadza szkolenie w pilotażu również załóg śmigłowców francuskiej marynarki wojennej, żandarmerii, obrony cywilnej policji, pracowników urzędów celnych, lotnictwa wojskowego oraz inżynierów zatrudnionych w Technicznej Dyrekcji Konstrukcji Lotniczych (jest to główny dysponent i kontroler francuskiego przemysłu lotniczego, tak państwowego jak i prywatnego). Również wiele krajów (kraje Północnej Afryki, niepodległe kraje, stanowiące uprzednio kolonie francuskie, wiele państw latyno-amerykańskich itp.) zleca ESALAT szkolenie swoich pilotów śmigłowcowych.

W czasie brudnej wojny w Algierii ESALAT w Dax wypuszczała po 500 pilotów rocznie, obecnie zaś po 270 pilotów.

Oficerowie piechoty dopiero po trzech, czterech latach służby w jednostkach macierzystych są przyjmowani do ESALAT; podoficerowie po ukończeniu odpowiednich szkół i po podpisaniu kontraktu — zobowiązania do odbycia 5 lat służby ponadterminowej.

Cykl szkolenia przedstawia się następująco:

- 1 miesiąc lotów jako pasażera samolotu (chodzi o przyzwyczajenie elewa do powietrza i czas na wstępne zaznajomienie się teoretyczne z zasadami nawigacji, na co przeznaczona się 15 godzin);
- etap szkolenia na pilota śmigłowcowego na śmigłowcu Alouette II trwa 22 tygodnie i pochłania 115 godzin lotów;
- etap przewidziany wyłącznie dla oficerów: dodatkowe szkolenie jako obserwatora — 9 tygodni i 40 godzin lotów;
- przekwalifikowanie pilota Alouette II na pilota śmigłowca Gazelle (3 tygodnie, 20 godzin lotów).

Łącznie okres szkolenia wynosi 38 tygodni i 190 godzin lotów dla oficerów zaś 29 tygodni i 150 godzin dla podoficera. W 1976 r. jeden instruktor szkolił od 2,6 do 2,8 osób, ale — według opinii ESALAT — idealne warunki nie pozwalają na szkolenie więcej niż 2,3 osób na instruktora.

Uzyskane w okresie ostatnich kilku lat wyniki wykazują, iż odsiew wynosi 15÷20% oficerów i ponad 30% w przypadku podoficerów.

Rocznie w ESALAT odbywają się dwa staże oficerskie. Liczba stażystów wynosi średnio (wraz z oficerami wojsk zagranicznych) po 32 osoby, w tym około 20÷25 Francuzów. Instruktorzy przechodzą dodatkowe treningi trwające 13 tygodni, z czego 11 tygodni na Alouette II i 2 tygodnie na Gazelle.

Teren ośrodka w Dax i siedem ośrodków satelitarnych obejmuje powierzchnię 1500 km², w tym dwa ośrodki wysokogórskie w Pirenejach.

Piloci po przeszkoleniu w Dax kierowani są na kursy doskonalenia w Luc do Wyższej Szkoły Doskonalenia Specjalistycznego ALAT (EAALAT — *école d'application d'ALAT*), gdzie odbywają staż 10-tygodniowy, aby uzyskać licencję dowódców patroli.

Inny jest przebieg wyższego szkolenia podoficerów piechoty, którzy w praktyce stanowią trzon korpusu pilotów ALAT.

Podoficer ze szkoły ESALAT, gdzie przebywał przez 7 miesięcy i uzyskał licencję pilota śmigłowcowego, przechodzi do EAALAT na kurs doskonalenia (3 tygodnie jako pilot taktyczny i 7 tygodni jako drugi pilot śmigłowców Puma), po którym zostaje skierowany do jednostki macierzystej na 18 miesięcy. W swojej jednostce przechodzi szkolenie, w lotach bez widzialności ziemi (w warunkach IFR).

Z kolei czeka go następny, 13-tygodniowy staż, po którym uzyskuje stopień bądź instruktora na Alouette III, bądź też operatora urządzeń elektronicznych. Następnie podoficer przechodzi kolejne szkolenie w Dax (6÷9 tygodni), po czym zostaje mianowany dowódcą śmigłowca przeznaczonego do lotów taktycznych albo też pilotem śmigłowca przeciwczołgowego. Szczytem kariery zawodowej podoficera-pilota ALAT jest stanowisko pilota I stopnia śmigłowca manewru taktycznego, dowódcy patrolu przy lotach taktycznych albo operatora pocisków SS-11 lub HOT.

W skład floty powietrznej ESALAT wchodzi: 60 Alouette II, 10 Gazelle, 19 Cessna L-19 i 2 samoloty Broussard. W wyniku bardzo intensywnego użytkowania sprzętu tylko jego 50% znajduje się w gotowości do lotów.

W 1975 r. nalot floty ESALAT wyniósł 34 000 godzin, z czego 1070 godzin lotów nocnych i 70 679 operacji bez wypadków. Zdarzyło się tylko 5 awarii. W ciągu 20 lat istnienia ośrodka w Dax nalot samolotów i śmigłowców przekroczył 813 000 godzin.

GALAT/STAT: Sekcja Techniczna ALAT Zespołu Technicznego Wojsk Lądowych STAT

Jest to jednostka o specyficznej organizacji (powstała w 1966 r. po przejściu ośrodka technicznego ALAT przez STAT). Pomimo, że personel składa się z załóg ALAT, podlega on bezpośrednio dowództwu Zespołu Technicznego Wojsk Lądowych. Nazwa jednostki: GALAT/STAT.

STAT oznacza Zespół Technicznych Wojsk Lądowych i podlega Sztabowi Wojsk Lądowych. Do jego podstawowych zadań należy:

- opiniowanie wartości koncepcji i charakterystyk nowego sprzętu,
- udział w pracach nad nowymi programami,
- współdziałanie z Główną Dyrekcją Uzbrojenia w pracach rozwojowych i badaniach prototypów,
- przeprowadzanie analizy założeń taktycznych uzbrojenia.

Do STAT należy wiele sekcji wyspecjalizowanych, jak: piechoty, artylerii, saperów itp.; jedną z nich jest sekcja

lotnictwa lekkiego wojsk lądowych, oznaczona jako GALAT/STAT, z siedzibą w Walencji.

Chociaż GALAT/STAT nie stanowi integralnej części składowej ALAT, powiązany on jest najbliższymi z tą bronią, gdyż podstawowym jego zadaniem jest badanie i ocena jakości i przydatności sprzętu (od statku powietrznego aż do nakrętki) przeznaczonego dla tej formacji.

GALAT/STAT podzielony jest na specjalistyczne zespoły:

- sekcję śmigłowców;
- sekcję uzbrojenia, która testuje karabiny maszynowe, działka i pociski i określa ich przydatność do użycia;
- sekcję nawigacji;
- sekcję telekomunikacji;
- sekcję optroniki, zajmującą się zagadnieniem noktowizorów.

Prócz tych wyspecjalizowanych sekcji GALAT/STAT zatrudnia jeszcze zespoły pilotów o bardzo wysokich kwalifikacjach zawodowych, które przeprowadzają badanie nowych materiałów i sprzętu w sposób ciągły — od deski kreślarskiej aż po eksploatację wyrobu finalnego. GALAT/STAT jest również konsultantem Sztabu Generalnego we wszystkich sprawach związanych z zagadnieniami technicznymi ALAT.

Jak z tego widzimy, zakres zagadnień, którymi zajmuje się GALAT/STAT, jest szeroki; tymczasem — dzięki wysokiej specjalizacji jego pracowników — personel jest nieliczny: 29 pilotów (15 oficerów i 14 podoficerów), którzy wylatali na śmigłowcach od 1000 do 3000 godzin. Pięciu oficerów to piloci doświadczalni, a dwaj piloci są inżynierami-pilotami doświadczalnymi. Wśród mechaników jest pięciu mechaników doświadczalnych z długim stażem badawczym.

Park GALAT/STAT składa się z: 2 Puma, 3 Alouette III, 4 Gazelle oraz z kilku samolotów do treningu samolotowego, nie licząc oczywiście nowych prototypów.

Podsumowanie: mocne i słabe strony ALAT

Przede wszystkim należy stwierdzić, że w kapitalistycznym świecie francuskie lekkie lotnictwo wojsk lądowych — ALAT — zajmuje drugie miejsce po Stanach Zjednoczonych. Jest ono jednak nieporównywalnie słabsze — tak pod względem wyposażenia w sprzęt, jak i uzbrojenia — niż lotnictwo amerykańskiej Armii. Podczas gdy (z wyjątkiem śmigłowców Puma) ALAT jest wyposażony jedynie w śmigłowce adaptowane z cywilnych, użytkowane w Stanach śmigłowce szturmowe US Army rodziny AH-1 Cobra mają konstrukcję specjalnie opracowaną do akcji szturmowania, a ich uzbrojenie w porównaniu z uzbrojeniem francuskich śmigłowców jest znacznie potężniejsze (Alouette II zabiera 2÷4 pociski SS-11, zaś amerykański AH-1S 6÷8 pocisków TOW o większej sile rażenia). I kolejna uwaga: nawet to drugie miejsce zajmowane przez ALAT w świecie kapitalistycznym nie jest specjalnie zaszczytne, zważywszy, że spomiędzy krajów kapitalistycznych praktycznie jedynie Stany Zjednoczone i Francja utworzyły i rozbudowały swoje lotnictwo lekkie wojsk lądowych, przy czym czynnikiem mobilizującym do tego były imperialistyczne wojny prowadzone na innych kontynentach.

Pomimo tych zastrzeżeń należy stwierdzić, że Francja w tej dziedzinie poczyniła poważne postępy, zwłaszcza w ciągu ostatnich kilku lat, po wyposażeniu ALAT w sprzęt co prawda adaptowany, ale dobry i względnie nowoczesny, częściowo nawet przystosowany do przeprowadzania lotów w nocy i IFR, jednak tylko w optymalnych warunkach meteo. Chodzi o to, że francuskie śmigłowce wojskowe są całkowicie uzależnione przy lotach IFR od warunków meteorologicznych, nie są one bowiem zabezpieczone przed oblodzeniem łopatek wirników. Dlatego też obecnie, w czasie pokoju, są dozwolone tylko treningowe loty IFR, z wyłączeniem nawet minimalnego momentu ryzyka. Dlatego również jest całkowicie zakazany przewóz VIP (bardzo ważnych osobistości) w warunkach IFR.

W celu uzyskania możliwości lotów IFR dla wszystkich śmigłowców w optymalnych warunkach meteo, ALAT zakupił w firmie Thomson-CSF specjalne zespoły urządzeń radiolokacyjnych i naprowadzania (1975 r.). Pozostała druga trudność: loty IFR w trudnych warunkach meteo. Trudność ta po dziś dzień nie została zlikwidowana, gdyż — jak to w połowie 1976 r. powiedział naczelny dowódca ALAT, gen. O'Mahony — loty IFR odbywają się jedynie wówczas, gdy nie zagraża oblodzenie łopatek wirników. Przy okazji gen. O'Mahony podkreślił, iż jest to ujemna cecha charakteryzująca wszystkie śmigłowce krajów kapitalistycznych, oraz że jedynie konstrukcje radzieckie wyposażone są w środki przeciwołodziennowe.



Rys. 4. Śmigłowiec transportowy SA-330 H Puma

W 1976 r. Aérospatiale prowadziła intensywne prace nad konstrukcją urządzeń przeciwołodziennych, osiągając pozytywne rezultaty (badania odbywały się w północnej Kanadzie). Wydawałoby się zatem, iż pozostaje jedynie wdrożyć do produkcji osiągnięcia Aérospatiale, ale na to nie pozwalają restrykcje budżetowe. Gen. O'Mahony spodziewa się, iż śmigłowce ALAT zostaną wyposażone w takie urządzenia w najlepszym przypadku około 1980 r.

Sprawę urządzeń przeciwołodziennych przedstawiliśmy, aby wykazać, iż głównym powodem trudności sprzętowych przeżywanych przez ALAT jest brak dostatecznych środków finansowych, niezbędnych do doinwestowania tej formacji, bez czego jej rozwój będzie miał bardzo zwolnione tempo rozwoju. Na przeszkodzie staje jednak ogólnie nie najlepsze położenie gospodarcze Francji: recesja ekonomiczna trwa nadal. Nakłady na lotnictwo są stosunkowo małe. Francja musiała nawet zrezygnować z ambitnych planów budowy bardzo nowoczesnego samolotu myśliwsko-bombowego i przechwytyjącego Super Mirage i musiała się zadowolić opracowaniem jednosilnikowego, gorszego pod względem charakterystyk, uzbrojenia i osiągnięć, lecz znacznie tańszego samolotu Mirage 2000 Delta. Ten fakt mówi sam za siebie.

Właśnie w chwilowej — jak się zdaje — słabości gospodarczej Francji widzimy główny powód trudności przeżywanych przez ALAT. Wydaje się nam bowiem, iż technicznie Francja jest przygotowana do rozwiązywania wszystkich problemów związanych z wyposażeniem ALAT zarówno w nowoczesne specjalnej konstrukcji statki powietrzne, jak i w urządzenia elektroniczne wszystkich rodzajów. Przemysł lotniczy tego kraju stoi bowiem na bardzo wysokim poziomie pod względem technicznym. W przypadku zaś, gdyby nie mógł on zaspokoić całego zapotrzebowania ALAT — pozostaje jeszcze import. Ale na to znów potrzeba pieniędzy...

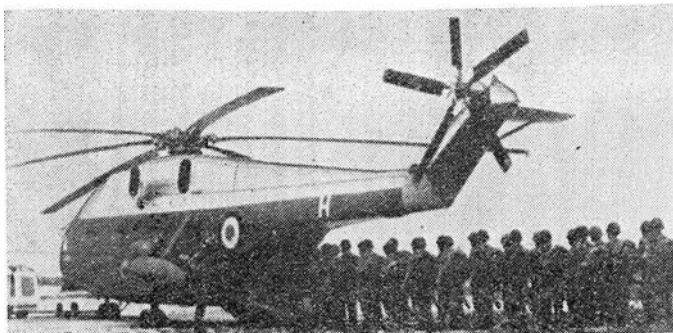
Tymczasem zaś, jak już było wyżej powiedziane, śmigłowce ALAT — tak istniejące (Alouette II, Alouette III, Gazelle), jak i znajdujące się na etapie dopracowania (Dauphin SA-360 i SA-365) lub prac rozwojowych (Ecu-reuil) — to po prostu uzbrojone śmigłowce cywilne, których tempo produkcji należy nie tyle do zapotrzebowania zgłaszanego przez wojsko, co do możliwości finansowych państwa.

Ponieważ są to śmigłowce adaptowane z cywilnych, wykazują one dużą wrażliwość na przeciwdziałanie nieprzyjaciela. A więc zasadniczym celem ALAT powinno być możliwie prędkie zwiększenie szans ich przetrwania poprzez:

- zmniejszenie stopnia wykrywalności przez urządzenia radiolokacyjne,
- zmniejszenie poziomu głośności,
- zminimalizowanie śladów promieniowania podczerwonego przez maksymalną osłonę płomieni z dysz wylotowych silnika,
- zwiększenie zdolności przetrwania załogi w przypadku zestrzelenia śmigłowca dzięki zastosowaniu specjalnej konstrukcji płatowca, wytrzymałej na skutki zderzenia z podłożem (taką konstrukcją odznaczają się amerykańskie śmigłowce UTTAS — odpowiedniki francuskiego śmigłowca Puma),
- odpowiednią ochronę załogi i żywotnych elementów konstrukcji (np. układów sterowania) przed skutkami rażenia pociskami wybuchowymi, co już zastosowali Amerykanie w swych najnowszych śmigłowcach szturmowych AAH.

Dla Francji jednak wdrożenie do produkcji tych wszystkich niezbędnych środków zapewniających większą zdolność przetrwania jest dopiero muzyką przyszłości. Powód? Brak niezbędnych środków finansowych.

Coraz większego rozmachu nabierają nocne operacje wojsk lądowych, które stały się możliwe dzięki wyposa-



Rys. 5. Ciężki śmigłowiec transportowy SA-321 G Super Prelon

zeniu ich w nowy, znacznie udoskonalony sprzęt. Dlatego dzisiaj nie wystarczy, aby śmigłowce potrafiły latać w nocy i w każdych warunkach meteo. Śmigłowce muszą — jak sądzą teoretycy lotniczy — walczyć przede wszystkim w ciemności. W tym celu jednak niezbędne są odpowiednie urządzenia umożliwiające wizję.

Francuzi doskonale zdają sobie sprawę z istniejącego stanu rzeczy i dlatego opracowują nowe noktowizory. Czy będzie to sprzęt najwyższej jakości? Wątpliwe. Wyłania się bowiem ponownie kwestia kosztów i wysokości dotacji ze skarb państwa. Jest to sprzęt niezmiernie drogi: komplet urządzeń noktowizyjnych, w który jest wyposażony jeden amerykański śmigłowiec szturmowy AAH, kosztuje 500 000 dolarów (w cenach z 1975 r., a więc w 1980 r., kiedy AAH wejdą do uzbrojenia, będzie droższy co najmniej o 25÷35%), podczas gdy kompletny francuski śmigłowiec wojskowy około 750 000÷850 000 dolarów, w zależności od wyposażenia.

To porównanie kosztu jednego tylko elementu wyposażenia śmigłowców AAH z ceną francuskiego śmigłowca wskazuje, iż jeszcze przez dłuższy czas ALAT nie będzie mógł sobie pozwolić na sprzęt odpowiadający warunkom stawianym przez nową doktrynę użycia śmigłowców w całodobowych operacjach.

Tyle w skrócie o słabych stronach ALAT.

Należy jednak sądzić, iż w okresie najbliższego dziesięciolecia sytuacja gospodarcza Francji stanie się lepsza i wzrosną nakłady państwa na uzbrojenie, tak iż ALAT będzie mógł przemoć nękające go dziś trudności. Tego też zdania jest gen. O'Mahony, według którego czynniki odpowiedzialne za uzbrojenie francuskich sił zbrojnych: ...*zmierzają do zwiększenia efektywności manewru powietrznego ...w trakcie zaś reorganizacji wojsk lądowych powstaną nowe formacje ALAT wyposażone w nowoczesny sprzęt.*

Prognoza generała O'Mahony zaczyna się sprawdzać w pewnym — co prawda jeszcze niewielkim — stopniu.

W drugiej połowie 1975 r. program modernizacji śmigłowców Puma uzyskał zielone światło: Aérospatiale przystąpiło na śmigłowcu doświadczalnym SA-330Z Puma do oblotu nowych elementów, w które ma być w przyszłości wyposażona rozwojowa odmiana tego śmigłowca, oznaczona jako Super Puma. Do jego konstrukcji zostało już wprowadzone (lub stanie się to w najbliższym czasie) 459 zmian, które powinny zapewnić mu znaczną poprawę charakterystyki i osiągnięć. Jednocześnie Turbomeca przeprowadza wstępne badania kwalifikacyjne najnowszego silnika śmigłowcowego Makila (1800 KM), w które ma być wyposażony Super Puma.

Do najważniejszych udoskonalień wprowadzanych do konstrukcji Super Puma należą:

— otunelowany jedenastopłatowy wirnik ogonowy; jego lekkie płaty produkowane będą z materiałów zespolonych wzmocnionych włóknem szklanym; będą one zamocowane bezprzegubowo;

— statecznik poziomy umieszczony jest w taki sposób, iż efekt nadmuchu głównego wirnika na statecznik zostaje wyeliminowany, co zwiększa stateczność całego śmigłowca względem jego osi poprzecznej; różnica między kosztem produkcji nowego układu a nakładami na istniejący dotychczas układ konwencjonalny nie została jeszcze podana przez Aérospatiale;

— dalsze udoskonalenia odnoszą się do głównego wirnika; łopaty z kompozytów wzmocnionych włóknem szklanym i ze skośnym rovingiem będą prawdopodobnie produkowane maszynowo, największą trudność w tym przypadku przedstawia maszynowa obróbka zamocowania łopat; łopaty wirnika głównego z tworzyw sztucznych umożliwiają nie tylko zastosowanie skrótu wzdłuż osi podłużnej, lecz również zmianę profilu i grubości wzdłuż rozpiętości łopat; Aérospatiale prawdopodobnie zrezygnuje z zastoso-

wania skośnego zakończenia łopat, gdyż wzrostu kosztów produkcji nie będzie rekompensowało podniesienie ich sprawności; przy ręcznej obróbce łopat możliwe jest za stosowanie piast Starflex;

— kabina Super Puma będzie przedłużona w stosunku do istniejącej kabiny Puma;

— konstrukcja całego śmigłowca, zwłaszcza zaś jego podwozie i amortyzatory będą poważnie wzmocnione, co zwiększa szanse przetrwania załogi w przypadku zestrzelenia śmigłowca;

— w Super Puma będą zastosowane ekrany zmniejszające stopień promieniowania podczerwonego i ekrany do obniżenia temperatury gazów i płomieni z rur wydechowych silników;

— masa całkowita Super Puma będzie zwiększona o 100 kg (do 7400 kg) po zainstalowaniu nowych łopat;

— maksymalne obciążenie układu przekładni wynosi 1560 kW, tj. 1990 KM.

Wprowadzenie wyżej wymienionych udoskonalień wywrze zasadniczy wpływ na osiągi Super Puma; masa użyteczna wzrośnie do 2450 kg (obecnie 1500 kg). Pomimo zwiększenia masy użytecznej przy zasięgu Super Puma 500 km prędkość przelotowa nie ulegnie zmniejszeniu i będzie wynosić 260 km/h. W przypadku transportu maksymalnego ciężaru użytecznego przez istniejące Puma — jego prędkość przelotowa zmniejsza się z 260 km/h do 210 km/h.

Współczynnik sprawności Super Puma (masa użyteczna X prędkość/masa własna) przy zastosowaniu nowych łopat i zasięgu 500 km wzrasta z 97 do 125.

Dzięki udoskonaleniom znacznie wzrasta żywotność poszczególnych elementów konstrukcji i silnika. Żywotność nowego silnika ma wynosić 1400 h (obecnie 1000), przekładni pośredniej — 2800 h (500 h), przekładni głównego wirnika — 2000 h (500 h), przekładni wirnika ogonowego — 2400 h (500 h); żywotność łopat wirnika jest praktycznie nieograniczona.

W wyniku zwiększenia żywotności wymienionych elementów możliwe jest poważne obniżenie kosztów remontów i bezpośrednich kosztów eksploatacji Super Puma.

Przyjmując jako bazę ceny z 1971 r., koszt paliwa wynosił 20% całkowitego bezpośredniego kosztu eksploatacji istniejącego Puma. Po zainstalowaniu nowych łopat koszt paliwa w cenach stałych wzrośnie do 42% bezpośrednich kosztów eksploatacji, ale całkowity udział bezpośredniego całkowitego kosztu eksploatacji w globalnych kosztach użytkowania Super Puma spadnie z 55% w 1971 r. do 36% w 1978 r. Równocześnie zmniejszą się koszty remontów i przeglądów z uwagi na znacznie dłuższą żywotność udoskonalonych elementów.

W związku z tym można wysunąć wniosek, iż Super Puma będzie w stanie współzawodniczyć z amerykańskimi śmigłowcami manewru powietrznego i transportu logistycznego UTTAS. Oczywiście na rynkach tylko tych krajów, które do transportu śmigłowców nie używają amerykańskich ciężkich samolotów C-130 Hercules.

* * *

Modernizacja śmigłowców Puma oraz podjęcie produkcji śmigłowców Dauphin (SA-360, SA-365 i SA-366), które będą również miały odmiany wojskowe, stanowią pierwszy krok ku przebrojeniu ALAT. Jeżeli nastąpi poprawa kunktury we Francji, wówczas ALAT potrafi unowocześnić swoje lekkie lotnictwo wojsk lądowych i podnieść jego wartość bojową, zwłaszcza, iż dysponuje doskonałą kadrową i operacyjną, która już dziś stanowi najmocniejszą stronę tej formacji.

LITERATURA

1. Un emploi massif de l'hélicoptère. *Aviation Magazine* 1976 6/4, s. 32÷41.
2. F. BERGESE: ALAT. L'hélicoptère de l'armée aéromob. *Aviation Magazine* 1976 nr 6/4 (15.06.), s. 33÷34.
3. J. GALLARD: L'armée de terre, spécialiste de l'action aéromobile. *Air et Cosmos* 1974 nr 545, s. 24÷25 i 40.
4. F. BERGESE: Du mouchard à l'hélicoptère. *Aviation Magazine* 1976 nr 6/4, s. 74÷77.
5. NATO helicopter market expanding. *Aviation Week* (26.09.), s. 69.
6. Super Puma ... and military roles of Dauphin. *Flight* (20.03.), s. 693.
7. PH. J. GODDES: The Hughes advanced attack helicopter. *Aviation* 1975 nr 9, s. 972÷974.
8. The soldier helicopter. *Flight* 1975 (12.06.), s. 1580.
9. W. WASKOWSKI: Europejski przemysł śmigłowcowy. Cz. I. Płatowiec. Instytut Lotnictwa, Warszawa 1975, s. 13, 56÷65.
10. W. WASKOWSKI: Śmigłowce szturmowe — zadania i wymagania. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* 1976 nr 17, s. 1.
11. L'industrie aéronautique et spatiale. Groupement des Inter-Françaises Aéronautiques et Spatiales. Rapports du Bureau Paris 1971/1972 — 1975/1976.

Parametry uzupełniające ocenę własności szybowca

nż. WIESŁAW STAFIEJ
- Bielsko

za zasadniczych stanów lotu szy-
a (krążenie w kominie termicz-
przeskok międzykominowy, dołot,
ość manewrowa) oraz ustalenie
nalnych wartości parametrów
trukeyjnych, uzupełniających oce-
własności szybowca.

afna i w miarę pełna ocena włas-
i projektowanego szybowca jest
lzo ważnym momentem zarówno
projektującego, jak i dla grupy
onującej oceny. Dobór kryteriów
unkowych jest jednak sprawą do-
trudną z uwagi na wiele wyma-
stawianych szybowcowi, niejedno-
tnie kontrowersyjnych. Istnieją
również parametry zasadnicze, jak
maksymalna doskonałość, przebieg
gunowej prędkości, przewidywane
asności pilotażowe, technologiczność
onstrukeji, łatwość obsługi itp., nie
nowią one jednak miary bezwzględ-
j i pozwalają na ocenę różną, za-
zną od zastosowanej interpretacji.
Złożony charakter konstrukcji szy-
owca, wpływ parametrów konstruk-
jnych na osiągi — uwidocznił
przez zależności w wielu wypad-
ach skomplikowanej budowy mate-
atycznej — nie pozwalają na usta-
nie jakiejś jednej wielkości, która
ogłaby w sposób bezwzględny sta-
wić podstawę oceny projektu.

Stosowana niegdyś jako kryterium
wielkość maksymalnej doskonałości
ie nie mówiła o charakterze biegu-
owej prędkości, szczególnie w jej
zęści „szybkiej”, a ta — przy dzi-
iejszej taktyce zawodniczej — odgry-
wa zasadniczą rolę. Obecnie wyma-
gana jest pełniejsza analiza, z pre-
ferencją dwóch obszarów: krążenia w
kominie termicznym i przeskoku
międzykominowego, względnie dołotu
szybkiego. W tym celu korzystne jest
przeliczenie parametrów uzupełniają-
cych, charakteryzujących szybowiec w
jego typowych stanach lotu.

Charakter parametrów uzupełniających

Zgodnie z nowoczesną taktyką prze-
lotową, zasadniczymi stanami lotu
szybowca są:

- krążenie w kominie termicznym,
- przeskok międzykominowy,
- dołot,
- stany brutalnego sterowania przy
prędkości manewrowej.

Każdy z wymienionych stanów cha-
rakteryzuje się określonymi prędko-
ściami lotu i towarzyszącymi im prę-
dkościami opadania szybowca. Wiel-
kości te, powiązane z parametrami
konstrukcyjnymi szybowca, decydują
o własnościach wyczynowych i mane-
wrowych, a więc stanowią dane, na
których oprócz można kryteria oceny
płatowca.

Ogólnie parametr uzupełniający oce-
nę szybowca wyrażony jest w postaci
funkcji:

$$k = f(p_1, p_2, \dots, p_n)$$

gdzie wielkościami p_i będą: prędkość

lotu, prędkość opadania szybowca,
momenty bezwładności konstrukcji,
wielkość powierzchni sterowych itp.

Oczywiście parametr taki, wyrażony
liczbowo, nie stanowi jakiejś miary
bezwzględnej, a jest raczej wynikiem
statystyki. Przy odpowiedniej liczbie
rozpatrywanych szybowców można
zebrać materiał, który pozwoli na
ustalenie parametru odniesienia o
wielkości k_0 , stanowiącej wartość po-
równawczą, w stosunku do której
dokonywać można oceny konstrukcji
projektowanej.

Istniejący dzisiaj podział szybow-
ców zawodniczych na klasę otwartą
i standard wymaga ustalenia parame-
trów odniesienia oddzielnie dla obu
klas. W celu zilustrowania propono-
wanych w niniejszym artykule para-
metrów uzupełniających wybrano kla-
sę standard jako bardziej ujednoli-
coną — z uwagi na ograniczenia na-
rzucone jej przez przepisy definiujące
szybowce klasy standard.

Analizę oparto na polskich szybow-
cach tej klasy, gdyż do tego celu
niezbędna jest przynajmniej zasadni-
cza dokumentacja aerodynamiczna,
praktycznie niedostępna w przypadku
szybowców zagranicznych.

Szybowce uporządkowano wg kolej-
ności ich powstawania. Układ taki
pozwala na prześledzenie tendencji
(wzrostu, spadku, stałego poziomu)
parametrów uzupełniających. Analizą
objęto konstrukcje:

- A) SZD-24 Foka,
- B) SZD-30 Pirat,
- C) SZD-32 Foka 5,
- D) SZD-36 Cobra,
- E) SZD-43 Orion,
- F) SZD-41 Jantar Standard.

Nie uwzględniono pierwszego pol-
skiego szybowca klasy standard —
SZD-22 Mucha Standard, ponieważ
nie miał on profilu laminarnego, a w
związku z tym własności jego nie są
porównywalne z pozostałymi przed-
stawicielami klasy standard.

Wprowadzone oznaczenia literowe
A, B, ..., F zachowano na rysunkach
przedstawiających w sposób graficzny
wielkości parametrów uzupełniających.
Na rysunkach tych podano również
wielkości parametru odniesienia k_0 , o
ile wykazuje on tendencję ustalonej
wielkości. W przypadku tendencji
wzrostowej — kierunek wzrostu po-
kazano strzałką.

Parametry ustawione zostały w ten
sposób, aby można je wyznaczyć na
podstawie dokumentacji aerodynamicz-
nej i wstępnej analizy obciążeń, wy-
rażonej obwiednią obciążeń sterowa-
nych.

Krążenie w kominie termicznym

Pełna analiza własności szybowca
w krążeniu wymaga założenia cha-
rakterystyki komina termicznego, a
więc rozkładu pionowej prędkości
prądu powietrza i promienia komina.
Jednakże do celów analizy porównaw-
czej, dokonywanej dla wszystkich
rozpatrywanych szybowców w jedna-

kowych warunkach meteorologicznych,
kształt komina nie jest istotny, a
decydującą rolę odgrywa biegunowa
krążenia [1].

W celu uniknięcia pracochłonnego
obliczania charakterystyki szybowca w
krążeniu warto wprowadzić parametr
pomocniczy, ujmujący wielkość naj-
bardziej charakterystyczną dla krą-
żenia.

Prędkość w krążeniu określona jest
zależnością:

$$V_k = \frac{1,1 V_s}{\sqrt{\cos \delta}}$$

i towarzyszy jej prędkość opadania
szybowca w krążeniu:

$$w_k = \frac{w_0}{\sqrt{\cos^3 \delta}}$$

gdzie: V_s — prędkość przeciągnięcia
w locie prostym, w_0 — prędkość opa-
dania szybowca, odpowiadająca prę-
dkości krążenia, a odczytana z biegu-
nowej prędkości w locie prostym,
 δ — kąt przechylenia w krążeniu.

Margines 10% względem prędkości
przeciągnięcia wynika z faktu, że
krążenie musi odbywać się z prę-
dkością zabezpieczającą szybowiec przed
przeciągnięciem, jakie może wystąpić
w wyniku pulsacji prędkości piono-
wej prądów wstępujących w kominie
termicznym.

Zakładając do celów porównawczych
krążenie z przechyleniem $\delta = 30^\circ$, uzy-
skuje się zależności:

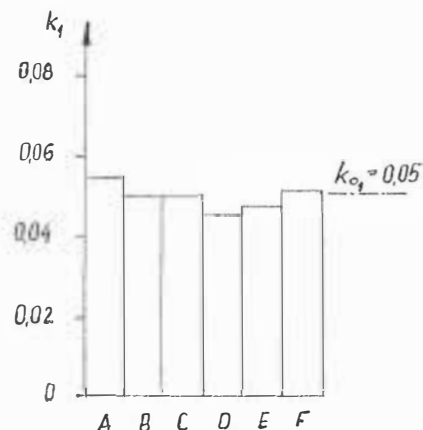
$$V_k = 1,18 V_s$$

$$w_k = 1,24 w_0$$

Ponieważ krążenie jest tym efek-
tywniejsze, im niższe są wartości za-
równo prędkości krążenia jak i to-
warzyszącego jej opadania szybowca,
proponowany parametr uzupełniający
przybiera postać:

$$k_1 = \frac{1}{1,18 V_s \cdot 1,24 w_0} = \frac{0,685}{V_s \cdot w_0}$$

Uzyskane wielkości liczbowe dla
poszczególnych szybowców zebrano na
rys. 1.

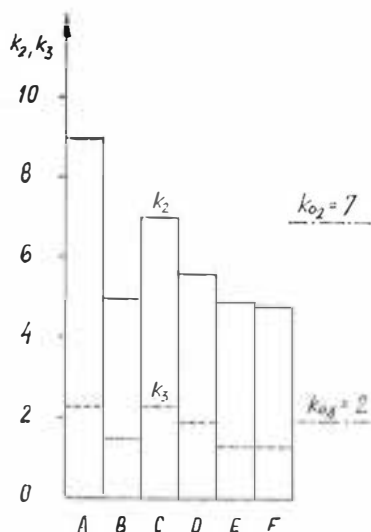


Rys. 1

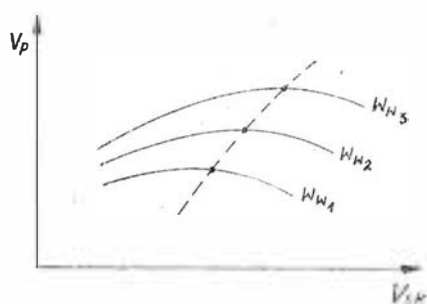
Istotnym elementem krążenia jest zachowanie dobrej sterowności poprzecznej. Zależy ona od tzw. poprzecznej efektywności lotki:

$$\kappa_L = \frac{S_L \cdot b}{S \cdot l_a}$$

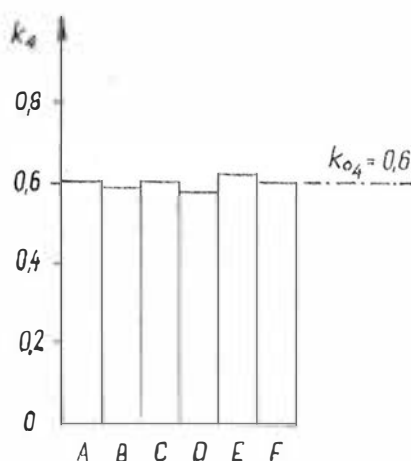
gdzie: S_L — powierzchnia lotki, b — rozpiętość płata nośnego, S — powierzchnia płata nośnego, l_a — średnica ciężniwa odniesienia płata nośnego.



Rys. 2



Rys. 3



Rys. 4

Sterowność poprzeczna (mierzona najczęściej czasem przełożenia krążenia z jednej strony w drugą z przechylenia 45° na 45° w stronę przeciwną) zależy będzie również od prędkości lotu (wielkość ciśnienia dynamicznego) i od momentu bezwładności wokół osi podłużnej (rozkład mas szybowca). Parametr sterowności

poprzecznej wyrazi się więc zależnością:

$$k_2 = \kappa_L \frac{V_k^2}{J_x}$$

gdzie: J_x — moment bezwładności szybowca wokół osi podłużnej.

Dla szybowców, które przeszły komplet prób w locie, znany jest czas zmiany przechylenia $45^\circ/45^\circ$. Oznaczając ów czas przez T_{45} , można wprowadzić następujący parametr, pełniej charakteryzujący szybowiec:

$$k_3 = k_2 / T_{45}$$

Przebieg parametrów k_2 i k_3 pokazano na rys. 2.

Przeskok międzykominowy

W taktyce zawodniczej najwięcej uwagi poświęca się analizie własności przelotowych, albowiem w sportowych imprezach szybowcowych górują konkurencje prędkościowe. Zgodnie z zależnościami określającymi własności przelotowe szybowca [2], prędkość przelotową określa wzór:

$$V_p = V_{sk} \frac{w_w}{w_w + w}$$

gdzie: V_{sk} — prędkość przeskoku międzykominowego, w_w — prędkość wznoszenia w kominie termicznym, w — prędkość opadania szybowca w locie ślizgowym z prędkością V_{slc} .

Charakter funkcji $V_p = F(V_{sk}, w_w)$ pokazano na rys. 3.

Najczęściej spotykane w naszym klimacie warunki meteorologiczne uznane za przelotowe charakteryzują się średnimi noszeniami rzędu 2,5 m/s, dlatego też w celu określenia parametru uzupełniającego przyjęto tę właśnie wartość.

Jakkolwiek podanie zależności prędkości przelotowej od prędkości przeskoku międzykominowego charakteryzuje już własności przelotowe szybowca, to jednak technika przelotu wymaga od pilota podjęcia decyzji, czy napotkany komin minąć i szukać korzystniejszego, czy też zdecydować się na rozpoczęcie krążenia w napotkanym prądzie wznoszącym. Innymi słowy, ważnym elementem jest tak zwana zdolność penetracyjna szybowca. Im przy niższej prędkości przeskoku uzyskana zostanie określona prędkość przelotowa, tym łatwiejsze

będzie rozeznanie mijanego kominu. Zdolność taką wyrazi kryterium uzupełniające w postaci:

$$k_1 = V_w / V_{slc}$$

którego wartości pokazano na rys. 4.

Dolot

W zależności od charakteru rozgrywanej konkurencji rozróżnić należy dwa rodzaje dolotów:

— w konkurencji prędkościowej — dolot szybki nad taśmę mety, po wykręceniu ostatniego kominu, dokonywanym ówczas, gdy warunki termiczne są jeszcze silne;

— w przelocie otwartym — dolot w warunkach kończącej się termiki, wykonywany z prędkością maksymalnego zasięgu.

Dolot szybki w szybowcach zawodniczych dzisiejszej doby wykonywany jest zazwyczaj z prędkością 160–200 km/h. Im niższa prędkość opadania szybowca w tym przedziale, czyli im bardziej płaska jest biegunowa prędkość, tym efektywniejszy jest dolot i tym niższa jest wysokość, jaką należy uzyskać w ostatnim kominie na trasie. Proponowane kryterium uzupełniające dla dolotu wyrazi się więc zależnością:

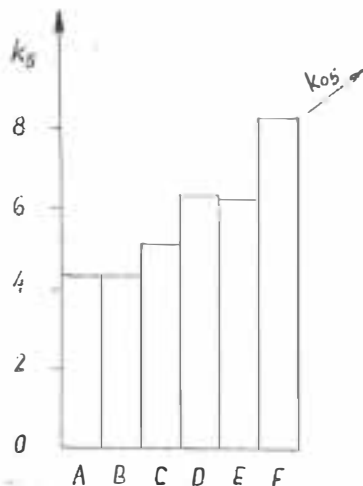
$$k_5 = \frac{1}{3,6} \frac{(200 - 160)}{w_{200} - w_{160}} = \frac{11,1}{\Delta w}$$

gdzie: $\Delta w = w_{200} - w_{160}$ jest różnicą prędkości opadania szybowca, odpowiadającym prędkościom lotu ślizgowego 200 i 160 km/h. Przebieg parametru k_5 podano na rys. 5.

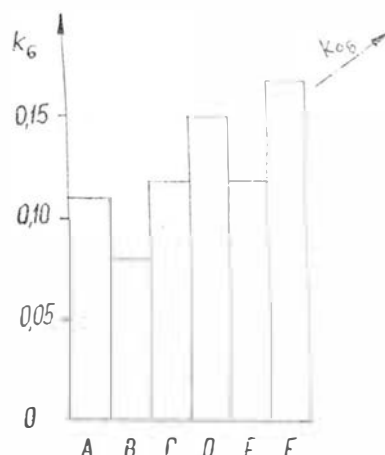
Zmniejszenie prędkości opadania (bardziej płaska biegunowa prędkość) uzyskiwane jest dzięki minimalizacji oporów szkodliwych płatowca. Stąd panuje tendencja do konstruowania m. in. usterzeń o małej powierzchni. W konsekwencji spada zapas stateczności statycznej podłużnej i pilotaż zawodniczych tzw. orchidei staje się trudniejszy. Informacji na ten temat może udzielić parametr uzupełniający:

$$k_6 = \frac{dC_m / dC_z}{w_{160}}$$

którego wartości ilustruje rys. 6. W powyższym wzorze wyrażenie dC_m / dC_z jest zapasem stateczności statycznej podłużnej z drążkiem trzymany.



Rys. 5



Rys. 6

Dolot w przelocie otwartym scharakteryzowany jest przez maksymalną doskonałość szybowca i prędkość optymalną. Im wyższa maksymalna doskonałość, tym dłuższy dolot oraz im wyższa prędkość ekonomiczna, tym prędzej osiągnięty zostanie końcowy punkt trasy otwartej, co przy męczącym wielogodzinnym locie ma dla pilota duże znaczenie. Parametrem uzupełniającym jest w tym przypadku iloczyn obu tych wielkości, przy czym w celu zmniejszenia wielkości liczbowej zastosowano mnożnik 0,01:

$$k_7 = 0,01 \cdot V_{opt} \cdot d_{max}$$

gdzie: V_{opt} — prędkość optymalna (największej doskonałości), d_{max} — maksymalna doskonałość szybowca. Wyniki pokazuje rys. 7.

Obszar prędkości manewrowej

W celu zdefiniowania własności pilotażowych szybowca należy określić jego zdolność manewrową. Wszystkie polskie szybowce klasy standard dopuszczone są do akrobacji podstawowej, ponieważ pozwalają na to ich własności wytrzymałościowe. Fakt ten wynika zresztą z wymagań stawianych w naszym kraju, wynikających z przewidywania możliwości brutalnego sterowania szybowcem w warunkach ostrej konkurencji zawodniczej.

Prędkość brutalnego sterowania określona przepisami [3, 4] wynosi:

$$V_M = V_s \sqrt{n_1}$$

gdzie w większości przepisów szybowcowych (krajowych i międzynarodowych) przyjęto $n_1 = 5,3$ (rys. 8).

Prędkość brutalnego sterowania (zwana też manewrową) jest funkcją aerodynamiki płata i obciążenia po-

wierzchni nośnej. Stanowi więc indywidualną cechę szybowca. Od jej kwadratu zależą siły wywołwane poprzez wychylenie powierzchni sterowych, a więc i momenty względem środka ciężkości szybowca. Na uzyskany efekt obrotu wokół osi przechodzących przez środek ciężkości szybowca wpływać będą z kolei odpowiednie momenty bezwładności. Dla parametrów uzupełniających, określających zdolność manewrową szybowca proponować można następujące wzory:

— dla manewrów poprzecznych:

$$k_8 = \kappa_L \frac{V_M^2}{J_x}$$

— dla manewrów podłużnych:

$$k_9 = \kappa_H \frac{V_M^2}{J_y}$$

gdzie: $\kappa_H = S_H \cdot L_H / S \cdot l_a$; S_H — powierzchnia usterzenia wysokości, L_H — ramię siły na usterzeniu wysokości względem środka ciężkości szybowca, J_y — moment bezwładności szybowca względem osi poprzecznej;

— dla manewrów kierunkowych:

$$k_{10} = \kappa_v \frac{V_M^2}{J_z}$$

gdzie: $\kappa_v = S_v \cdot L_v / S \cdot l_a$; S_v — powierzchnia usterzenia kierunku, L_v — ramię siły na usterzeniu kierunku względem środka ciężkości szybowca, J_z — moment bezwładności szybowca względem osi pionowej.

Przebiegi parametrów k_8 , k_9 i k_{10} podano na rys. 9.

Parametry odniesienia

Przeprowadzone rozważania pozwalają na wyciągnięcie następujących wniosków:

Krażenie

Parametr k_1 nie powinien być niższy niż 0,05. Dla wszystkich rozpatrywanych szybowców jest on bliski temu poziomowi. Natomiast parametr sterowności poprzecznej w krążeniu

ulega większemu różnicowaniu, przy czym jako parametr odniesienia należałoby przyjąć wartość $k_{02} = 7$. Na rysunku 2 widać, iż nowsze konstrukcje (Cobra, Orion, Jantar Standard) leżą poniżej wartości parametru odniesienia. Jest to rzeczą znaną, że poprawa własności przy dużych prędkościach lotu okupiona jest pogorszeniem charakterystyki krążenia. Wniosek ten potwierdza również parametr k_3 , dla którego należałoby przyjąć wartość odniesienia $k_{03} = 2$.

Przeskok międzykominowy

Parametr odniesienia osiąga w tym przypadku wielkość $k_{04} = 0,6$. Rozpatrywane szybowce wykazują bardzo mały rozrzut tego parametru.

Dolot

Dążenie konstruktorów do uzyskania możliwie płaskiego przebiegu biegunowej prędkości w zakresie dużych prędkości lotu wyraźnie jest odzwierciedlone poprzez parametr k_5 , wykazujący stałą tendencję wzrostową, wraz z postępem w konstrukcji szybowców zawodniczych. Ustalenie parametru odniesienia k_{05} nie jest zatem możliwe.

Parametr k_{06} — także wzrastający — świadczy, że korzyści uzyskane przez zmniejszenie prędkości opadania szybowca rekompensują w pewnym sensie spadek zapasu stateczności statycznej podłużnej. Spadek ten jednak nie może oczywiście przekroczyć minimum określonych przepisami budowy.

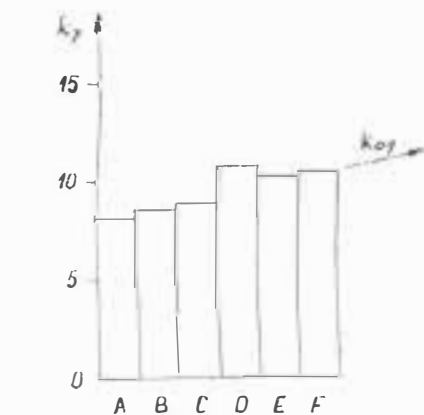
Dolot w przelotach otwartych, dokonywany z prędkością optymalną, w miarę rozwoju konstrukcji staje się coraz korzystniejszy (wzrost parametru odniesienia k_{07}), albowiem wzrasta maksymalna doskonałość kolejnych konstrukcji, przy jednoczesnym przesuwaniu się w górę prędkości optymalnej. Efekt ten uzyskano przez korzystniejszą aerodynamikę kadłuba i zmniejszenie kąta zaklinowania skrzydła. To ostatnie grozi jednakże pogorszeniem własności startowych, z uwagi na zmniejszenie kąta natarcia skrzydła podczas rozbiegu. Najkorzystniejszym sposobem podniesienia wartości parametru k_7 jest stosowanie jeszcze lepszych profili skrzydła.

Obszar manewrowy

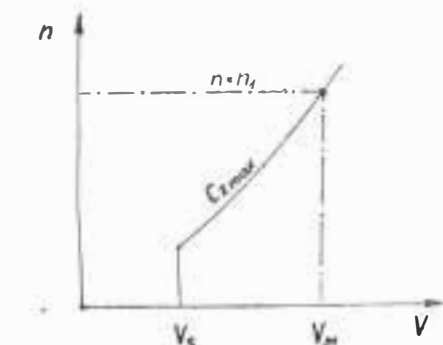
Parametry k_8 , k_9 i k_{10} oscylują wokół pewnych poziomów, w związku z czym można wyznaczyć parametry odniesienia. Wielkości te nie powinny leżeć poniżej wartości: $k_{08} = 5$, $k_{09} = 17$ i $k_{010} = 3$.

LITERATURA

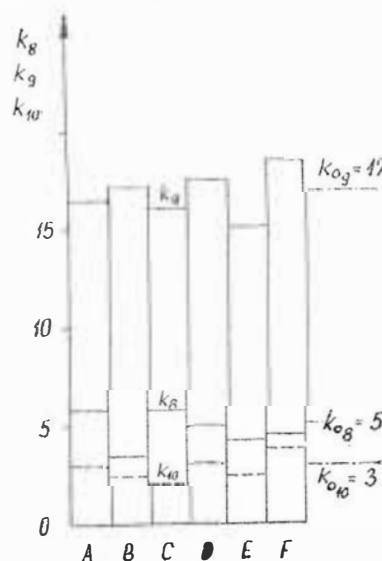
1. W. STAFIEJ: Kryteria doboru profilu dla szybowca wysokowydajowego *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 1 i 2/1968.
2. A. SKARBIŃSKI, W. STAFIEJ: Projektowanie i konstrukcja szybowców. WKiŁ 1966.
3. Przepisy Zdatości Cywilnego Sprzętu Lotniczego, 1959.
4. Airworthiness Requirements for Sailplanes — OSTIV'71.



Rys. 7



Rys. 8



Rys. 9

Wibroakustyczna metoda oceny stanu technicznego turbinowych silników lotniczych

Mgr inż. HENRYK DĄBROWSKI

Opis nowej metody nieniszczących badań, umożliwiającej szybką ocenę stanu technicznego silników. Przykłady praktycznego zastosowania tej metody w różnych dziedzinach techniki.

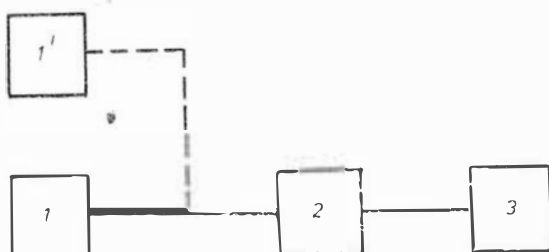
Począwszy od końca lat pięćdziesiątych w technice światowej kładzie się duży nacisk na problemy eksploatacji maszyn i urządzeń. Doświadczenia eksploatacyjne potwierdziły, że nawet najbardziej doskonałe pod względem technicznym konstrukcje stają się zawodne, jeżeli nie podlegają ciągłemu nadzorowi i nie ma możliwości oceny ich rzeczywistego stanu technicznego. Do oceny takiego stanu stosowano częściowy demontaż. Jednak szybki rozwój metod nieniszczących badań diagnostycznych wyeliminował konieczność demontażu. Jedną z takich metod jest metoda wibroakustyczna (V-A).

Opis metody wibroakustycznej

Każda maszyna lub urządzenie będące w ruchu jest źródłem emisji drgań i hałasu. Wynika to z zachodzących w niej przemian energetycznych oraz współdziałania mechanicznego części.

Metoda wibroakustyczna polega na określaniu stanu technicznego lub parametrów pracy maszyny na podstawie oceny sygnału drgań i hałasu. Typowy schemat blokowy do pomiaru oraz analizy drgań i hałasu pokazano na rys. 1a, b. Z porównania przebiegów czasowych lub widm maszyn sprawnych (wzorów) i badanych wnioskujemy o stanie maszyn. Wielkość i rodzaj różnic tych przebiegów stanowi kryterium oceny stanu technicznego badanej maszyny.

a)

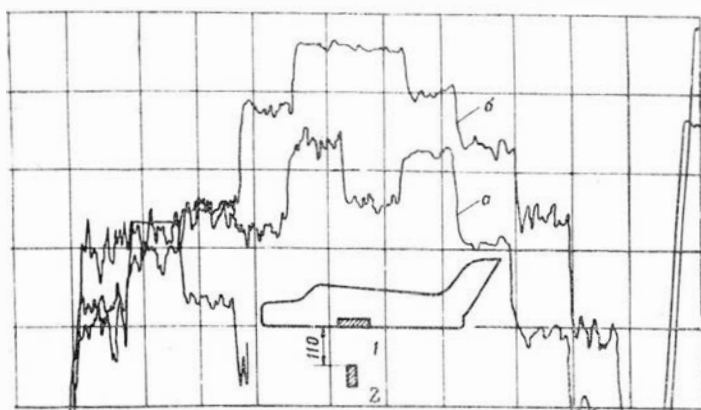


b)



TI-134/76-R1

Rys. 1. Schemat układu do pomiaru drgań i hałasu (a): 1 — czujnik drgań, 1' — mikrofon, 2 — przedwzmacniacz, 3 — magnetofon; schemat układu do analizy drgań i hałasu (b): 1 — magnetofon, 2 — analyzer, 3 — rejestrator



Rys. 2. Widmo hałasu pompy paliwowej — sprawnej (a) i niesprawnej (b)

Zastosowanie metody wibroakustycznej (V-A)

Zastosowanie w lotnictwie

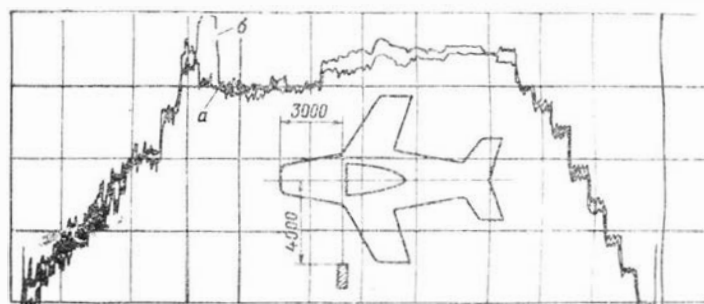
Obiecujące wyniki stosowania metody V-A uzyskała w badaniach diagnostycznych silników lotniczych. Przykładem mogą być przeprowadzone próby testowe oceny stanu technicznego pomp paliwowych [6]. Hałas mierzony mikrofonem poddano analizie. Otrzymano widma hałasu w pasmach oktaowych pomp dobrych i wadliwych zainstalowanych na samolotach odrzutowych (rys. 2).

Do oceny metody V-A wybrano szesnastu techników (mechaników lotniczych), którzy mieli ocenić słuchowo dobę lub wadliwą pracę dwu silników samolotu odrzutowego. Tylko dwóch potrafiło takim sposobem wychwycić różnicę w pracy silników.

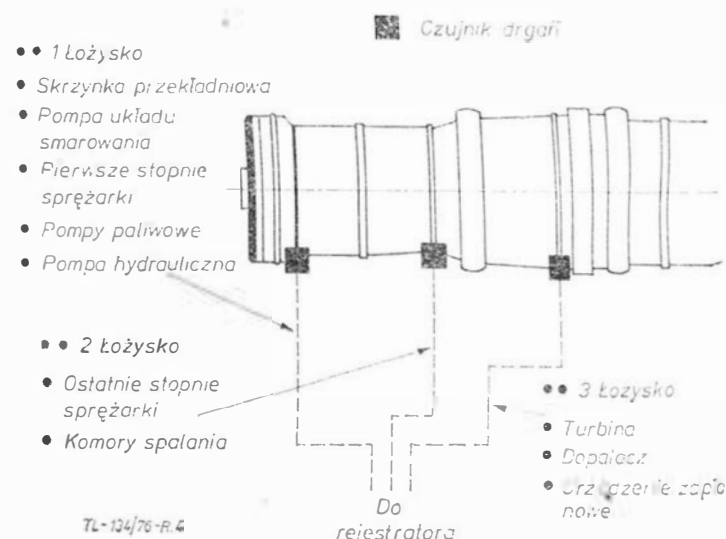
Przyczyną uszkodzenia było wyrwanie łopatki sprężarki osiowej, które nie spowodowało uchwytnej, odczuwalnej przez pilota i obsługę naziemną zmiany parametrów termodynamicznych. Uszkodzenie stanowiło potencjalną przyczynę katastrofy. Zostało ono wyraźnie utrwalone na widmie hałasu (rys. 3); wzrost poziomu o 10 dB w paśmie 110÷115 Hz).

Na rysunku 4 pokazano schemat ideowy pomiaru drgań silników odrzutowych opracowany przez firmę General Electric [5]. Układ trzech przyspieszeniomierzy zainstalowanych na korpusie silnika zbiera sygnały, umożliwiające wykonanie analizy widmowej oceny stanu technicznego poszczególnych węzłów i zespołów. Analiza widma drgań pozwala wyodrębnić w sygnale całkowitym pasma częstotliwości niosące informację diagnostyczną.

Interesujące wykorzystanie metody V-A do pośredniego pomiaru parametrów termodynamicznych silnika odrzutowego pokazano przykładowo na rys. 5 [9]. Jest to bezdotykowa akustyczna ocena głównego parametru silnika odrzutowego — ciągu. Z prowadzonych badań wynika możliwość wyznaczenia z dokładnością około 3% ciągu silników odrzutowych w zakresie 1000÷4000 kg na podstawie



Rys. 3. Widmo hałasu silnika odrzutowego — sprawnego (a) i niesprawnego (b)

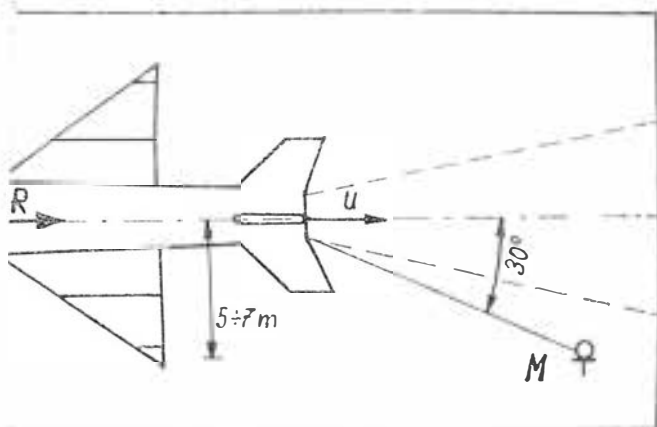


Rys. 4. Schemat pomiaru drgań silnika odrzutowego

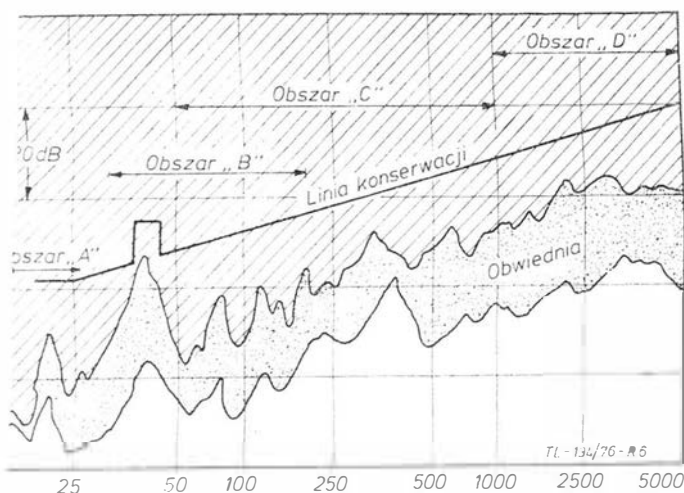
u poziomu dźwięku emitowanego przez strumień gą-
 ylotowych z dyszy.
 śnienie przyczyny wadliwej instalacji elektrycznej
 łu (lampa elektronowa) [7] było możliwe dzięki po-
 wi drgań i zastosowanej analizie widmowej. Stwier-
 że uszkodzenie silnika elektrycznego umieszczonego
 liżu lampy wywołało zwiększony poziom drgań w pa-
 5 kHz. Drgania konstrukcji były przyczyną wadliwej

osowanie przemysłowe

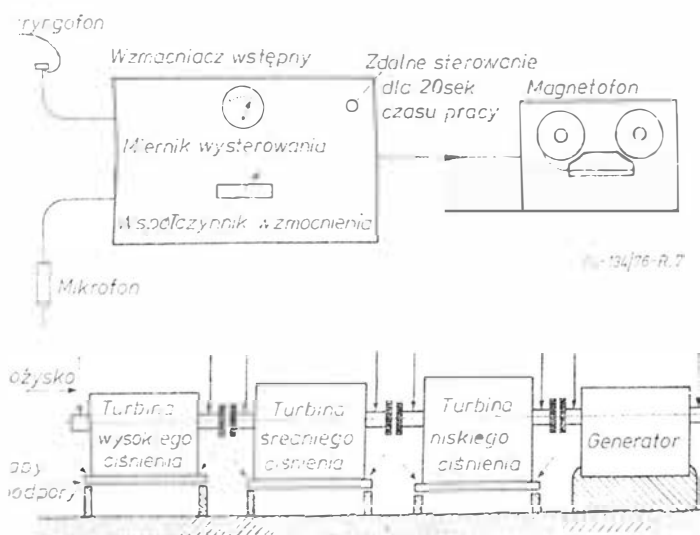
wyniku badań silników łodzi podwodnych [1] wyzna-
 obszary (A, B, C, D) widma, służące do identyfikacji
 łonego źródła usterek oraz wyznaczono dopuszczalne
 ny hałasu na tych obszarach (rys. 6). Pozwala to na
 łożowanie następstw uszkodzenia oraz wybór decyzji



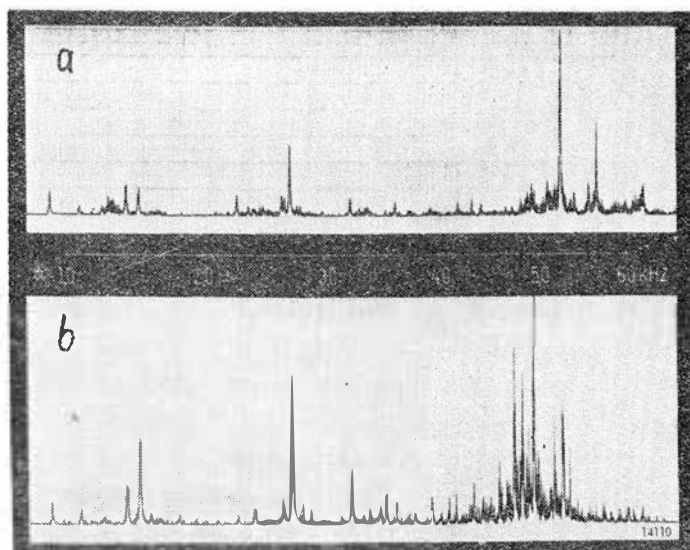
5. Pomiar ciągu silnika odrzutowego metodą akustyczną



6. Linia konserwacji — widmo hałasu silnika



7. Schemat pomiaru drgań turbogenerators



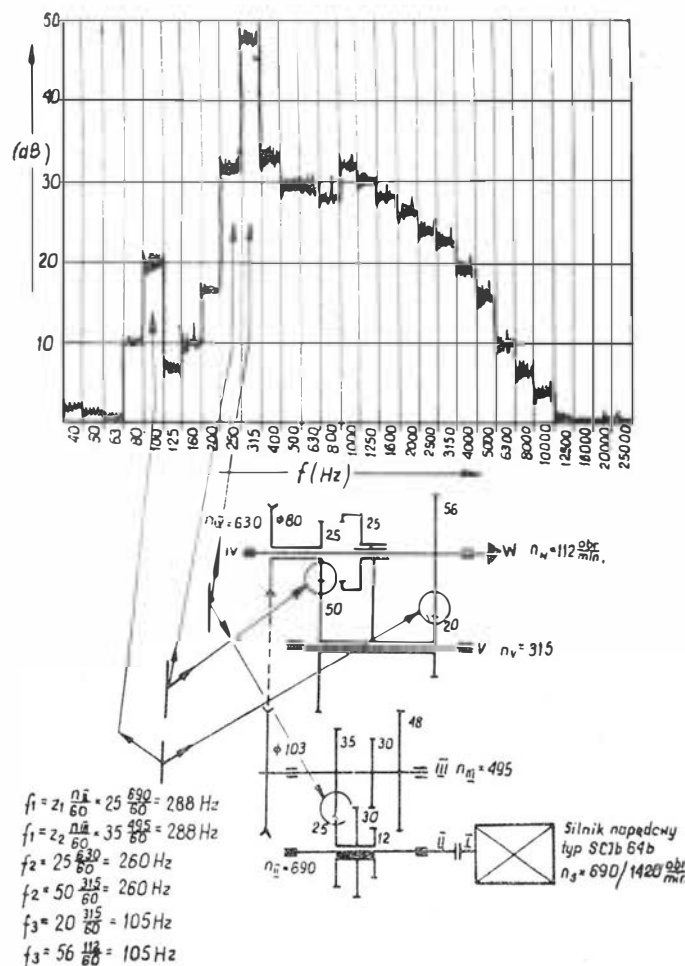
8. Widmo drgań turbiny parowej: (a) — sprawnej (b) — niesprawnej

co do miejsca i czasu koniecznej naprawy. Ma to duże zna-
 czenie eksploatacyjno-ekonomiczne.

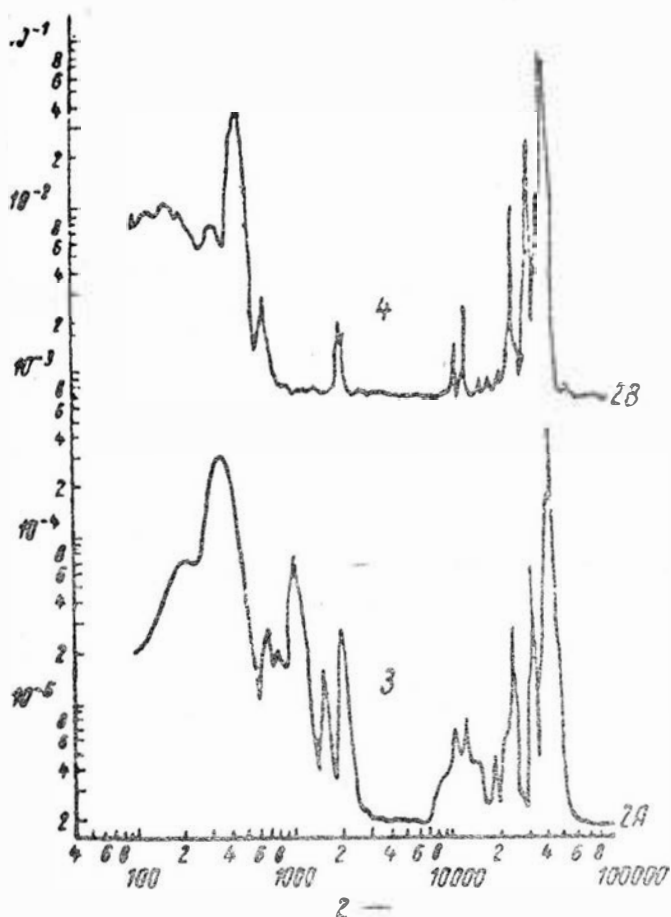
Metoda V-A znalazła zastosowanie do oceny stanu tech-
 nicznego turbin parowych w elektrowniach (rys. 7) [2].
 Pomiar podstawowych parametrów (ciśnienie, temperatura,
 wydatek pary) nie wskazywał na zagrożenie. Dopiero po-
 miar drgań i hałasu turbiny oraz analiza widmowa wyka-
 zały nadmierny wzrost poziomu drgań o częstotliwości 2,5
 i 5 kHz (rys. 8). Dzięki wczesnemu wykryciu uszkodzenia
 wykonano w porę remont, unikając poważniejszej awarii.

Zadowolające wyniki uzyskano stosując metodę V-A do
 diagnostyki przekładni zębatach [8]. Na rys. 9 pokazano
 przykładowo identyfikację wadliwej pary kół zębatach
 przekładni.

W przemyśle hutniczym elementem nadmiernie obciążo-
 nym są m. in. łożyska walcarek blachy [4]. Stopień ich zu-



9. Widmo drgań przekładni zębatej



Rys. 10. Widmo drgań łożyska walcarki — sprawne (3) i niesprawne (4)

R. KACZKOWSKI: Samolot bombowy Pe-2. Seria: Typy Broni i Uzbrojenia nr 35. Wydawnictwo MON, Warszawa 1975. S. 16+IV. Cena 7 zł

Kolejny zeszyt z serii TBU przedstawia historię, zastosowanie i konstrukcję najpopularniejszego radzieckiego samolotu bombowego II wojny światowej. Tekst jest uzupełniony przez fotografie, rysunki i plansze barwne oraz przez tabelkę z zestawieniem danych technicznych.

Niestety historia samolotu została przedstawiona niezbyt ściśle i w części historycznej znajdują się błędy oraz brakuje pewnych istotnych informacji.

Prototyp WI-100 oblatywał Stefanowski już 7 maja 1939 r., a nie w połowie roku. W grudniu został oblatany wariant bombowca wysokościowego, a wariant bombowca nurkującego dopiero w pierwszych miesiącach następnego roku. Z silnikami M-105 R, a nie M-105 P, pierwszy prototyp (drugi został rozbity podczas lądowania przy drugim locie) osiągnął prędkość maksymalną 620 km/h, a nie 720 km/h. Podana przez autora cyfra odnosi się chyba do lotu nurkowego, w którym samolot osiągnął 725 km/h. Brakuje jednocześnie informacji o szturmowej wersji prototypu z dwoma działkami Szwak — 20 mm i dwoma km — 12,7 mm.

W chwili wybuchu wojny w jednostkach frontowych znajdowało się z 460 zbudowanych, jedynie kilkadziesiąt Pe-2. Używane były w pułkach bombowych razem z samolotami SB-2 i AR-2. Pierwsze pułki bombowców nurkujących zostały użyte dopiero na początku jesieni. Wymieniony przez autora 150 pułk bombowy w roku 1941 samolotów Pe-2 nie używał, otrzymał je dopiero po bitwie pod Moskwą.

Do tego czasu używał bombowców SB, a na samolotach Pe-2 pułk został wysłany na front dopiero 13 lipca 1942 r.

Rozwój samolotu Pe-3 jest błędnie opisany. W rzeczywistości razem z rozpoczęciem

produkcji Pe-2 opracowano lepszy samolot myśliwski bez uzbrojenia bombowego i zbudowano serię 23 sztuk. W lecie 1941 roku produkowano wersję Pe-3 bis wymienioną przez autora. Samoloty Pe-3 bis, jako że zabierały 300 kg bomb, były od września 1941 r. używane także w pułkach bombowych. Masowo była także budowana nie wymieniona przez autora wersja rozpoznawcza Pe-3R. Podana liczba 300 samolotów Pe-3 jest za niską — zbudowano około 1300 sztuk Pe-3bis i Pe-3R, z tego około 500 w wersji myśliwsko-bombowej. Podane przez autora uzbrojenie Pe-3 jest zbyt potężne, w rzeczywistości składało się z dwóch działek Szwak — 20 mm, dwóch karabinów UBK i jednego UBT — 12,7 mm oraz ośmiu pocisków RS-82.

Wymienione w tekście zmiany nie zawsze zgadzają się z rzeczywistością — nie prze-rabiano kabiny na dwumiejscową, lecz zlikwidowano tylną kabinę i nie dodawano tylnego stanowiska strzeleckiego, bo takie już tam było. W tekście jest wymieniona wersja Pe-2R z roku 1942, która w zestawieniu danych jest wyposażona w silnik WK-107, podczas gdy samolot miał silnik M-105. Informacja o zastosowaniu silników WK-107A już w roku 1943 jest nieprawdziwa, silnik ten został skierowany do produkcji dopiero w listopadzie 1943 r. i w Pe-2 eksperymentalnie był użyty dopiero w 1944 roku. Także silniki WK-105 PF nie były silnikami wysokościowymi, gdyż naj-sprawniejsze były na pułapie 3700 m.

Oznaczenie Pe-2 FT czyli Frontowe Triebowanije, a nie Frontowej Tjażielij, odnosi się do samolotu z obrotową wieżą, produkowanego od czerwca 1942 r. z silnikami M-105 R i śmigłem WISz-61. Samolot Pe-2 nigdy nie był konkurencją dla Tu-2, wręcz przeciwnie, jeszcze przed czerwcem 1941 r. zamierzano zrezygnować z produkcji Pe-2 na korzyść Tu-2. Doświadczenia z silnikiem ASz-82 FN (silnika ASz-82 nie użyto) na jednym z Pe-2 pro-

życia pozwala określić analizę widma drgań (rys. 10). Ma to zasadnicze znaczenie do utrzymania parametrów walcowanej blachy.

Wnioski

Z przytoczonych przykładów wynika, że metoda wibro-akustyczna (V-A):

- dokładnie odzwierciedla główne zjawiska fizyczne (drgania i hałas) towarzyszące pracy maszyny,
- może być cennym uzupełnieniem metod badań nieniszczących lub potwierdzeniem uzyskanej za ich pomocą diagnozy,
- jest mało pracochłonna i może mieć szerokie zastosowanie szczególnie w eksploatacji,
- jest obecnie bardzo intensywnie rozwijana w różnych dziedzinach techniki w kraju i za granicą,
- powinna być doskonalona w zakresie zastosowania jej w diagnostyce silników odrzutowych, co ma istotne znaczenie dla zwiększenia gotowości i bezpieczeństwa latania.

LITERATURA

1. K. A. BOWEN, T. S. GRAHAM: Noise analysis; a maintenance inductor Mechanical Engineering 1967, X, s. 31÷33.
2. R. BRAUN: Körperschallmessung, ein Mittel zur Überwachung des Betriebszustandes von Turbomaschinen. Der Maschinenschaden XI/XII 1964, s. 227÷236.
3. A. E. DAVIS: Aircraft power plant maintenance, spectrometric and sonic oils analysis Industrial Lubrification and Tribology — V-VI, 1972, s. 140÷142.
4. P. R. DUEKER: An acoustical method for the detection of incipient failures in roller bearings. Testing Instrumentation and Control 1971, 8 nr 2, s. 15÷19.
5. J. F. JUDGE: Built — In Maintenance Is Engine Designers Goal. American Aviation 1967 nr 9, s. 80÷84.
6. A. PRESS: Akustyczna diagnostyka. Awiacja i Kosmonautyka 1972 nr 1, s. 200÷201.
7. C. REUTOW, E. NAGAJCEW: Zagadnocoznaja wibracja. Awiacja i Kosmonautyka 1974 nr 12.
8. R. SNIĘCHOWSKI: Problemy cichobieżności w produkcji obrabiarek. Otwarcie Seminarium Akustyki, Warszawa — 1970.
9. J. ŠULC: Akustická metoda kontroli stavu proudových motoru v leteckim provozu, V Konference-Bezdemontažni diagnostika v průmyslu, Praha 1975.

wadzone w celu sprawdzenia jego przydatności w tym samolocie.

Rozwój samolotu Pe-2I także jest niewłaściwie opisany. Najpierw opracowano w 1942 roku jednomiejscową wersję Pe-2 WI. Był to jednomiejscowy myśliwiec przeznaczony do zwalczania wysokościowych bombowców niemieckich. Jego rozwinięciem był Pe-2I z dwoma silnikami WK-107A projektowany w roku 1943. W roku następnym zbudowano jego prototyp w wariantcie nurkującego bombowca, prototyp ten został rozbity w 1945 r., a produkcji seryjnej nie podjęto (wbrew temu, co pisze autor). Po Pe-2I zbudowano prototyp Pe-2M, a nie odwrotnie, i o większej masie. Podawany przez autora ładunek bomb 3000 kg jest poważnie przesadzony — ładunek użyteczny tego samolotu nie przekraczał 2500 kg wraz z załadunkiem paliwem.

W tekście jest wymieniona wersja z silnikami WK-108, podczas gdy takiego samolotu nie było. Autorowi chodzi chyba o podobny samolot WB-109, opracowany przez następcę Petlakowa — Mjassiszczewa.

Nie wymienione zostały następujące wersje: Pe-2B z silnikami WK-105 MF, Pe-2 Parawan dostosowana do niszczenia balonów zaporowych i Pe-4 z silnikami WK-105 PF zbudowana w serii 18 sztuk. Nie zostały też wymienione wersje: szkolne z fotelem instruktora, lecz bez oddzielnej kabiny i doświadczalna z katapultowanym fotelem.

W walkach nocnych nad Moskwą brały udział głównie Pe-2, a nie Pe-3, oświetlające swymi reflektorami samoloty niemieckie atakowane następnie przez samoloty jednosilnikowe. Pe-2 z silnikiem rakietowym nie był ostatnią wersją rozwojową, lecz był to przebudowany w 1943 roku samolot seryjny nr 15/185, określane także jako Pe-2R lub Pe-2RD. W latach 1943–45 prze-

Dokończenie na s. 37

Wpływ warunków atmosferycznych na parametry silnika turbodołrutowego

Dr inż. JAN BORGÓŃ

Mgr inż. MIECZYSLAW MOKRZYSCZAK

Zmiany podstawowych parametrów silnika, spowodowane odchyleniami warunków atmosferycznych od warunków atmosfery wzorcowej. Analizę przeprowadzono na przykładzie silników typu Lis, zabudowanych w różnych płatowcach.

Obliczenia termodynamiczne i gazodynamiczne projektowanych silników turbodołrutowych przeprowadza się w zasadzie dla warunków atmosfery wzorcowej. W rzeczywistości jednak silniki pracują najczęściej w warunkach odbiegających od warunków atmosfery wzorcowej. Chąc więc porównać i sprawdzić zgodność parametrów pracy silnika w warunkach rzeczywistych z parametrami pracy w warunkach atmosfery wzorcowej, należy je sprowadzić do warunków atmosfery wzorcowej. Otrzymuje się wtedy tzw. parametry zredukowane.

Charakterystyki silników turbodołrutowych otrzymywane w procesie badań sprowadza się również do warunków atmosfery wzorcowej. Odchylenia warunków atmosferycznych od warunków atmosfery wzorcowej powodują zmianę zasadniczych parametrów silnika. Teoretycznie i eksperymentalnie ustalono, że zmiana ciśnienia atmosferycznego powoduje proporcjonalną zmianę ciśnienia wzdłuż całego kanału przepływowego silnika. Wartości temperatury i prędkości gazów we wszystkich przekrojach silnika pozostają w tym przypadku stałe. Nie zmieniają się także takie względne parametry, jak spręż silnika, stopień podgrzania powietrza, współczynniki sprawności oraz jednostkowe parametry, jak ciąg jednostkowy k_j i jednostkowe zużycie paliwa b_j .

Wydatek powietrza, zużycie paliwa i ciąg silnika zmieniają się proporcjonalnie do zmiany ciśnienia atmosferycznego P_H . Rezultat ten jest w pełni uzasadniony, ponieważ zmiana ciśnienia P_H nie powoduje zmiany liczby M wzdłuż kanału przepływowego silnika, a liczba Re , chociaż zmienia się nieznacznie, to jednak jest we wszystkich zasadniczych przekrojach silnika wielkością większą od krytycznej. Tak więc dla każdego zespołu silnika spełnia się warunek podobieństwa przepływu.

Zmiana temperatury we wlocie sprężarki silnika, w warunkach stałej prędkości obrotowej $n = \text{const}$, doprowadza do zmiany zredukowanej prędkości obrotowej n_{zr} i liczby M w wielu przekrojach silnika. Nie spełnia się w takim przypadku warunek podobieństwa przepływu dla poszczególnych zespołów silnika.

Na rysunku 1 przedstawione są charakterystyki silnika turbodołrutowego z nieregulowaną geometrią, odpowiadające $P_H = 1 \text{ atm}$, i różnym temperaturom otoczenia T_H [°C], uzyskane w hamowni. Z wykresów widać, że zmniejszenie temperatury T_H w warunkach $n = \text{const}$ doprowadza do znacznego zwiększenia ciągu silnika i do zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa. Tak na przykład, gdy $n = n_{\text{max}}$, spadek temperatury T_H od +45° do -30°C powoduje wzrost ciągu 1,5 raza i zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa o 15%. Tak znaczny wpływ temperatury otaczającego powietrza na parametry silnika turbodołrutowego uwarunkowany jest tym, że zmiana temperatury T_H dla wyżej wymienionych warunków wpływa zarówno na wydatek powietrza, jak i na k_j i b_j silnika. Zmniejszenie temperatury T_H doprowadza — co można łatwo udowodnić — do zwiększenia sprężu sprężarki ϵ_s^* , a tym samym do zwiększenia ciśnienia przed turbiną. Wzrasta także stopień podgrzania czynnika roboczego $\Delta = T_3^*/T_H$.

Przeprowadzając szczegółową analizę można udowodnić, że dla regulacji $n = \text{const}$ ($F_{kr} = \text{const}$) temperatura T_3^* zmienia się zawsze znacznie mniej niż T_H . Dlatego też w przypadku zmniejszenia T_H , zwiększa się stopień podgrzania $\Delta = T_3^*/T_H$. W rezultacie zwiększenia ϵ_s^* i Δ wzrasta ciąg jednostkowy.

Rozpatrzone przyczyny warunkują wzrost ciągu silników turbodołrutowych podczas zmniejszenia temperatury T_H . Fakt zależności ciągu silnika turbodołrutowego od temperatury T_H jest szczególnie ważny w czasie eksploatacji samolotów w warunkach gorącego klimatu, gdzie duże wartości T_H powodują znaczne zmniejszenie ciągu.

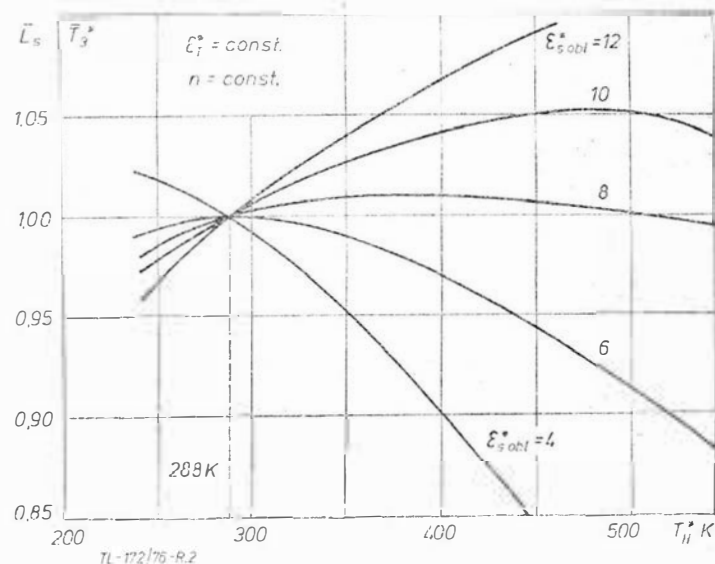
W celu zwiększenia ciągu silników turbodołrutowych podczas startu można stosować wtrysk lekko parującej substancji do wlotu sprężarki lub do komory spalania.

Zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa w warunkach zmniejszonej temperatury T_H wyjaśnić można zwiększeniem sprężu ϵ_s^* w silniku, co sprzyja lepszemu wykorzystaniu ciepła.

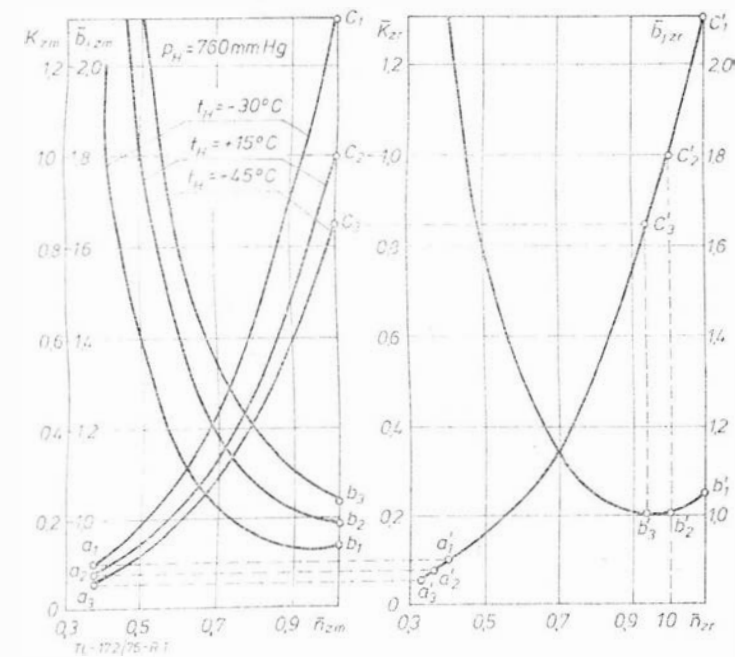
Wpływ temperatury otoczenia na temperaturę gazów wylotowych T_4^* w silnikach typu Lis

Silniki typu Lis mają program regulacji $n = n_{\text{max}} = \text{const}$ i $F_{kr} = \text{const}$. W związku z tym można przyjąć, że rozpręż gazów w turbinie $\epsilon_t^* = \text{const}$. Taka zależność występuje podczas wypływu gazów z dyszy wylotowej z nadkrytycznym spadkiem ciśnienia, co ma miejsce w warunkach pracy bliskich maksymalnej prędkości obrotowej.

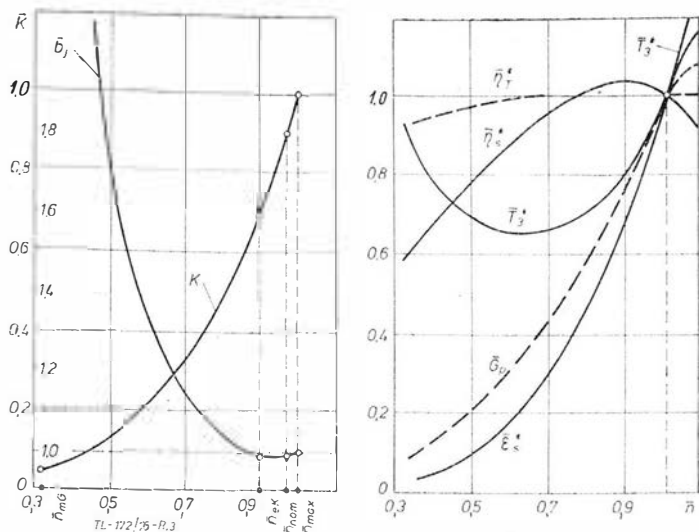
Na rysunku 2 są przedstawione przebiegi zmian względnej temperatury gazów przed turbiną T_3^* i względnej jednostkowej pracy sprężarki L_s w zależności od temperatury całkowitej T_H^* dla różnych sprężów obliczeniowych $\epsilon_s^* \text{ obl}$.



Rys. 2. Przebieg zmiany względnej jednostkowej sprężarki $L_s = L_s/L_{s \text{ obl}}$ i względnej temperatury przed turbiną $T_3^* = T_3^*/T_{3 \text{ obl}}$ w zależności od temperatury całkowitej T_H^* dla różnych sprężów obliczeniowych $\epsilon_s^* \text{ obl}$



Rys. 1. Charakterystyki ciśnieniowe silnika turbodołrutowego z nieregulowaną geometrią, wykonane dla parametrów zmierzonych (K — ciąg, b_j — jednostkowe zużycie paliwa) dla różnych T_H (z lewej strony) i dla parametrów sprowadzonych do warunków atmosfery wzorcowej (z prawej strony); kreski nad literami K i b_j oznaczają, że są to parametry względne



Rys. 3. Charakterystyka dławieniowa (z lewej strony) oraz przebieg zmiany względnych parametrów silnika typu Lis w zależności od n (z prawej strony); parametry względne: $\bar{n} = n_{zr}/n_{zr \max}$; $\bar{K} = K/K_{\max}$; $\bar{b}_j = b_j/b_{j \max}$;

$$\bar{\eta}_T^* = \eta_T^*/\eta_{T \text{ obl}}^*; \quad \bar{T}_3^* = T_3^*/T_{3 \text{ obl}}^*; \quad \eta_s^* = \eta_s^*/\eta_{s \text{ obl}}^*$$

$$\bar{G}_{\text{pow}} = G_{\text{pow}}/G_{\text{pow obl}}; \quad \bar{\varepsilon}_s^* = \varepsilon_s^*/\varepsilon_{s \text{ obl}}^*$$

raty T_H^* dla różnych wartości sprężu obliczeniowego $\varepsilon_{s \text{ obl}}^*$. Jak wynika z rysunku, w przypadku silników turbinowych o sprężu $\varepsilon_{s \text{ obl}}^* \approx 4$ (do nich można zaliczyć silnik Lis) wraz ze wzrostem temperatury otoczenia nieznacznie maleją zarówno $\bar{L}_s$, jak i $\bar{T}_3^*$ i odwrotnie — wraz ze spadkiem T_H^* $\bar{L}_s$ i $\bar{T}_3^*$ nieznacznie rosną.

Ponieważ dla $\varepsilon_T^* = \text{const}$ $\Delta T_T^* = \text{const} \cdot T_3^*$ więc wraz ze wzrostem T_H^* maleje T_4^* , a ze spadkiem T_H^* , T_4^* rośnie.

Do podobnego wniosku można dojść analizując dla silnika Lis przebieg zmian względnych wartości ε_s^* i η_s^* (rys. 3) i wynikający stąd przebieg względnych zredukowanych wartości $\bar{L}_s$. Wraz ze spadkiem temperatury otoczenia T_H^* wzrasta zredukowana prędkość obrotowa n_{zr} zgodnie z zależnością:

$$n_{zr} = n \sqrt{288/T_H^*}$$

natomiast zredukowana jednostkowa praca sprężarki L_s wzrasta szybciej, co ze względu na $\frac{\Delta T_T^*}{T_3^*} = \text{const}$ pociąga

za sobą wzrost $\bar{T}_3^*$ jak również T_4^* [4].

W instrukcji *Eksploatacja i obsługa samolotów typu Lim wszystkich wersji* (Sygn. Lot 440/61, wyd. MON 1962, s. 331) stwierdza się, że w temperaturze otoczenia poniżej $t_H = -10^\circ\text{C}$ w wielu przypadkach temperatura gazów wylotowych t_4^* ma tendencję do przekroczenia wartości 720°C . Aby do tego nie dopuścić, należy ograniczać prędkość obrotową silnika. Z teoretycznego punktu widzenia brak jest podstaw do twierdzenia, że ze wzrostem temperatury otoczenia wzrasta również temperatura gazów T_4^* w dyszach wylotowych silników Lis.

Wpływ pławca na parametry silnika turbinowego

Wiadomo, że podczas nadkrytycznego spadku ciśnienia w dyszy wylotowej, tj. dla $M_{kr}=1$, jedynym kryterium określającym podobieństwo warunków pracy silnika jest również zredukowany prędkości obrotowych.

Na stałych n_{zr} są także stałe: ε_s^* , ε_T^* , T_3^*/T_H^* , η_s^* , η_T^* i inne wielkości względne.

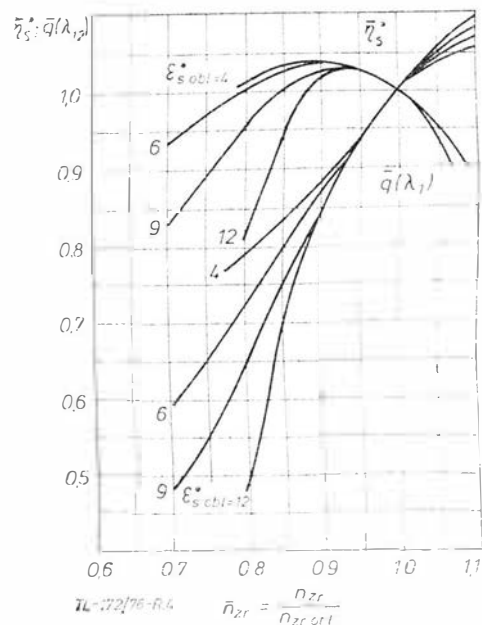
Należy jednak pamiętać, że podobieństwo warunków pracy całego silnika turboodrzutowego, jak i poszczególnych jego zespołów, zachodzi z określoną dokładnością. Stopień przybliżenia teorii podobieństwa warunków pracy silnika turboodrzutowego w różnych warunkach określają następujące założenia:

- $Re > Re_{kr}$;
- brak wymiany ciepła z otoczeniem i niezależność stałych fizycznych sprężonego gazu (wykładnika izentropy k ,

stałej gazowej R) od temperatury strumienia gazów, wilgotności powietrza oraz składu mieszaniny gazów w różnych, ale podobnych warunkach pracy silnika;

● podobieństwo pól prędkości, ciśnień i temperatury w napływającym strumieniu w podobnych warunkach pracy silnika, co jest szczególnie ważne podczas zabudowy silnika w różnych samolotach tego samego typu;

● w celu zapewnienia pełnego podobieństwa powinno być pełne geometryczne podobieństwo wszystkich elementów zespołu napędowego omywanych zewnętrznym strumieniem



Rys. 4. Przebieg zmiany względnej sprawności sprężarki η_s^* i względnej funkcji wydatku powietrza we wlocie sprężarki $\bar{q}(\lambda_1) = q(\lambda_1)/q(\lambda_1)_{\text{obl}}$ w zależności od n_{zr} dla silników turbodoładowych z różnymi sprężami obliczeniowymi $\varepsilon_{s \text{ obl}}^*$ przy stałym rozprężu w turbinie $\varepsilon_T^* = \text{const}$

Ważne znaczenie ma także jednakowa orientacja zespołu napędowego w stosunku do napływającego strumienia powietrza, a więc i wartości kątów natarcia i kątów ślizgu podczas lotu samolotu. Jeśli któreś z wymienionych założeń jest spełnione (np. podczas ustawienia silników w różnych samolotach), wymagana jest ocena możliwych błędów ponieważ silnik zabudowany w innym samolocie może mieć inne parametry pracy w tych samych zakresach prędkości obrotowej.

Jednak niewielkie odchylenia od wymienionych założeń — jak wskazuje praktyka — nie prowadzą zazwyczaj do znacznych odchylen (np. różnicy wskazań T_4^*). Tylko w szczególnych przypadkach, np. w warunkach wysokiego ciśnienia, kiedy Re staje się w poszczególnych przekrojach mniejsze od Re_{kr} lub kiedy zmienia się znacznie ciepło właściwe gazu, przyjęte założenia mogą doprowadzić do dość dużych błędów (znacznych zmian parametrów).

W przypadku znacznych zmian geometrycznych podobieństwa poszczególnych elementów płatowca współpracujących z zespołem napędowym (wloty, opływy) parametry silnika mogą się zmieniać w dość szerokim zakresie. Potwierdza to praktyka otrzymywania różnych temperatur gazów za turbiną T_4^* w silnikach Lis zabudowanych w różnych płatowcach. Różnica ta sięga $5-15^\circ\text{C}$, średnio około 10°C .

UWAGA REDAKCJI

W dotychczasowych publikacjach zazwyczaj spręż i stopień rozprężenia (rozpręż) oznaczono przez ε , a nie przez ε^* .

Do oznaczenia parametrów całkowitych stosowano indeks c zamiast $*$, np. T_{c3} zamiast T_3^* .

LITERATURA

1. Eksploatacja i obsługa samolotów Lim wszystkich wersji. Sygn. Lot. 440/61, MON 1962.
2. JU. N. NIECZAJEW i inni: Teoria awiacyjnych dwigatielej. Cz. 2, 1972.
3. B. S. STIECZKIN i inni: Teoria reaktywnych dwigatielej. Moskwa 1958.
4. W. KORDZIŃSKI: Przebieg zmian parametrów turbinowego silnika odrzutowego w zależności od sprowadzonej prędkości obrotowej. TLIA 1967 nr 9.

Określanie rozkładu obciążeń aerodynamicznych na płacie o wychylanej powierzchni sterowej (część I)

Wierchnie nośne (skrzydła) oraz usterzenia należą do głównych elementów konstrukcji samolotu. Ich duży udział w całkowitym ciężarze struktury samolotu ma ogromny wpływ na bezpieczeństwo użytkowania sprężyny, że powinny być rozwiązane optymalnie pod względem wytrzymałościowo-ciężarowym. Do właściwego zaprojektowania niezbędna jest znajomość rzeczywistych obciążeń oraz ich rozkładu na poszczególne elementy konstrukcji. Zasadniczym rodzajem obciążenia działającego na płate jest obciążenie aerodynamiczne, będące wypadkową sił działających na górną i dolną powierzchnię płata. Wzrost powierzchni sterujących (stery, lotki, klapy) powoduje dużą zmienność rozkładu obciążenia aerodynamicznego wzdłuż cięciwy.

Współczesne metody teoretyczne określania rozkładu ciężeń na profilu charakteryzują się dużą dokładnością, jednakże wysoka komplikacja i pracochłonność sprawiają, że są one dogodnym narzędziem w pracy inżynierskiej. Prosto stosowana jest metoda zlinearyzowanych rozkładów obciążeń [2], która mimo dużej prostoty dosyć dobrze odwzorowuje stan rzeczywisty. Umożliwia ona dodatkowe określenie obciążeń dźwigarów oraz pokrycia jako całości. Otrzymywane za jej pomocą obciążenia żebrowa i pokrycia (lokalnie) obciążone są natomiast znacznym błędem, wynikającym z uproszczonego odwzorowania krzywizny płata, szczególnie w punktach spiętrzenia ciśnienia. Metoda analityczna — opisana niżej — znacznie lepiej odwzorowuje rzeczywisty stan rzeczy, a coraz powszechniejsze stosowanie elektronicznych kalkulatorów sprawia, że niewielkie zwiększenie pracochłonności w porównaniu z metodą zlinearyzowanych rozkładów nie ma w tym przy-

padku większego znaczenia. Uzyskiwane za jej pomocą efekty są znacznie lepsze.

Oznaczenia

$A(y)$ — parametr we wzorze na $A(y)$;

$$A(y) = \pi \frac{\left(\frac{b}{2} - |y|\right)^2}{s(y)};$$

b [m] — rozpiętość płata;

b_Q [m] — długość powierzchni sterowej (rys. 1a);

C_m — współczynnik momentu mierzony względem krawędzi natarcia;

C_{m0} — współczynnik momentu profilu, mierzony względem krawędzi natarcia dla profilu o nie wychylonej powierzchni sterowej ($\beta = 0$);

C_m — współczynnik momentu profilu, mierzony względem punktu leżącego w odległości 0.281 od krawędzi natarcia;

C_z — współczynnik siły nośnej;

C_{z0} — współczynnik siły nośnej profilu o nie wychylonej powierzchni sterowej ($\beta = 0$);

$f_z; f_m; f_\beta$ — funkcje określające rozkład obciążenia aerodynamicznego wzdłuż cięciwy;

p [kG/m²] — obciążenie aerodynamiczne powierzchni płata;

q [kG/m²] — ciśnienie dynamiczne;

$$q = \frac{1}{2} \rho v^2;$$

S [m²] — powierzchnia płata;

S_Q [m²] — powierzchnia części płata objętej sterem (rys. 1a);

$S(y)$ [m²] — powierzchnia końcówki płata, liczonej od przekroju o współrzędnej y (rys. 1b);

l [m] — cięciwa płata (rys. 2);

l_s [m] — cięciwa elementu sterującego, mierzona od jego osi obrotu do krawędzi spływu (rys. 2);

V [m/s] — prędkość lotu;

x^* [m] — współrzędna punktu na profilu, mierzona od krawędzi natarcia (rys. 2);

y [m] — współrzędna położenia przekroju, mierzona po osi symetrii samolotu wzdłuż rozpiętości (rys. 1b);

α [rad] — kąt natarcia;

β [rad] — kąt wychylenia powierzchni sterującej; wychylenie od dołu — dodatnie;

Θ [rad] — parametr we wzorach na $f_z; f_m; f_\beta; \Theta = \arccos \left(1 - 2 \frac{x^*}{l}\right)$;

$\Lambda = \Lambda_0$ — wydłużenie płata; $\Lambda_0 = b^2/S$;

Λ_Q — wydłużenie części płata objętej powierzchnią sterującą (rys. 1a); $\Lambda_Q = b_Q^2/S_Q$;

$\Lambda(y)$ — lokalna, obliczeniowa wartość wydłużenia płata w przekroju o współrzędnej y ;

ρ [kG/m³] — gęstość powietrza;

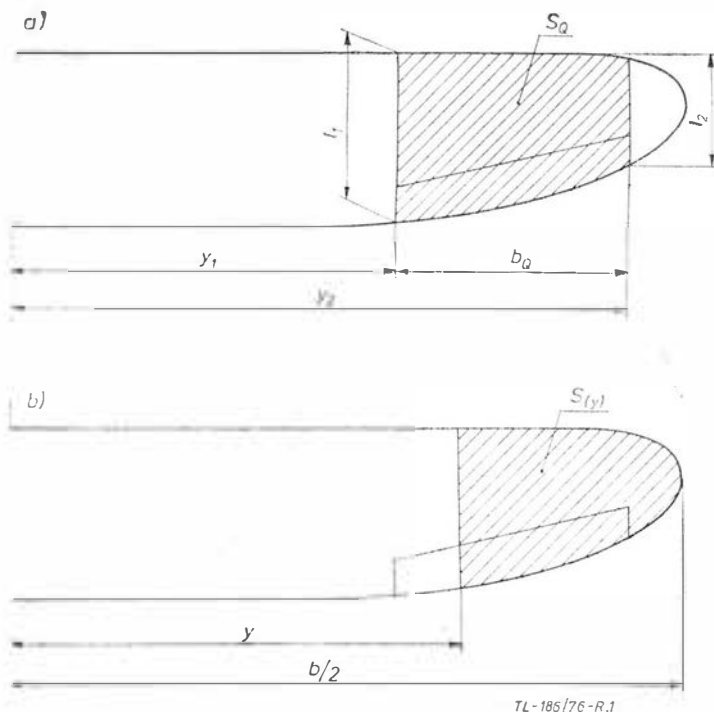
Φ [rad] — parametr we wzorach na $f_\beta; \frac{dC_m}{d\beta}; \frac{da}{d\beta}$;

$$\Phi = \arccos \left(\frac{2l_s}{l} - 1 \right);$$

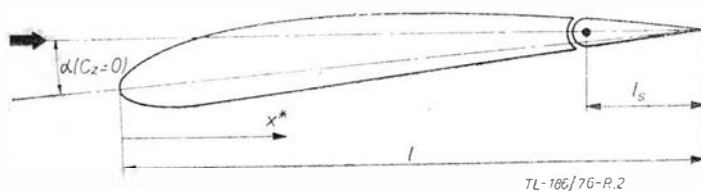
ω_x [rad/s] — prędkość kątowa pochylenia samolotu.

Rozkład obciążenia aerodynamicznego wzdłuż cięciwy

Składowa styczna obciążenia jest stosunkowo mała, a jej kierunek działania sprawia, że z wytrzymałościowego punktu widzenia można ją z powodzeniem pominąć. W obliczeniach konstrukcyjnych wielkość tę uwzględnia się sumarycznie w postaci oporu płata. W dalszych rozważaniach będzie brana pod uwagę tylko składowa normalna.



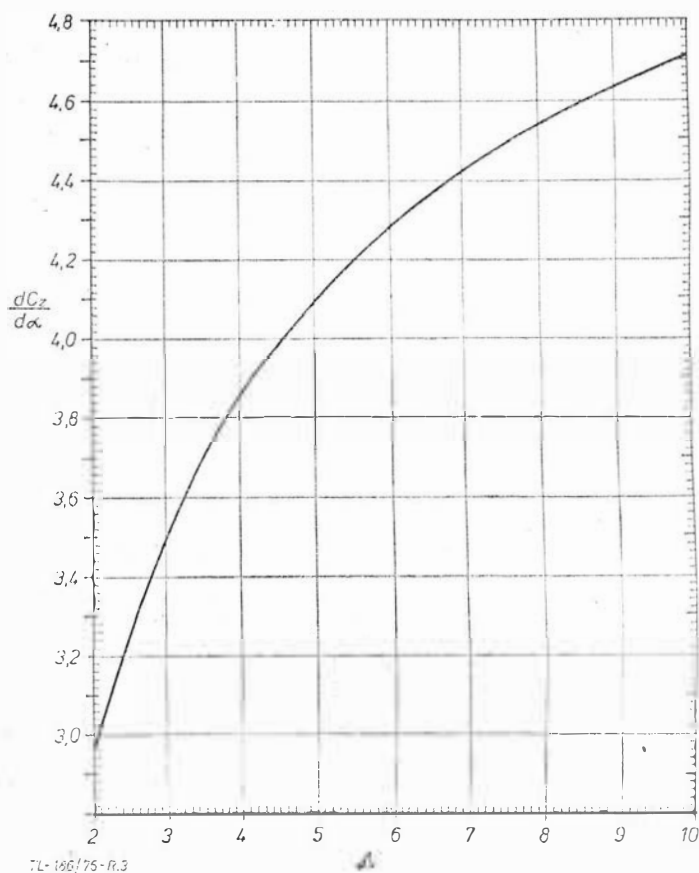
Rys. 1. Parametry geometryczne płata



Rys. 2. Parametry geometryczne profilu

TABELA 1. Wartości funkcji rozkładu f_β , f_z , f_m dla różnych wartości $\frac{x^*}{l}$ i $\frac{l_s}{l}$

$\frac{x^*}{l}$	0.00	0.03	0.05	0.10	0.20	0.30	0.40	0.50	0.60	0.70	0.80	0.90	1.00	$\frac{x^*}{l} = 0.985 - \frac{l_s}{l}$	$\frac{x^*}{l} = 1.015 - \frac{l_s}{l}$
f_β dla:															
$\frac{l_s}{l} = 0.05$	-3.02	-2.93	-2.20	-1.42	-0.80	-0.47	-0.22	0.00	0.22	0.48	0.85	1.73	0.00	2.87	2.98
0.10	-4.21	-4.07	-3.05	-1.97	-1.10	-0.63	-0.28	0.04	0.37	0.78	1.45	3.34	0.00	3.39	3.28
0.15	-5.03	-4.87	-3.64	-2.34	-1.29	-0.71	-0.28	0.13	0.56	1.14	2.32	2.15	0.00	3.63	3.58
0.20	-5.65	-5.46	-4.07	-2.60	-1.41	-0.75	-0.24	0.25	0.80	1.62	3.74	1.49	0.00	3.75	3.73
0.25	-6.13	-5.90	-4.40	-2.80	-1.49	-0.75	-0.16	0.41	1.11	2.42	2.43	1.13	0.00	3.79	3.80
0.30	-6.50	-6.24	-4.64	-2.93	-1.52	-0.71	-0.05	0.63	1.56	3.80	1.70	0.89	0.00	3.78	3.81
0.35	-6.77	-6.48	-4.80	-3.01	-1.51	-0.64	-0.10	0.93	2.34	2.46	1.28	0.71	0.00	3.74	3.78
0.40	-6.96	-6.63	-4.90	-3.04	-1.47	-0.52	-0.32	1.37	3.70	1.69	1.00	0.57	0.00	3.67	3.74
0.45	-7.07	-6.70	-4.94	-3.03	-1.38	-0.36	0.62	2.14	2.34	1.25	0.78	0.46	0.00	3.58	3.63
0.50	-7.10	-6.70	-4.92	-2.96	-1.26	-0.14	1.06	3.49	1.57	0.94	0.62	0.37	0.00	3.45	3.53
f_z	4.07	4.07	3.12	2.15	1.43	1.09	0.88	0.72	0.58	0.47	0.36	0.24	0.00		
f_m	-17.43	-16.56	-11.68	-6.30	-1.88	0.34	1.69	2.54	3.02	3.18	3.01	2.39	0.00		



Rys. 3. Zależność pochodnej $\frac{dC_z}{d\alpha}$ od wydłużenia płata A

Wielkość obciążenia aerodynamicznego w określonym punkcie cięciwy wyrażona jest zależnością:

$$p = q(f_z C_z + f_m \bar{C}_m + f_\beta \cdot \beta)$$

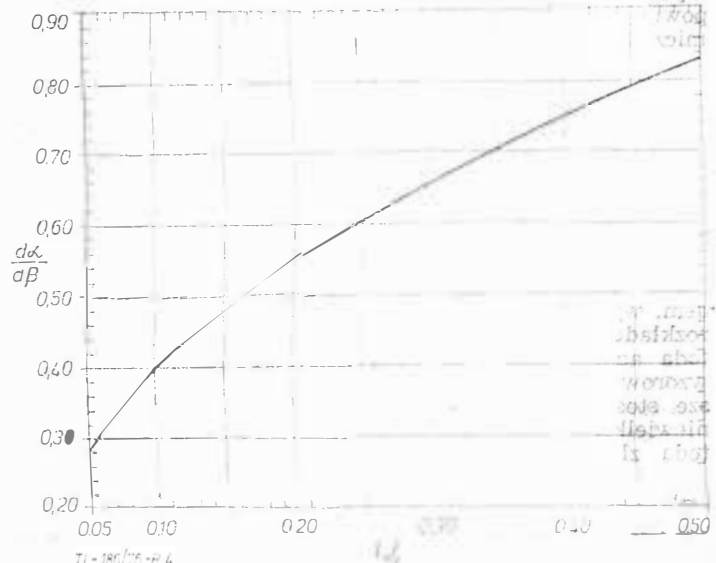
gdzie: $C_z = C_{z0} + \frac{dC_z}{d\beta} \cdot \beta$; $\bar{C}_m = C_{m0} - 0,28 C_{z0}$; $\frac{dC_z}{d\beta}$

jest pochodną aerodynamiczną współczynnika siły nośnej względem kąta wychylenia powierzchni sterującej.

$$\frac{dC_z}{d\beta} = \frac{dC_z}{d\alpha} \cdot \frac{d\alpha}{d\beta}$$

Pochodna współczynnika siły nośnej względem kąta natarcia $dC_z/d\alpha$ jest funkcją wydłużenia płata A . Zależność tę przedstawiono na rys. 3. Często powierzchnia sterująca rozmieszczona jest tylko na części rozpiętości płata, jak to ma na przykład miejsce w przypadku lotek. Lokalna wartość pochodnej $dC_z/d\alpha$ w strefie objętej lotką będzie miała inną wartość niż dla całego płata. W tym przypadku obliczając $dC_z/d\beta$ wartość $dC_z/d\alpha$ wyznacza się dla wydłużenia o wartości:

$$A = A_0 = b_0^2/S_0$$



Rys. 4. Zależność pochodnej $\frac{d\alpha}{d\beta}$ od wartości proporcji l_s/l

Przyjmuje się, że w tym przypadku pochodna ta ma stałą wartość na całej długości powierzchni sterującej.

Wartość pochodnej $d\alpha/d\beta$ można wyznaczyć w zależności:

$$\frac{d\alpha}{d\beta} = \frac{\pi - \varphi + \sin \varphi}{\pi}$$

lub odczytać z rys. 4, będącego graficznym przedstawieniem tej zależności.

Wartości funkcji rozkładu f_z , f_m , f_β zależne są od geometrii płata w rozpatrywanym przekroju oraz od położenia na cięciwie rozpatrywanego punktu. Przedstawione analitycznie mają postać:

$$f_z = 0.716 \operatorname{ctg} \frac{\theta}{2}$$

$$f_m = 5.80 \sin \theta - 3.26 \operatorname{ctg} \frac{\theta}{2}$$

$$f_\beta = 1.30 \log \frac{1 - \cos(\theta + \varphi)}{1 - \cos(\theta - \varphi)} + (0.024 - 1.273 \sin \varphi) \operatorname{ctg} \frac{\theta}{2}$$

Wyrażenia analityczne funkcji f_z , f_m , f_β tracą ważność w bezpośrednich obliczeniach punktów spiętrzenia ciśnienia. W zakresie wartości $0 \leq \frac{x^*}{l} \leq 0.03$ funkcje f_z , f_m , f_β

są zmienne liniowo. Funkcja f_β jest zmienna liniowo także dla wartości:

$$0.985 - \frac{l_s}{l} \leq \frac{x^*}{l} \leq 1.015 - \frac{l_s}{l}$$

Wartości f_z , f_m , f_β dla różnych wartości parametrów x^*/l i l_s/l podano w tab. 1.

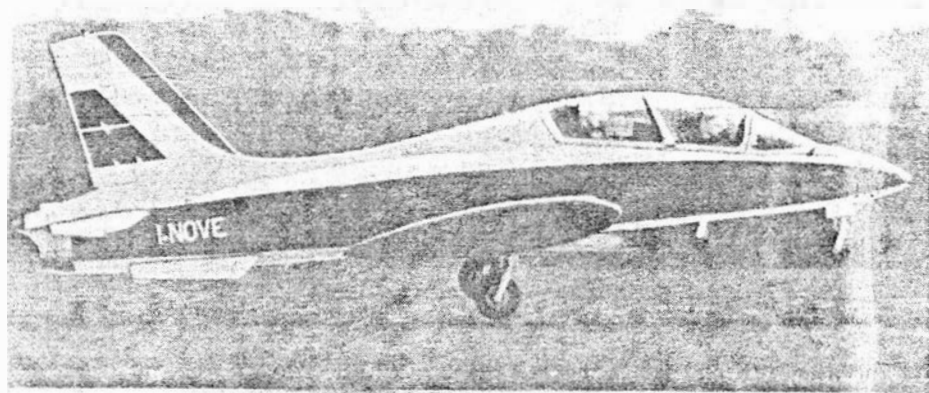
1- lub 2-miejscowy lekki wielozadaniowy wojskowy samolot odrzutowy: szkolno-treningowy, rozpoznawczy, szturmowy, dopuszczony do akrobacji
KONSTRUKCJA. 1-silnikowy dolnopłat o konstrukcji metalowej.

Plat. Wolnonośny, trapezowy, ze wzniosłem 2°35' i kącie zaklinowania 2°30'. Niższy znaczny skos. Profil modyfikowany serii NACA 6A o grubości 13,7% u nasady i 12% na końcu. Na końcach skrzydeł dwa zbiorniki paliwowe o kropłowym kształcie. Na górnej powierzchni płata dwie kierownice strug. Płat trójdzielny. Część środkowa zintegrowana z kadłubem, części boczne mocowane za pomocą trzech okuć ze sworzniami. Konstrukcja metalowa, jednodźwigarowa z pokryciem pracującym na naprężeniu normalne. Wysoką sztywność pokrycia uzyskano przez stosowanie niewielkiego rozstawu żeber oraz umieszczenie pomiędzy żebrami dodatkowych poprzecznych elementów usztywniających. Kłapy jednoszczelinowe wychyłane hydraulicznie. Lotki z kłapkami odciążającymi wspomaganie hydraulicznie. Na lewej lotce kłapka wyważająca-odciążająca, uruchamiana elektrycznie. Pod skrzydłami 6 odciążanych belek do podwieszania uzbrojenia lub dodatkowych zbiorników paliwowych.

Kadłub. Całkowicie metalowy, półskorupowy, 4-częściowy. Część noskowa mieszcząca wnękę podwozia przedniego oraz część wyposażenia elektronicznego połączona jest z częścią centralną za pomocą śrub i sworzni. Część centralna mieści: kabinę pilotów, kadłubowe zbiorniki paliwa, przednią część przedziału silnikowego oraz przedział wyposażenia. Po obu stronach dwa niewielkie wloty powietrza do silnika. Kabina pilotów 2-miejscowa, w układzie tandem, klimatyzowana. Wyposażona w 2 rakietowe fotele katapultowane Martin-Baker Mk-10. Możliwe katapultowanie przy zerowej prędkości i wysokości przez osłone kabiny. Fotel instruktora (tylny) podniesiony o 312 mm w stosunku do przedniego. Osłona kabiny otwierana na bok, silnie wysklepiona i oszklona zapewnia dobra widoczność z obydwu miejsc. Widoczność: do przodu (w pionie) — fotel przedni: 15° do dołu i 10° do góry; fotel tylny: 5° do dołu i 12° do góry. Awaryjny zrzut osłony. U dołu kadłuba pod kabiną wnęką do mocowania wymiennego wyposażenia operacyjnego. Za kabiną kadłubowe zbiorniki paliwowe i przednia część przedziału silnikowego. Pod kadłubem wychyłany hydraulicznie hamulec aerodynamiczny. Część ogonowa połączona z centralną w 4 punktach, całkowicie demontowalna, w tylnej części przechodzi w statecznik pionowy. Popychacze układu sterowania poprowadzono dołem kadłuba.

Usterzenie. Klasyczne, wolnonośne, metalowe. Elektrycznie uruchamiane kłapki wyważające na sterze wysokości i kierunku: na sterze wysokości również kłapki odciążające.

Podwozie. Chowane hydraulicznie, 3-kołowe, z kółkiem przednim. Amortyzatory pneumatyczno-olejowe; wahacze ciążeniowe. Podwozie przednie sterowane i samonastawne, chowane do przodu w kadłub, wyposażone w tłumik drgań shimmy. Koła główne chowane na zewnątrz w skrzydła. W podwoziu głównym pneumatyki i bębny Pirelli rozmiar 6,50-10; w podwoziu przednim koło i bęben Dunlop rozmiar 5-4,5. Hamulce hydrauliczne, tarczowe, o wysokiej pojemności cieplnej. Zdublowana instalacja hamulcowa. Ciśnienie w pneumatykach podwozia głównego 0,69 MPa (7 kg/cm²).



Napęd. 1. Jednoprzepływowy silnik ze sprężarką osłową Rolls-Royce/Flat Viper 632-43 o ciągu startowym 17800 N (1815 kg). Zużycie paliwa 0,97 kg/kgH. Zużycie oleju 0,37 l/h.

Instalacje. Instalacja hydrauliczna o ciśnieniu roboczym 17,2 MPa (175 kg/cm²) do chowania i wypuszczania podwozia i hamulca aerodynamicznego, hamowania kół podwozia, wychyłania kłap i wspomagania lotek. Instalacja hamulcowa oraz wypuszczania podwozia mają zasobniki hydrauliczne. Niezależny, włączany ręcznie, hydrauliczny układ awaryjnego wypuszczania podwozia. Instalacja paliwowa tankowana ciśnieniowo z 1 wlewu, wyposażona w dodatkowe wlewy do tankowania gravitacyjnego. Zapas paliwa 1390 l umieszczony w dwu gumowych zbiornikach kadłubowych o pojemności 730 l oraz dwu 305 l zbiornikach umieszczonych na końcach skrzydeł. Istnieje możliwość podwieszania dodatkowych dwu zbiorników podskrzydłowych po 330 l. Instalacja tlenowa o ciśnieniu roboczym 2,75 MPa (28 kg/cm²). Oddzielne reduktory ciśnienia dla każdego członka załogi. 6 butli o łącznej pojemności 49 l. Instalacja klimatyzacyjna zasilana powietrzem pobieranym ze sprężarki silnika, chłodzoną w chłodnicy turbiny. Przechłodzona do regulacji ciśnienia i temperatury w kabinie oraz odmrażania szyb osłony kabin. Naciskiwanie 0,025 MPa (0,25 kg/cm²) dla wysokości 12 000 m, co odpowiada wysokości kabinowej 6700 m. Instalacja elektryczna o napięciu 28 V prądu stałego i 115 V/400 Hz prądu zmiennego, 1 prądotętniownik prądu stałego 30 V/300 A, 2 akumulatory niklowo-kadmowe 24 V/22 Ah. Zasilanie prądem zmiennym z dwu przetwornic 600 VA.

Wyposażenie. Podwoźny kompletny zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i silnikowych. Wyposażenie radio-elektroniczne: radiostacja UKF główna i rezerwowa IFF, transponder z urządzeniem swoj-obcy, układ nawigacyjny TACAN, radiokompas, system lądowania wg przyrządów ILS, marker, system odbioru rozkazów, przelicznik nawigacyjny.

Uzbrojenie. Uzbrojenie montowane we wnęce podkadłubowej: 33 mm działko DEFA z zapasem 130 naboł, wielolufowy karabin maszynowy 7,62 mm typu GAU-2B/A Minikun z zapasem 1500 naboł, zasobnik z wyposażeniem aerofotograficznym lub pojemnik ładunkowy. Pod skrzydłami na belkach można podwiesić 1500 kg. Obciąż-

zalność belek: wewnętrzne i pośrednie po 454 kg, zewnętrzne po 310 kg. Rudzaje podwieszeń: bomby lotnicze, rakiety, dodatkowe zbiorniki paliwa, gondole aerofotograficzne. Typowe rodzaje uzbrojenia: dwa pociski klasy powietrze-zemia AS.11 lub AS.12, dwa karabiny maszynowe AN-M3 12,7 mm z zapasem po 350 naboł (montowane tylko na wewnętrznych belkach), 4 bomby lub pojemniki z napalaniem po 340 kg, 6 karabinów maszynowych SUU-11A/A 7,62 z zapasem po 1500 naboł, 6 zasobników LAU-3/A mieszczących po 19 rakiet kal. 2,75 cala (69,85 mm), 6 zasobników Matra 155 mieszczących po 19 rakiet kal. 68 mm, 6 zasobników Simares LR-25-0 po 25 pocisków rakietowych kal. 50 mm, 6 zasobników rakietowych LAU-32 lub LAU-39. Kabina przednia przystosowana do zabudowania celownika: stałego Aeritalia lub żyroskopowego Thomson-CSF. Elektrycznie sterowany fotokarabin AS.11A-3. Obydwaj piloci mają oddzielne pulpity sterowania uzbrojeniem wyposażone w indykatory świetlne rodzaju aktualnego włączenia. Tlwny pulpit (instruktora) ma wyłącznik blokujący sterowanie uzbrojeniem z pulpitu przedniego. Wyposażenie aerofotograficzne składa się z 4 kamer Vinten umieszczonych we wspólnej obudowie. Podwieszane bądź na lewej wewnętrznej belce, bądź zabudowywane we wnęce podkadłubowej. Pulpit sterowania aparaturą foto tylko przy przednim fotelu.

Uwaga! Samolot spełnia wymagania amerykańskie MIL-SPEC-A-8960. Resurs planowa 10 000 h lotu, w tym 10 000 lądowań.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot Aeromacchi MB-339 jest wersją rozwojową wojskowych samolotów wielozadaniowych i szkolno-treningowych typu MB-339, a w szczególności wersji MB-339K. W trakcie prac konstrukcyjnych zmieniono kształt przedniej części kadłuba oraz podniesiono tylny fotel w celu polepszenia widoczności z kabiny. Zmianie uległ kształt oraz oszklenie osłony kabiny. Zmodernizowano wyposażenie radio-elektroniczne i pilotażowo-nawigacyjne. Uległa powiększeniu rozpiętość oraz powierzchnia usterzenia poziomego. W roku 1974 wykonano pełnowymiarową makietę samolotu. Na początku 1975 r. Włoskie Lotnictwo Wojskowe zatwierdziło budowę dwu latających prototypów. Pierwszy prototyp o rejestracji I-NOVE został oblatany 12.VIII.1975 r. Planowane rozpoczęcie produkcji seryjnej w latach 1977-1979.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość całkowita	10,85 m
Długość	10,97 m
Wysokość	3,91 m
Cieciwa skrzydła: u nasady	2,43 m
— na końcówce	1,40 m
Wydłużenie płata	4,08
Rozstaw podwozia głównego	2,48 m
Baza podwozia	1,59 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,18 m
Wydłużenie usterzenia poziomego	3,85
Powierzchnia nośna	19,30 m²

— lotek	1,33 m²
— kłap	2,55 m²
— statecznika pionowego	1,55 m²
— steru kierunku	0,71 m²
— usterzenia poziomego	4,50 m²

Masa własna, wyposażona	3070 kg
Masa startowa (bez podwieszeń)	4350 kg
Maks. masa startowa (s. uzbrojony)	5670 kg
Maks. masa uzbrojenia	1815 kg
Maks. obciążenie powierzchni nośnej	294 kg/m²
Maks. obciążenie ciągu	0,318 kg/N (3,12 kg/kg)

— wersja treningowa lub uzbrojona
w działko
— wersja z podwieszeniami na
belkach podskrzydłowych
Maks. liczba Macha
Maks. prędkość lotu poziomo:
— na wysokości $h = 0$ m
— na wysokości $h = 9145$ m
Prędkość przeciągnięcia w konfiguracji
do lądowania

38-1

+5; -3

0.85 FAS

250 m/s (890 km/h)

227 m/s (817 km/h)

42,2 m/s (152 km/h) CAS

Czas wznoszenia na wysokość 9145 m

Pulap praktyczny (wznoszenie 0,5 m/s)

Rozbieg

Start na 15 m

Lądowanie z 15 m

Dobieg

Maks. zasięg (bez zbiorników

podwieszanych)

Maks. zasięg lotu pościgowego

(2 zbiorniki podwieszane, 10% rezerwa)

6 min. 40 s.

11 630 m

450 m

630 m

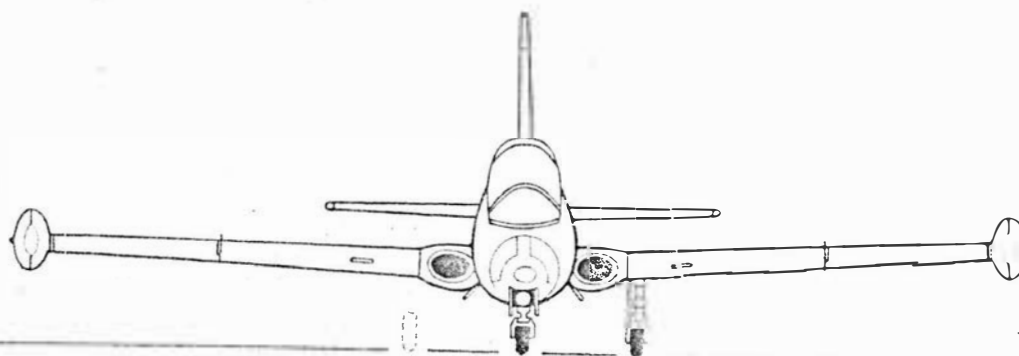
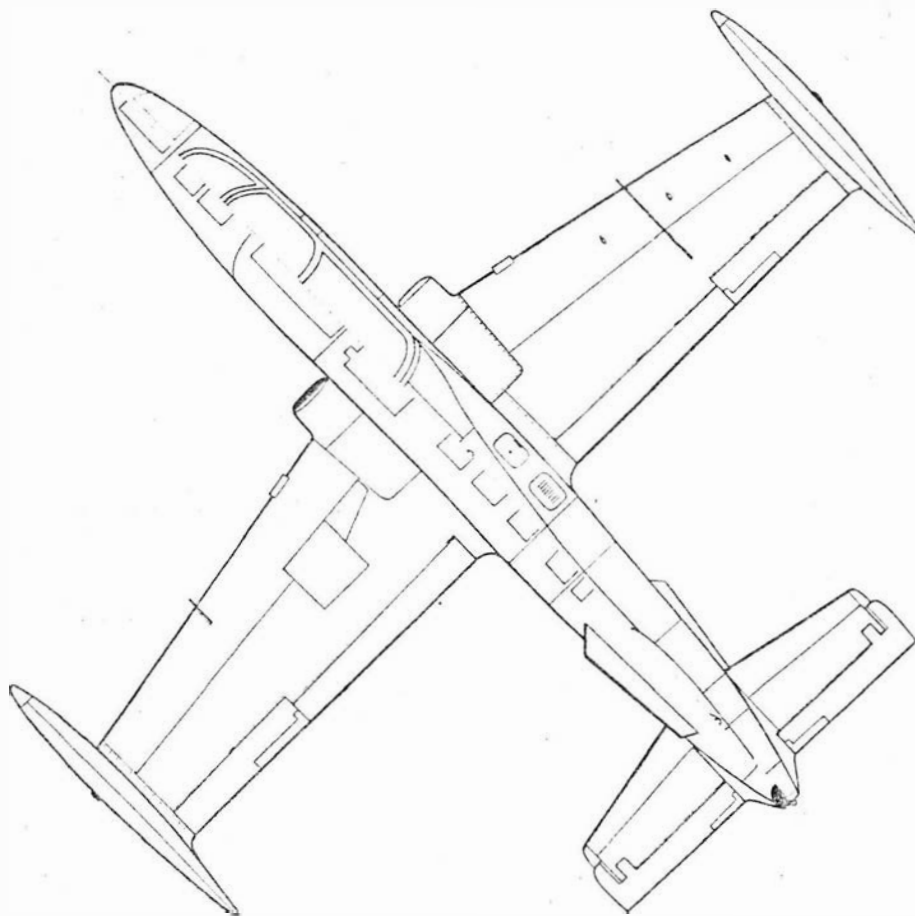
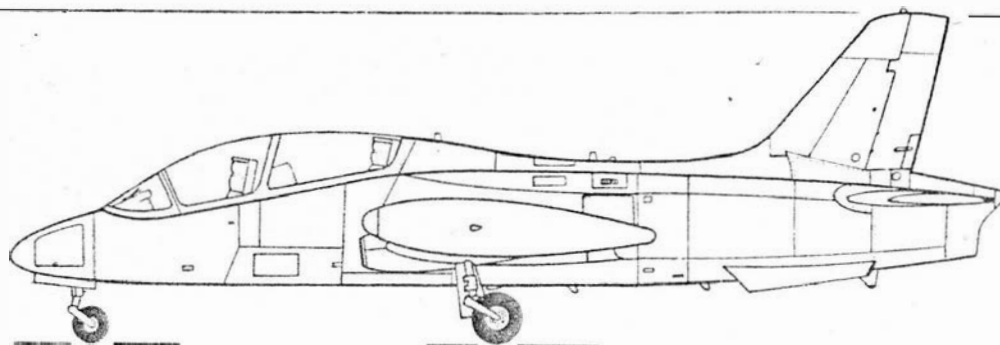
690 m

370 m

1760 m

2110 km

M.L.



TL-204 '76

Lekki, dwusilnikowy samolot dyspozycyjny

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy dolnopłat, konstrukcji metalowej.

Płat wielonośny, o obrysie prostokątnym, wzniosie 7° bez skosu, konstrukcji jednodźwigarowej, wykonany ze stopów lekkich. Pokrycie z blach ze stopów lekkich o sześciu grubościach: od ok. 0,4 mm (0,016 cala) do ok. 1,3 mm (0,051 cala). W konstrukcji zastosowano lotki typu Frieze wyważane masowo, konstrukcji skorupowej. Kłapy szczelinowe, na dużej części rozpiętości o konstrukcji półskorupowej. Końcówki płatów wykonano z laminatu szklanego. Wzdłuż całej krawędzi natarcia (aż do gondoli silnikowej) pneumatyczna instalacja przeciwbłodzeniowa firmy Goodrich.

Kadłub konstrukcji półskorupowej, ze stopów lekkich. Pokrycie z blach o czterech grubościach: od 0,5 mm (0,020 cala) do 1,0 mm (0,040 cala). Powierzchnie nierozwijalne, wykonane z laminatu szklanego — część nosowa, drzwi tylne, drzwi luku nośowego. Owiewka na końcu kadłuba wykonana jest z tworzywa termoplastycznego. W kabine umieszczone są indywidualne siedzenia dla sześciu osób, po dwa fotele w rzędzie. Przejście środkiem ma szerokość 25 cm. Dodatkowe, siódme siedzenie może być zamocowane w środkowym rzędzie. Podwójne sterownice są wyposażeniem standardowym. Oszklenie przodu kabiny wyposażone jest w płytkę zapewniającą widoczność w warunkach burzowych. Dogodne wejście do kabiny zapewnia dwoje drzwi zamykanych do tyłu. Jedne umieszczone są z prawej strony z przodu kabiny, drugie, duże drzwi z lewej strony zapewniają łatwy załadunek nawet dużych przedmiotów. Siedzenia pasażerów dają się łatwo wymontować bez używania narzędzi, co umożliwia szybkie przystosowanie samolotu do przewozu ładunków. Z tyłu kabiny znajduje się pomieszczenie dla 45 kg bagażu. W części nosowej można pomieścić również 45 kg bagażu. Kabina jest ogrzewana urządzeniem Janitrol o wydajności około 7560 Kcal (40 000 BTU) i wentylowana obiegiem powietrza swobodnym lub wymuszonym.

Usterzenie wolnośne, składające się z płytowego statecznika poziomego, statecznika pionowego i steru kierunku w układzie klasycznym. Statecznik pionowy integralny z kadłubem, konstrukcji półskorupowej, pokryty blachą ze stopów lekkich o grubości 0,8 mm (0,032 cala). Końcówki statecznika i owiewki przejścia kadłub-statecznik wykonane z laminatu szklanego. Ster kierunku ze stopów lekkich — blacha podwojowa o grubości 0,5 mm (0,020 cala). Wyważenie masowe i aerodynamiczne. Na sterze kierunku zastosowano kłapkę dociażającą, zwiększającą stateczność kierunkową i sterowność samolotu. Statecznik poziomy konstrukcji półskorupowej. Pokrycie z blach o grubościach: 0,4 mm, 0,5 mm, 0,8 mm (0,016, 0,020, 0,032 cala). Wyposażony jest w kłapkę wyważającą-dociążającą. Krawędzie natarcia statecznika poziomego i pionowego wyposażone są w instalację przeciwbłodzeniową pneumatyczną firmy Goodrich.

Podwozie trójkołowe, z kółkiem przednim, wypuszczanie elektrohydrauliczne; wypuszczane awaryjnie pod własnym cięż-



Fot. W. Garbarczyk

zarem. Sterowane kółko przednie ma wychylenie 30° w każdą stronę. Kola główne wyposażone są w opony o wymiarze 6,00—8, a kółko przednie w oponę o wymiarze 6,00—6. Podwójne hamulce tarczowe sterowane są nożnicą. Samolot ma hamulce postojowy.

Napęd. Dwa sześciocylindrowe silniki Teledyne Continental z turbodoładowaniem, chłodzone powietrzem, o przeciwnych kierunkach obrotów wałów (lewy silnik w prawo, prawy silnik w lewo) osiągają moc maksymalną 149 KW (200 HP) przy 43 obr./s (2575 obr./min) na poziomie morza i moc 160 KW (215 HP) na wysokości 3600 m n.p.m. Śmigła dwułopatowe, o stałych obrotach, firmy Hartzell, z elektrycznie ostrzewaną krawędzią natarcia. Paliwo w dwóch zbiornikach skrzydłowych o łącznej pojemności 376 l, z czego użyteczne jest 359 l. Owiewka chwytu powietrza do silnika wykonana jest z laminatu szklanego. Reszta gondoli silnikowej wykonana ze stopów lekkich.

Instalacje. Samolot ma elektrohydrauliczną instalację do wypuszczania i chowania podwozia. Instalacja elektryczna zasilana jest przez zdwójnoe alternatory 12 V 65 Ah i akumulator 12 V 35 Ah. Dwubutlowa instalacja tlenowa z sześcioma indywidualnymi wylotami jest łatwa do zamontowania na miejscu siódmego, dodatkowego siedzenia. Dwubowodowy system ostrzegający przed przeciągnięciem daje dźwiękowy i miganający świetlny sygnał zarówno w konfiguracji gładkiej samolotu, jak i w wysuniętym podwoziu i kłapami. Firma Piper proponuje dla samolotu PA-34 Seneca II osiem wersji wyposażenia elektronicznego.

Zestawy oparte na aparaturze firmy MARCO i 4 zestawy oparte na aparaturze firmy KING. W różnych kombinacjach mogą być zainstalowane następujące urządzenia: wielokanałowe radiostacje UKF, automatyczna radiobusola, transporter, autopilot, autotrymer, odbiornik sygnału ścieżki odchodzenia ILS, odbiornik markera, odbiornik VOR/LOC z wielokanałowym odbiornikiem wiązki kierunkowej systemu P.S., radiodługościomierz DME, odbiornik KHF, nagłośnienie kabiny, odgromniki. Ponadto wyróżnia się dwie wersje wyposażenia eksploatacyjnego. Wersja Executive zawiera: wskaźnik prędkości rzeczywistej,

podświetlenie tablicy przyrządów, cztery indywidualne światła do czytania, światła antykolidyjne, wskaźnik składu mieszanki paliwowej, pełnoprzepływowe filtry olejowe, podgrzewaną rurkę Pitota, bezwładnościowo blokowane pasy dla załogi, podwójną tablicę przyrządów, w której umieszczone są: napędzany podciśnieniowo żyroskopowy sztuczny horyzont i żyroskop pas, zakrętomierz, wariometr, wskaźnik temperatury zewnętrznej, zegar ośmiocyfrowy. W wersji Sportsman wyposażenie jest to samo, co w wersji Executive, plus dodatkowe bezwładnościowo pasy przy wszystkich fotelach, 6 zagłówków, przeciw-słoneczne oszklenie kabiny.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI: 23 września 1971 r. firma Piper zaprezentowała nowy lekki samolot dwusilnikowy, oznaczony symbolem PA-34 i nazwany — zgodnie z tradycją firmy — indyjskim imieniem Seneca. Wersja samolotu z 1975 r. nosi nazwę Seneca II. W stosunku do poprzednika samolot ten ma kilka zmian podnoszących jego walory lotne i eksploatacyjne. Zmieniono płaski, 4-cylindrowy silnik Continental TSIO-360-E z doładowaniem, o mocy 149 KW (200 HP), na silnik sześciocylindrowy o tej samej mocy przy ziemi, lecz z doładowaniem nieograniczonym w czasie. Dało to w efekcie przyrost prędkości przelotowej na wysokości 3048 m (10 000 stóp) przy 75% mocy o 8,9 m/s (20 m.p.h) i odpowiednio na wysokości 4876 m (16 000 stóp) o 17,9 m/s (40 m.p.h). Podniósł się również maksymalny pułap z jednym silnikiem. Podniesiono maksymalną masę startową o 168 kg, z czego 102 kg przypada na masę użytkową. W związku ze wzrostem masy przekonstruowano gołęń kółka przedniego. Duży przyrost skuteczności lotek uzyskano w wyniku zastosowania nowych lotek typu Frieze, wydłużonych do końców skrzydeł. W celu zwiększenia stateczności kierunkowej zastosowano kłapkę dociażającą na sterze kierunku. W celu poprawienia stateczności podłużnej samolotu i zapewnienia prawidłowych sił na sterownicy wprowadzono dodatkowo masę do układu sterowania sterem wysokości.

Uwaga: Egzemplarz samolotu Seneca II użytkowany w Polsce nosi znak rejestracyjny SP-GKA.

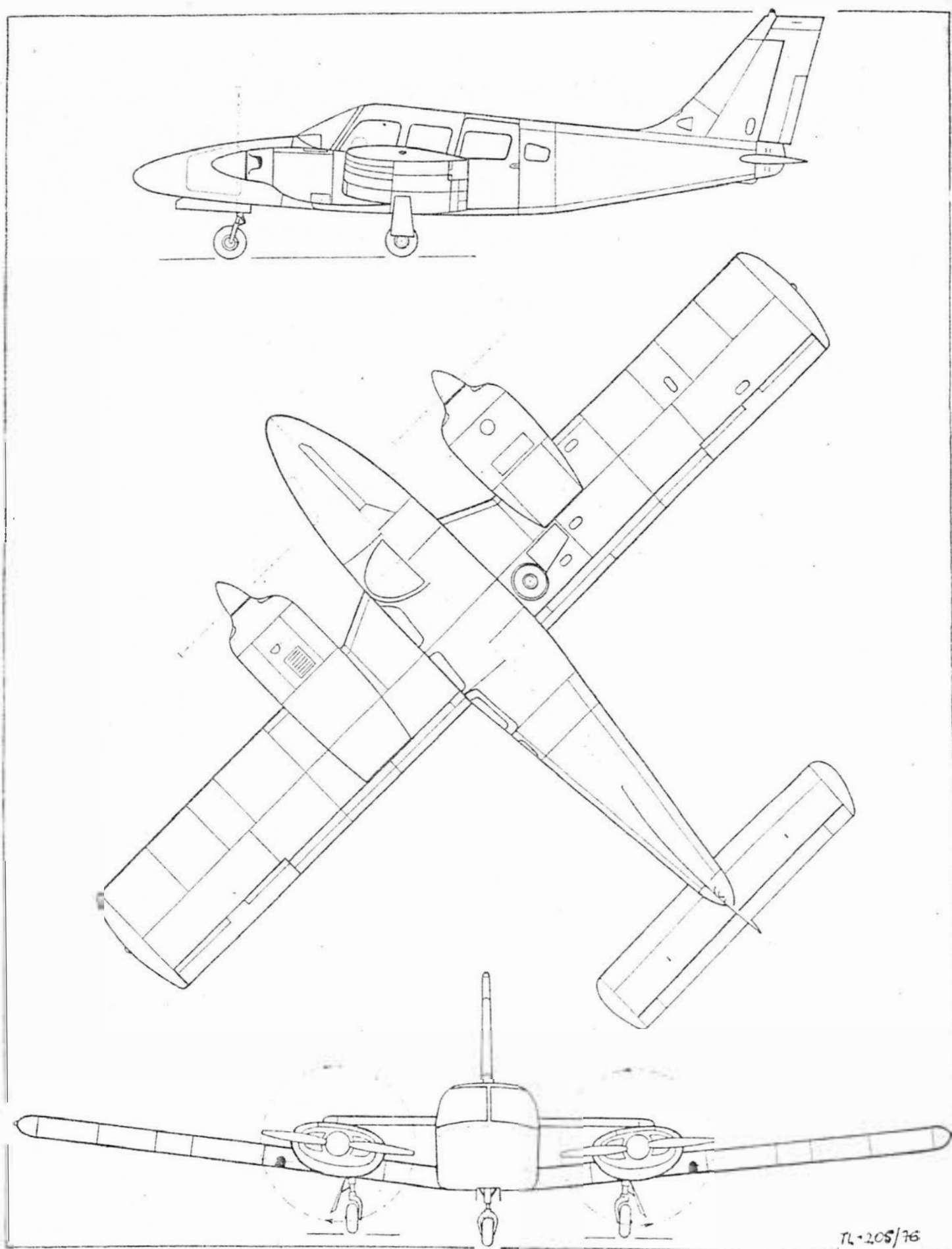
DANE TECHNICZNE

Moc silnika (na poziomie morza)	149 kW (200 HP)	Pojemność przedniego luku bagażowego*	0,43 m³
Moc silnika (na wysokości 3600 m)	160 kW (215 HP)	Pojemność tylnego luku bagażowego	0,57 m³
Maksymalne obroty	42,9 obr./s (2575 obr./min.)	Pojemność zbiorników	379 litrów
Maksymalna masa startowa	2075 kg	Ilość oleju (jeden silnik)	7,58 litra
Masa samolotu pustego	1258 kg	Rozstaw kół podwozia głównego	3,4 m
Masa użytkowa	817 kg	Prędkość maksymalna (wysokość 4267 m)	100 m/s (367 km/h)
Rozpiętość	11,9 m	Długość rozbiegu (kłapy zamknięte, poziom morza)	336 m
Powierzchnia skrzydeł	19,4 m²	Długość startu na wysokości 15 m	415 m
Długość samolotu	8,7 m	Długość rozbiegu, kłapy 25°	275 m
Wysokość	3,0 m	Długość startu na 15 m, kłapy 25°	378 m
Średnica śmigła	1,9 m	Minimalna prędkość na jednym silniku	35,8 m/s (129 km/h)
Obciążenie mocy (na poziomie morza)	13,9 kg/KW (10,3 kg/KM)		
Obciążenie powierzchni nośnej	107,3 kg/m²		

Prędkość wznoszenia (poziom morza)	6,3 m/s
Prędkość wznoszenia (jeden silnik)	1,1 m/s
Prędkość najlepszego wznoszenia	47 m/s (169 km/h)
Wzrost praktyczny	7600 m
Wzrost praktyczny na jednym silniku	4100 m
Prędkość przeciągnięcia (klapy i podwozie schowane, silniki niepracujące)	31 m/s

Prędkość przeciągnięcia (klapy i podwozie schowane, silniki niepracujące)	34 m/s
Zużycie paliwa, 75% mocy	91 l/h
Zużycie paliwa, 65% mocy	82 l/h
Długość dobiegu, klapy wypuszczone	421 m
Długość lądowania z 15 m	637 m

P.D.



TL-205/76

MATERIAŁY NIEMETALOWE

- 1 — włókno
- 2 — w. syntetyczne
- 3 — w. mineralne sztuczne
- 4 — w. m. naturalne
- 5 — w. białkowe
- 6 — w. celulozowe sztuczne
- 7 — w. c. naturalne
- 8 — w. szklane
- 9 — w. azbestowe
- 10 — jedwab naturalny
- 11 — welna
- 12 — włosie
- 13 — jedwab octanowy
- 14 — j. wiskozowy
- 15 — len
- 16 — bawełna
- 17 — przędza
- 18 — merceryzacja
- 19 — skrętka
- 20 — nitka, nić
- 21 — tkanina
- 22 — osnowa
- 23 — wątek
- 24 — splot płócienny
- 25 — s. skośny, s. rzędkowy
- 26 — s. satynowy, s. atlasowy
- 27 — perkal, mitkal
- 28 — batyst
- 29 — brezent, awizent
- 30 — bąja, barchan
- 31 — tkanina bawełniana
- 32 — płótno żaglowe
- 33 — tkanina merceryzowana
- 34 — t. balonowa
- 35 — pilśnienie, falowanie
- 36 — filc
- 37 — azbest chryzotolowy, a. serpentynowy
- 38 — a. amfibolowy
- 39 — tkanina azbestowa
- 40 — sznur azbestowy
- 41 — tektura azbestowa
- 42 — fibra
- 43 — karton
- 44 — k. izolacyjny, preszpan elektroizolacyjny
- 45 — papier parafinowany
- 46 — gramatura
- 47 — skóra surowa
- 48 — garbowanie, wyprawianie
- 49 — g. roślinne
- 50 — g. chromowe
- 51 — jucht
- 52 — ircha
- 53 — welur
- 54 — mizdra
- 55 — krupon
- 56 — drewno
- 57 — drzewo
- 58 — pień
- 59 — słoń roczny
- 60 — sęk
- 61 — twardziel
- 62 — biel
- 63 — fornir
- 64 — sklejka

WCT/39/K/77

(K.D.)

NON-METALLIC MATERIALS

- 1 — fiber, fibre, filament
- 2 — synthetic f.
- 3 — mineral artificial f.
- 4 — m. natural f.
- 5 — casein f.
- 6 — artificial cellulose f.
- 7 — natural c. f.
- 8 — fibre glass, spun g.
- 9 — asbestos fibre
- 10 — silk
- 11 — wool
- 12 — horse hair
- 13 — acetate rayon
- 14 — viscose rayon
- 15 — flax
- 16 — cotton
- 17 — yarn
- 18 — mercerizing, steeping treatment
- 19 — strand
- 20 — thread
- 21 — fabric, cloth
- 22 — warp
- 23 — weft, woof, filling
- 24 — plain weave
- 25 — twill w.
- 26 — satin w.
- 27 — percale
- 28 — batiste, cambric
- 29 — canvas
- 30 — fustian
- 31 — cotton fabric
- 32 — sail cloth, duck
- 33 — mercerized cloth
- 34 — balloon cloth
- 35 — fulling, milling
- 36 — felt
- 37 — chrysotile asbestos
- 38 — amphibolite a.
- 39 — a. cloth
- 40 — a. cord
- 41 — a. board
- 42 — fibreboard
- 43 — board, cardboard
- 44 — insulating board, press-board
- 45 — paraffin paper
- 46 — paper substance
- 47 — hide, skin
- 48 — tanning, tanage
- 49 — vegetable t., bark t.
- 50 — chrome t.
- 51 — Russian leather
- 52 — chamois l.
- 53 — Suede l.
- 54 — flesh side (of leather)
- 55 — butt, crop
- 56 — wood
- 57 — tree
- 58 — trunk, bole, stem
- 59 — annual ring, growth r.
- 60 — knot, knag
- 61 — heart-wood, duramen
- 62 — sap-wood, alburnum
- 63 — veneer
- 64 — plywood

(K.D.)

DIE NICHTMETALLWERKSTOFFE

- 1 — die Faser
- 2 — die synthetische F., die Chemiefaser
- 3 — die mineralische Kunstfaser
- 4 — die mineralische Naturfaser
- 5 — die Eiweissfaser
- 6 — die künstliche Zellulosefaser
- 7 — die natürliche Z.
- 8 — die Glasfaser
- 9 — die Asbestfaser
- 10 — die Naturseide
- 11 — die Wolle
- 12 — das Haar
- 13 — die Azetat(kunst)seide
- 14 — die Viskose(kunst)seide
- 15 — der Flachs, der Lein
- 16 — die Baumwolle, der Cotton
- 17 — das Garn, das Gespinst
- 18 — die Merzerisation
- 19 — die Litze
- 20 — der Faden, der Zwirn
- 21 — das Gewebe
- 22 — die Kette, der Aufzug
- 23 — der Schuss(faden)
- 24 — die Leinwandbindung
- 25 — die Körperbindung
- 26 — die Atlasbindung
- 27 — der Perkal, der Kattun
- 28 — der Batist
- 29 — der Zeltstoff
- 30 — der Barchent
- 31 — das Baumwollgewebe
- 32 — das Segeltuch, der Zeltstoff
- 33 — das merzerisiertes Gewebe
- 34 — der Ballonstoff
- 35 — das Walken, die Walke
- 36 — der Filz
- 37 — der Chrisotilasbest, der Serpentinabest
- 38 — der Amphibolasbest
- 39 — das Asbestgewebe
- 40 — die Asbestschnur, die Asbestkordel
- 41 — die Asbestpappe
- 42 — die Vulkanfiber
- 43 — die Pappe
- 44 — die Elektrolackappe, die Isolierpappe, der Presspan
- 45 — das Paraffinpapier, parafiniertes Papier
- 46 — das Flächengewicht, das Quadratmetergewicht, die Flächendichte
- 47 — die Rohhaut
- 48 — die Gerberei, die Gerbung, das Gerben
- 49 — die Lohgerberei
- 50 — die Chromgerberei
- 51 — das Juchtenleder, das (der) Juchten
- 52 — das Chamoisleder, das Sämischleder
- 53 — das Velourleder
- 54 — die Fleischseite
- 55 — das Kernleder, das Kernstück
- 56 — das Holz
- 57 — der Baum
- 58 — der Stamm
- 59 — der Jahr(es)ring, der K'lader
- 60 — der Ast
- 61 — der Kern, das Kernholz, das Hartholz
- 62 — der Splint, das Splintholz
- 63 — das Furnier
- 64 — das Sperrholz, das Presschichtholz, die Furnierplatte

(K.D.)

НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИЕ МАТЕРИАЛЫ

- 1 — волокно
- 2 — синтетическое в.
- 3 — минеральное искусственное в.
- 4 — минеральное натуральное в.
- 5 — шелковое в.
- 6 — искусственное целлюлозное в.
- 7 — натуральное ш. в.
- 8 — стеклянное в. стекловолокно
- 9 — асбестовое в.
- 10 — шелк
- 11 — шерсть
- 12 — конский волос
- 13 — ацетатный шелк
- 14 — вискозный шелк
- 15 — лен
- 16 — хлопок, хлопчатобумажное волокно
- 17 — нить, пряжа
- 18 — мерсеризация
- 19 — нить, пряда
- 20 — нить
- 21 — ткань
- 22 — основа
- 23 — уток
- 24 — полотняное переплетение, гарнитурное п.
- 25 — саржевое п., диагональное п.
- 26 — сатиновое п., атласное п.
- 27 — миткаль, ситец
- 28 — батист
- 29 — парусина, холст, брезент
- 30 — байка
- 31 — хлопчатобумажная ткань
- 32 — парусина
- 33 — мерсеризованная ткань
- 34 — прорезиненная ткань
- 35 — валяние
- 36 — фетр, войлок
- 37 — эмсевичевый асбест, хризотил
- 38 — амфиболитный асбест
- 39 — асбестовая ткань
- 40 — асбестовый шнур
- 41 — асбестовый картон
- 42 — фибра
- 43 — картон
- 44 — прессшпан, электроизоляционный картон
- 45 — парафинированная бумага
- 46 — вес 1 м²
- 47 — сыромятная кожа, недубленая кожа
- 48 — дубление
- 49 — растительное д., красное д.
- 50 — хромовое д.
- 51 — (русская) юфта
- 52 — замша
- 53 — велюр
- 54 — бахтарна медяная сторона
- 55 — крупон
- 56 — древесина
- 57 — дерево
- 58 — ствол
- 59 — годовое кольцо годового слоя
- 60 — сучок
- 61 — лдро (древесины), ядровая древесина
- 62 — заболонь
- 63 — шпон
- 64 — фанера

Pomoce wizualne do lądowań według II kategorii

STANISŁAW HELIŃ

Opis nowego systemu świetlnego, opracowanego do lądowań w warunkach meteorologicznych II kategorii. Rodzaje, intensywność i rozmieszczenie światła podejścia i pasa. Dodatkowe wyposażenie wymagane do tej kategorii lądowań.

Podczas podejścia do lądowania w warunkach meteorologicznych odpowiadających II kategorii, a więc przy podstawie 30 m i widzialności 400 m, pilot po ustaleniu kontaktu wzrokowego z ziemią w bardzo krótkim czasie musi ocenić swoje położenie przestrzenne i podjąć decyzję o lądowaniu względnie o odejściu na drugie okrążenie. Decyzja ta może zapaść w ciągu 1÷2 sekund, samolot zaś w tym czasie znajduje się już na wysokości poniżej 30 m i w odległości około 400 m od progu pasa.

Biorąc pod uwagę znaczną bezwładność dużych samolotów komunikacyjnych, wynikającą z ich ciężarów i prędkości podejścia, należy stworzyć bezpieczne warunki do oceny sytuacji, a więc czytelne systemy pomocy wizualnych, nie budzące wątpliwości na temat położenia przestrzennego samolotu.

Na podstawie przeprowadzonych badań, popartych praktycznym sporządzeniem założeń, opracowano nowe systemy pomocy wizualnych, wywodzące się z dotychczasowych systemów dla kategorii I, lecz znacznie zmodyfikowane.

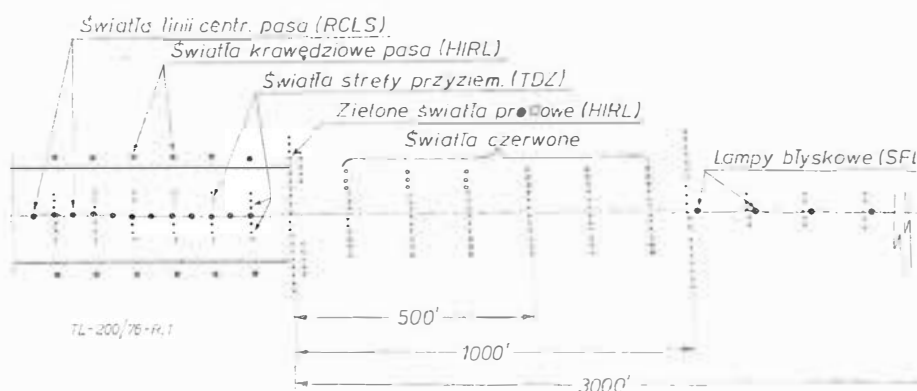
Stosowanie odstępstw, które może być tłumaczone dużymi kosztami instalacji nowych systemów, nie powinno mieć w tym przypadku miejsca — jak wszędzie tam, gdzie chodzi o bezpieczeństwo i sprawne funkcjonowanie systemów, w tym transportu lotniczego.

Omawiane pomoce wizualne, to przede wszystkim system świetlny używany w nocy i w dzień. System świetlny do lądowań wg II kategorii składa się ze światła podejścia i światła pasa. Światła podejścia zapewniają końcowe zbliżenie na krótkim odcinku od markera środkowego do progu pasa, natomiast światła pasa wyznaczają centralną świetlną linię pasa oraz strefę przyziemienia, co przede wszystkim odróżnia system świetlny II kategorii od kategorii I.

Światła podejścia — ALS (Approach Lighting System) — są to światła wysokiej intensywności, usytuowane symetrycznie do osi podejścia i pasa w głąb wewnętrznej strefy podejścia. Pierwsze 2000 feet (ok. 610 m) — licząc zgodnie z kierunkiem podejścia w stronę progu pasa — oznaczone jest przez 20 białych poprzeczek zło-

żonych z pięciu lamp każda i oddalonych od siebie co 100 feet (ok. 30,5 m). Przy każdej poprzeczce, w środku i od strony podejścia, umieszczona jest dodatkowo jedna lampa błyskowa układu SFL (Sequenced Flasher Lights).

Ostatnia, dwudziesta poprzeczka, oznaczająca pozostałą odległość 1000 feet do progu pasa (ok. 305 m) ma dodatkowo dwa białe skrzydełka, złożone z ośmiu lamp każde, usytuowane w tej samej płaszczyźnie.

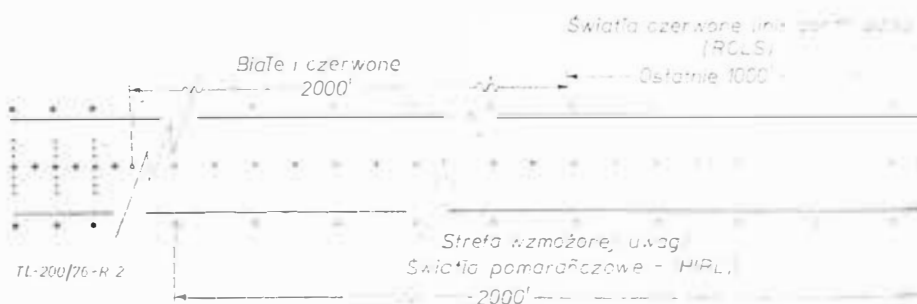


Rys. 1. Światła podejścia (ALS)

Pozostałe dziewięć poprzeczek na odcinku 1000 feet do progu pasa nie ma lamp błyskowych, natomiast do każdej poprzeczki dodane są dwa czerwone skrzydełka złożone z trzech lamp każde. Odstęp czerwonych skrzydełek od białej poprzeczki określa się na trzy lampy, tj. 30÷36 feet (ok.

proporcjonalnie zwiększona minimalna widzialność na pasie RVR (Run Visual Range).

Sterowanie mocą światła zbliża: wysokiej intensywności (ALS) n odbywać się płynnie lub skokowo 5-stopniowego programu, oddziel dla dnia i nocy. Program ten pod



Rys. 2. Światła końca drogi startowej

10÷11 m). Ostatnie 500 feet (ok. 152 m) do progu pasa określa poprzeczka składająca się z poprzeczki właściwej, dwóch wewnętrznych białych i dwóch zewnętrznych czerwonych skrzydełek.

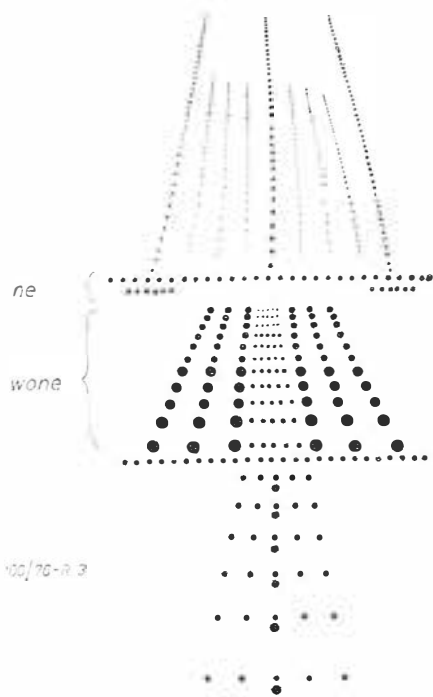
jest w tabeli zamieszczonej w części artykułu.

Światła błyskowe SFL (Sequenced Flasher Lights) wchodzą w sk

zł podejścia ALS dla II kategorii. Poszczególne lampy błyskowe złączone są na przestrzeni 2000 (ok. 610 m), w środku każdej poprzeczki od strony podejścia. Każda lampa błyskowa umieszczona przy trzyskrzydłowej białej pozycji określa odległość 1000 (ok. 305 m) do progu pasa.

Lampy błyskowe świecą brylantobiałym-białym światłem i pracują w układzie cyrkularnym, tj. zapalają się kolejno (począwszy od pierwszej do ostatniej) w krótkich przerwach czasu i ponownie znów od pierwszej co powoduje efekt świetlnego kulki toczącej się szybko w stronę pasa.

Światła SFL, mimo że należą do systemu świateł podejścia ALS, są od niego sterowane i mogą, lecz nie muszą być włączane do pracy jednocześnie z pozostałymi światłami. Duża



3. Widok z kabiny pilota świateł podejścia i pasa przy widzialności ok. 2000 m

rzędów białych świateł usytuowanych wzdłuż całej eksploatacyjnej długości pasa, po obydwu jego krawędziach, oraz z zielonych świateł progowych. Światła krawędziowe są białe, z wyjątkiem świateł umieszczonych na odcinku ostatnich 200 feet (ok. 610 m) eksploatacyjnej części pasa, które są koloru pomarańczowego. Światła te określają pilotowi strefę wzmożonej uwagi.

Światła pomarańczowe montowane mogą być tylko na krawędziach pasa i na odcinku ostatnich 200 feet, nie mogą być mieszane z czerwonymi światłami linii centralnej.

Odległość między poszczególnymi lampami systemu HIRL, bez względu na ich kolor, wynosi 30,5–61 m (100–200 feet), w zależności od lokalnych wymogów. W rzędach świateł krawędziowych HIRL mogą być przerwy w miejscach, skąd odchodzą od pasa drogi szybkiego kołowania. W miejscach, gdzie od pasa odchodzą drogi kołowania, światła krawędziowe HIRL stosuje się jako światła wtopione w nawierzchnię pasa.

Światła progowe wchodzące w skład świateł krawędziowych HIRL tworzą rząd zielonych lamp w odstępach około 3 m od siebie, przylegający bezpośrednio do progu pasa i wystający poza jego szerokość na pięć lamp po obydwu stronach.

Dodatkowo zaakcentowane są krawędzie pasa dwiema zielonymi poprzeczkami, złożonymi z czterech lamp w odstępach co druga lampa (tj. około 6 m), usytuowanymi przed zasadniczymi światłami progowymi w odległości około 3 m i równoległe do nich.

Światła linii centralnej pasa — RCLS (Runway Centrlne Light System). Należy wyjaśnić, że RCLS jest równoznaczne z określeniem CL — Center Line. Mimo, iż przepisy i dokumentacja nawigacyjna JEPACO AVIATION, używana tak w PLL LOT jak i w wielu innych przedsiębiorstwach lotniczych, jednoznacznie określa CL — Center Line jako światła centralnej linii pasa, to zdarza się jednak mylne interpretowanie tego określenia jako centralnej osi pasa.

wzdłuż jego osi. Pierwsze światło linii centralnej RCLS usytuowane jest w odległości około 23 m (75 feet) od progu pasa, pozostałe zaś co 7,5 m (25 feet) lub co około 15,2 m (50 feet) do końca pasa.

Stary przepis, ale jeszcze aktualny dla II kategorii, przewiduje odległość między lampami RCLS 7,5 m (25 feet) i 300 kandelil światłości dla poszczególnych lamp. Zalecane jest jednak przy instalowaniu RCLS stosowanie nowego systemu polegającego na zwiększeniu światłości lamp do 2000 kandelil lub więcej i zmniejszeniu odległości do 15,2 m (50 feet).

Ten nowy system jest systemem przyszłościowym i odpowiada przepisom dla startów i lądowań wg kategorii IIIA, gdzie poszczególne operacje mogą odbywać się przy podstawie 0 (zero) i widzialności RVR 200 m. Przepisy amerykańskie np. zezwalają na używanie starszego systemu RCLS o światłości lamp poniżej 2000 kandelil, ale dla widzialności w dzień 1600 feet RVR i 1200 feet RVR w nocy.

Ostatni odcinek świateł centralnej linii pasa (RCLS) — licząc zgodnie z kierunkiem ruchu samolotu na pasie, a więc w kierunku końca pasa — podzielony jest na dwie części, odmiennie oznaczone czerwonymi lampami.

Pierwsza część ma długość 610 m (2000 feet) i oznaczona jest lampami RCLS białymi i czerwonymi na przemian, przy czym pierwsza czerwona lampa RCLS informuje pilota, że zbliża się do strefy wzmożonej uwagi, a do końca pasa pozostało 915 m (3000 feet).

Druga część odcinka, oznaczona już tylko czerwonymi lampami RCLS, oznacza ostatnie 305 m (1000 feet) rozporządzalnej długości pasa.

Wszystkie czerwone światła ostatniego dziewięćsetmetrowego odcinka RCLS widziane ze strony przeciwnej do ruchu samolotu są białe. Taki układ świateł centralnej linii pasa pozwala na korzystanie z tych świateł przy lądowaniach i startach w obydwu kierunkach danego pasa.

Światła strefy przyziemienia — TDZ (Touchdown Zone Lighting System) składają się z trzech rzędów białych

TABLICA

Światła wysokiej intensywności ALS i HIRL	Widzialność w dzień	Widzialność w nocy
Stopień 1	ok. 9,5 km (5 NM) lub więcej	ok. 5,5 km (3 NM) lub więcej
Stopień 2	na żądanie pilota	ok. 1850 m ÷ 5,5 km (1 ÷ 3 NM)
Stopień 3	5,5 ÷ 9,5 km (3 ÷ 5 NM)	poniżej 1850 m (1 NM) lub RVR ok. 1850 m (6000 feet)
Stopień 4	1850 m ÷ 5,5 km (1 ÷ 3 NM)	na żądanie pilota
Stopień 5	poniżej 1850 m (1 NM) lub RVR 1850 m (6000 feet)	na żądanie pilota

W celu uniknięcia pomyłek wynikających z żargonu zawodowego lub nieznaności przepisu będziemy używać ścisłego określenia — światła linii centralnej pasa — RCLS.

System RCLS składa się z linii białych świateł usytuowanych na całej długości eksploatacyjnej pasa

świateł po lewej i z trzech rzędów takich samych świateł po prawej stronie linii centralnej RCLS na odcinku 915 m (3000 feet) licząc 30,5 m (100 feet) od progu pasa w stronę jego końca. Tworzą jak gdyby serię trzylampowych białych poprzeczek po obydwu stronach RCLS.

Światła TDZ mają za zadanie ułatwić pilotowi ocenę położenia przestrzennego przy ograniczonej widzialności w czasie tuż przed przyziemieniem, kiedy samolot znajduje się na dużych kątach natarcia i na dużym tamgażu (kąt zawarty między płaszczyzną horyzontu a osią podłużną samolotu). Jednocześnie światła te informują pilota o przebytej odległości od progu pasa i ułatwiają gospodarowanie prędkością i mocą zespołów napędowych.

Wszystkie światła kolorowe systemu świetlnego odpowiadajacemu wymogom dla II kategorii, a więc światła kolorowe w systemie ALS oraz światła kolorowe w systemach HIRL i RCLS muszą świecić jaskrawym światłem w celu wykluczenia pomyłek w relacji np. czerwone-pomarańczowe.

Przepisy dotyczące tej części wymogów do lądowań wg II kategorii określają również posługiwanie się światłami wysokiej intensywności, a więc ALS i HIRL wg tablicy.

Światła kołowania. Przepisy wielu państw mających wysoko rozwinięte i dobrze wyposażone technicznie lotnictwo komunikacyjne nie wspominają o światłach kołowania w ustalaniu norm dotyczących lądowań wg II kategorii. Fakt ten wynika z przeświadczenia, że wszystkie lotniska o dużym natężeniu ruchu mają tego rodzaju systemy i nie jest konieczne ustalanie nowych norm tam, gdzie systemy światel kołowania istnieją i dobrze zdają egzamin.

Wiadomo, że na większości lotnisk w krajach RWPG brak jest świetlnych systemów kołowania i przy okazji modernizacji tych lotnisk sugerujemy wprowadzenie przepisu o obowiązku instalowania tych światel.

Istnienie systemu światel kołowania szczególnie ważne jest przy braku radaru kołowania, kiedy kontroler ruchu nie widzi poruszających się po drogach kołowania samolotów. Istnienie tego systemu pozwala służbie ruchu bezpiecznie i płynnie sterować samolotami na ziemi, bez użycia samochodu *Follow me*.

Pozostałe wyposażenie wymagane dla II kategorii. Mierniki RVR — widzialności wzdłuż pasa (Runway Visibility Range). Zgodnie z przepisami amerykańskimi FAA dla ruchu wg II kategorii wymagane jest instalowanie miernika RVR i dokonywanie pomiaru z końcowego punktu podejścia. Natomiast chcąc przeprowadzać operacje na pasie przy widzialności RVR poniżej 490 m (1600 feet) wymagane jest stosowanie dwóch mierników: jeden na wysokości punktu końcowego podejścia, a drugi na wysokości końca dobiegu, z tym że drugi miernik RVR może obsługiwać inne sąsiednie pasy, o ile w promieniu 610 m (2000 feet) od miernika znajduje się koniec dobiegu na drugim pasie i o ile dany miernik zabezpiecza pokrycie minimum 610 m (2000 feet) na tym pasie.

Przy obliczaniu średniego punktu końca dobiegu brano pod uwagę wyniki uzyskiwane przez ciężkie samoloty odrzutowe z urządzeniem odwrotnego ciągu (rewersem).

Odnośnie mierników RVR dla II kategorii przepisy kanadyjskie np. przewidują instalowanie również dwóch mierników, z tym że pierw-

szy przewidziany jest na wysokości punktu przyziemienia, a drugi na środku danego pasa.

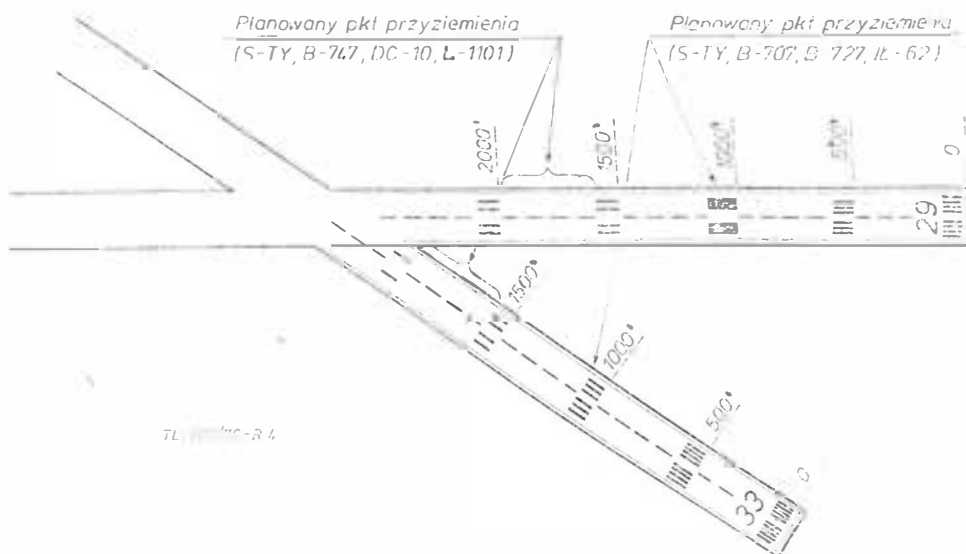
Czeskie normy dotyczące pomiaru RVR przewidują zgodnie z przepisami międzynarodowymi dokonywanie pomiaru przy widzialnościach mniejszych niż 1500 m z użyciem minimum dwóch mierników.

Pierwszy miernik przewidziany jest w pobliżu progu pasa — nie dalej niż 300 m i w odstępnie nie większym niż 120 m od osi pasa. Drugi miernik powinien być usytuowany w odległości 1000—1500 m od progu pasa i w odstępnie również nie większym niż 120 m od jego osi. W przypadku, kiedy eksploatacyjna długość pasa jest większa niż 2800 m, zalecane jest in-

Odległościowe monitorowanie systemów oraz sterowanie nimi przewidziane jest dla ścieżki schodzenia, kierunku (lokalizer) markerów systemu ILS oraz dla światel zbliżania.

Wizualna kontrola i odległościowe sterowanie przewidziane jest dla światel strefy przyziemienia — TDZ, światel centralnej linii pasa (HIRL) i oznaczników pasa. Wizualna kontrola tych systemów opiera się na spostrzeżeniach pracowników obsługi lotniska, kontrolerów ruchu i pilotów.

Oznakowanie pasów. Pasy startowe przystosowane do operacji wg II kategorii mają na swojej powierzchni



Rys. 4. Oznaczenie dróg startowych za pomocą malowania

stalowanie trzeciego miernika przy jego końcu. Dokładność pomiaru normy czeskie przewidują następująco:

- RVR do 500 m — dokładność ± 50 m
- RVR 500—1000 m — dokładność ± 100 m
- RVR powyżej 1000 m — dokładność ± 200 m.

Możemy zatem przyjąć, że dokładność pomiaru mieści się w granicach $\pm 10\%$ od wartości mierzonej. Pomiar powinien być dokonywany na wysokości 1,8—5 m. Dane uzyskane z pomiarów powinny być przekazane kontrolerom zbliżania i wieży (APP i TWR) za pomocą cyfrowych indykatorów w czasie nie dłuższym niż 15 s od momentu zakończenia pomiaru. Przy widzialnościach poniżej 1500 m pomiar RVR powinien być dokonywany non stop, a wyniki rejestrowane i przechowywane na okres minimum 30 dni, co podyktowane jest między innymi wykorzystaniem danych dla celów naukowo-badawczych.

Radiowysokościomierze ustalonych wysokości — RA (Radio Altimeter Setting Heights) — usytuowane są w wewnętrznej strefie podejścia, dokładnie na przedłużeniu centralnej osi pasa w punktach odpowiadających wysokości podjęcia decyzji i informują kontrolera ruchu oraz nazemny personel techniczny o pionowej odległości między ścieżką schodzenia, a powierzchnią terenu.



Rys. 5. Oznaczenie punktu zatrzymania (holding point) na drogach kołowania przed wejściem na pas kat. II

malowane białą farbą pasy z określeniem planowanego punktu przyziemienia.

Również na drogach kołowania przed wejściem na pas II kategorii, w punkcie oczekiwania (Holding Point), malowany jest napis CAT II i poniżej dwie równoległe, poprzeczne linie z wkomponowanymi między nie rzymskimi dwójkami. Oznaczenie takie konieczne jest z uwagi na to, żeby samoloty oczekujące na wejście na pas nie przybliżały się do stref czystych wokół nadajników ILS i tym samym swoją masą nie zakłócały pracy tych urządzeń.

Uwaga. Wystąpienie nowych zagadnień związanych z lądowaniami wg II kategorii stwarza konieczność wprowadzenia nowych określeń, których brak dotąd w terminologii polskiej. W związku z tym autor posługiwał się określeniami angielskimi lub spolszczonymi obcymi terminami.

Ograniczenia eksploatacyjnych zakresów pracy silników turbodrzutowych

Dr inż. JAN BORGON

Niektóre ograniczenia zakresów pracy silników turbodrzutowych podyktowane wytrzymałością elementów silnika, zapasem statecznej pracy sprężarki kanału wlotowego i komór spalania oraz wydajnością pomp paliwowych.

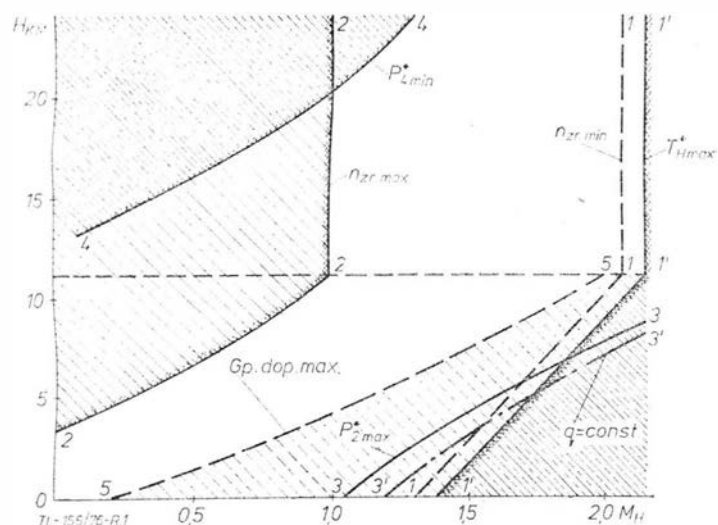
W procesie eksploatacji silników turbodrzutowych w różnym stopniu wykorzystuje się ich ciąg rozporządzalny. W zależności od zakresu pracy zmieniają się parametry procesu roboczego i zakresy pracy wszystkich elementów.

Programy regulacji maksymalnych zakresów pracy silników turbodrzutowych i silników turbodrzutowych z dopalaczami oparte są najczęściej o zasadę utrzymywania maksymalnie dopuszczalnych (lub bliskim maksymalnie dopuszczalnym) takich parametrów, jak prędkość obrotowa, temperatura gazów przed turbiną i temperatura gazów w komorze dopalacza. Takie programy regulacji zapewniają nie tylko uzyskanie maksymalnego ciągu, ale zabezpieczają także silnik przed przeciążeniami mechanicznymi i cieplnymi. Analiza warunków pracy oddzielnych elementów silnika wykazuje jednak, że programy regulacji nie we wszystkich przypadkach w pełni uwzględniają możliwe obciążenia oddzielnych elementów i węzłów silnika. Stąd też wynikają dodatkowe ograniczenia nakładane na eksploatacyjne zakresy pracy silników (rys. 1).

Ograniczenia wytrzymałościowe

Obowiązują one zazwyczaj dla lotów wykonywanych na małych wysokościach, z dużymi prędkościami i w niskich temperaturach otaczającego powietrza. Parametrami ograniczanymi mogą być:

- moment obrotowy na wale silnika;
- maksymalna prędkość obrotowa wirnika n i maksymalna temperatura gazów przed turbiną T_H^* ;



Rys. 1. Obszary możliwych ograniczeń zakresów pracy silników turbodrzutowych: linia 1' — 1' — ograniczenie ze względu na $T_H^*_{max}$; 1 — 1 — ograniczenie ze względu na zapas statecznej pracy sprężarki, na linii 1 — 1 $n_{zr} = n_{zr min}$; 2 — 2 — ograniczenie ze względu na $n_{zr} = n_{zr max}$; 3 — 3 — początek ograniczeń ze względu na wytrzymałość, podyktowanych ciśnieniem za sprężarką $P_2^* = P_2^*_{max}$; 3' — 3' — ograniczenie ze względu na napór dynamiczny $q_{max} = \frac{\rho}{2} P_H M^2$; 4 — 4 — ograniczenie możliwości wykorzystywania dopalacza ze względu na minimalne ciśnienie gazów za turbiną $P_4^*_{min}$

— ciśnienie powietrza za sprężarką lub napór dynamiczny określany liczbą M lotu i inne.

Najbardziej charakterystyczne dla silników turbinowych są ograniczenia maksymalnej prędkości obrotowej wirnika i maksymalnej temperatury gazów przed turbiną. Parametry te bardzo silnie wpływają na zapas wytrzymałości łopatek turbiny, co z kolei decyduje o niezawodności silnika podczas pracy na maksymalnym zakresie. Zwiększenie (np. podczas pracy silnika na maksymalnym zakresie) prędkości obrotowej n o 1%, gdy przekrój krytyczny dyszy $F_{kr} = const$, zmniejsza współczynnik bezpieczeństwa łopatek turbiny o 5–10%. Jest to wynikiem zwiększenia naprężeń od sił odśrodkowych i zmniejszenia wytrzymałości materiału łopatek na obciążenia długotrwałe z powodu wzrostu ich temperatury.

Do ograniczeń wytrzymałościowych należy również ograniczenie ze względu na maksymalnie dopuszczalną temperaturę powietrza przed wlotem do silnika T_H^* (T_H^* — temperatura całkowita). Ograniczenie to podyktowane jest w zasadzie tym, że wraz ze zwiększeniem temperatury T_H^* wzrasta temperatura powietrza wzdłuż sprężarki, a w następstwie tego wzrasta temperatura łopatek i innych elementów konstrukcji sprężarki. Jak wiadomo, zwiększenie temperatury materiału prowadzi do zmniejszenia wytrzymałości na obciążenia długotrwałe. Odpowiednio do tego ogranicza się maksymalne wartości liczby lotu M (od których zależy T_H^* — rys. 1) ze względu na niezawodność pracy silnika. Wielkość dopuszczalnej temperatury T_H^* zależy od właściwości wytrzymałościowych zastosowanych materiałów. Dopuszczalna jej wartość jest niewielka dla stopów lekkich (typu duraluminium) i odpowiednio wyższa dla stopów tytanu i stali. Ograniczenie ze względu na T_H^* może być także związane z granicznymi warunkami pracy instalacji olejowej lub instalacji chłodzenia silnika.

Ograniczenia ze względu na stateczną pracę sprężarki

Konieczność tego typu ograniczeń spowodowana jest tym, że dla silników o określonych programach regulacji podczas lotów zmienia się zapas statecznej pracy sprężarki. Ograniczenie to dotyczy przede wszystkim silników turbodrzutowych z nieregulowanymi, osiowymi sprężarkami.

Jak wiadomo, stateczna praca nieregulowanej osiowej sprężarki jest możliwa w określonym przedziale zmienności zredukowanej prędkości obrotowej n_{zr} . W programach regulacji, które oparte są na założeniu utrzymywania $n = const$ lub $n \approx const$, zredukowana prędkość obrotowa

$$n_{zr} = n \sqrt{\frac{288}{T_H^*}} \quad (1)$$

zmienia się odpowiednio wraz ze zmianą temperatury T_H^* w dość szerokim zakresie. Wraz ze wzrostem liczby lotu M_H temperatura T_H^* rośnie zgodnie z zależnością:

$$T_H^* = T_H \left(1 + \frac{k-1}{2} M_H^2 \right) \quad (2)$$

gdzie: T_H — temperatura statyczna, k — wykładnik adiabaty.

A zatem dla $n = const$ zmniejsza się wartość n_{zr} .

Jeżeli zredukowaną prędkość obrotową w standardowych warunkach na ziemi ($T_H^* = 288$ K) przyjąć za 100%, to np. na wysokości $H = 11$ km dla $M_H = 2$ zmniejszy się ona do 86%, a dla $M_H = 3$ do 69%. Zwiększenie wysokości lotu do 11 km, szczególnie w warunkach małych prędkości lotu i w niskich temperaturach otaczającego powietrza, może doprowadzić do zwiększenia n_{zr} nawet do 115% w stosunku do wartości obliczeniowej. Jak widać z rys. 2, taka zmia-

na n_{zr} może być dostateczna do spowodowania niestatecznej pracy nieregulowanej, osiowej sprężarki, ponieważ jej zapas statecznej pracy zbliża się wtedy do zera.

Ograniczenia ze względu na stateczną pracę kanału wlotowego

Najbardziej rozpowszechnionym ograniczeniem tego typu podczas lotów z dużymi prędkościami naddźwiękowymi jest zakaz cofania dźwigni sterowania silnikiem poza położenie odpowiadające maksymalnemu zakresowi. Ograniczenie to podyktowane jest tym, że podczas cofania dźwigni sterowania silnikiem zmniejsza się względna gęstość strumienia we wlocie sprężarki, co wymaga zmniejszenia przepustowości kanału wlotowego przez jego regulację. W warunkach dużych, naddźwiękowych prędkości lotu elementy regulacji mogą znajdować się już w skrajnym położeniu, ustalającym minimalną przepustowość.

Dalsze zmniejszenie przepustowości dla takiego położenia elementów regulacyjnych jest już niemożliwe. Cofnięcie dźwigni sterowania silnikiem w takim przypadku może wywołać pompaż kanału wlotowego. W celu zabezpieczenia kanału wlotowego przed możliwością niestatecznej pracy wywołanej przypadkowym lub nieświadomym cofnięciem dźwigni sterowania silnikiem przewiduje się zazwyczaj specjalny układ blokujący, który nie pozwala w określonych warunkach lotu (powyżej określonej prędkości lotu) na przesunięcie dźwigni sterowania silnikiem poniżej położenia odpowiadającego maksymalnemu zakresowi.

Ograniczenia ze względu na stateczną pracę komory dopalacza lub zasadniczych komór spalania

Praca komory spalania zależy w dużym stopniu od parametrów powietrza dostarczanego do komory i składu mieszanki paliwowo-powietrznej. Jak wynika z charakterystyk określających stateczność pracy komór dopalacza, podczas zwiększania wysokości lotu, zmniejszania prędkości lotu i zmniejszania prędkości obrotowej wirnika zwięża się zakres statecznej pracy komory dopalacza ze względu na zmianę sumarycznego współczynnika nadmiaru powietrza a_z (a_y — współczynnik nadmiaru powietrza w przekroju wlotowym komory dopalacza; rys. 3), który przedstawia sobą zależność:

$$a_z = \frac{G_{pow}}{(G_p + G_{pd}) L_0} \quad (3)$$

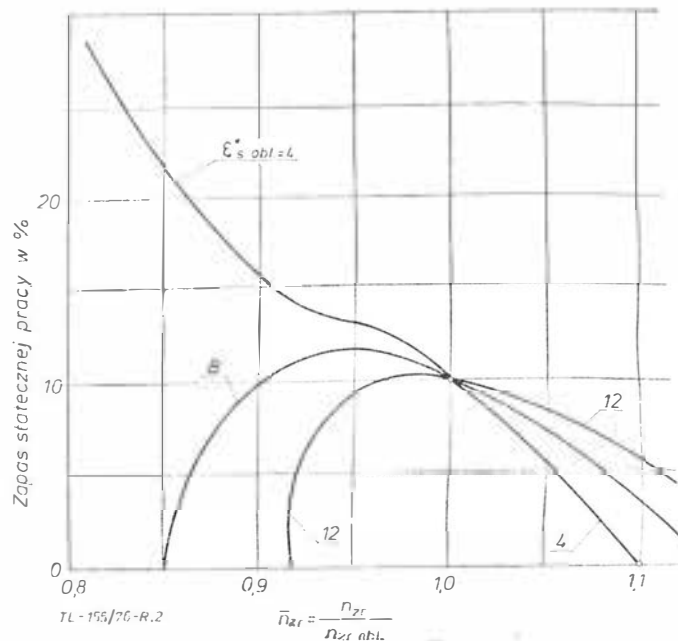
gdzie: G_{pow} — sekundowy wydatek powietrza, G_p — sekundowy wydatek paliwa w zasadniczych komorach spalania, G_{pd} — sekundowy wydatek paliwa w komorze dopalacza, L_0 — teoretyczna ilość powietrza potrzebna do spalania 1 kg paliwa.

W określonych warunkach, np. dla niektórych typów silników (dla $a_z < 1,2 \div 1,3$), w komorze dopalacza może wystąpić spalanie vibracyjne (rys. 6), które doprowadza często nie tylko do uszkodzenia komory, lecz także do zmęczenia uszkodzenia innych detali silnika.

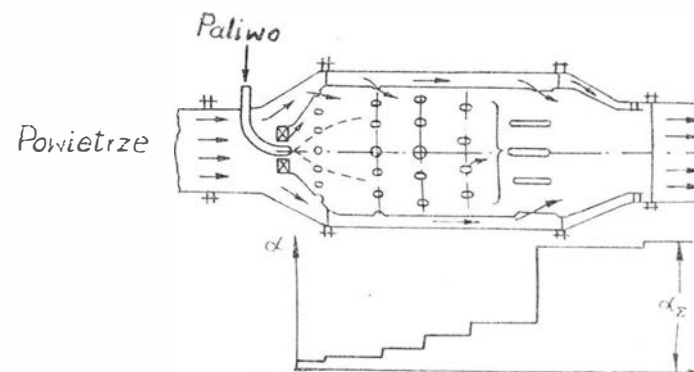
Zjawisko to powoduje określone ograniczenia. Podczas lotów na dużych wysokościach, kiedy silniki pracują w zakresie dopalania, instrukcje eksploatacji bardzo często zabraniają dławienia ich w zakresie od dopalania pełnego do dopalania minimalnego lub szybkiego przejścia (wtempie przyspieszenia) z maksymalnego zakresu do zakresu dopalania, ponieważ spowodowane tym zubożenie lub wzbogacenie mieszanki może doprowadzić do zerwania płomienia w komorze dopalacza.

Doświadczenia wykazują, że największy wpływ na pracę komór spalania wywiera wartość ciśnienia powietrza dostarczanego do komory. Zmniejszenie wartości ciśnienia doprowadza do pogorszenia warunków tworzenia się mieszanki, zmniejszenia prędkości spalania i do niepełnego spalania (rys. 4). Podczas lotów na dużych wysokościach pogarsza się także rozpylenie paliwa na skutek zmniejszenia wartości ciśnienia paliwa przed wtryskiwaczami. W tych warunkach może nastąpić zerwanie płomienia i samoczynne wyłączenie się z pracy komory spalania.

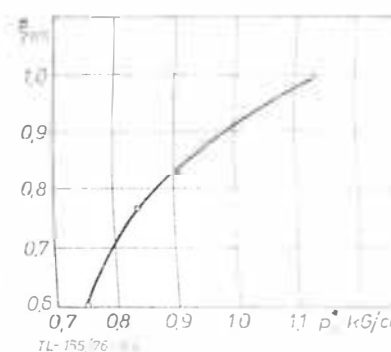
Jako kryterium ograniczające wysokość lotu (ze względu na pracę komór spalania) przyjmuje się wartość ciśnienia gazu doprowadzanego do komory. Ciśnienie to maleje wraz ze zwiększaniem wysokości i zmniejszaniem prędkości lotu. Warunkiem statecznego przebiegu procesu spalania w komorze dopalacza jest zapewnienie takiej wartości ciśnienia całkowitego za turbiną P_2^* , aby $P_2^* > P_{2, min}^*$, a dla zasadniczych komór — aby ciśnienie całkowite za sprężarką $P_2^* > P_{2, min}^*$. W trakcie obliczania charakterystyk silnika okre-



Rys. 2. Zmiana zapasu statecznej pracy silnika turbodrzutow z nieregulowaną osiową sprężarką w zależności od $\bar{n}_{zr}$ dla nych sprężów obliczeniowych $r_0^* obl$



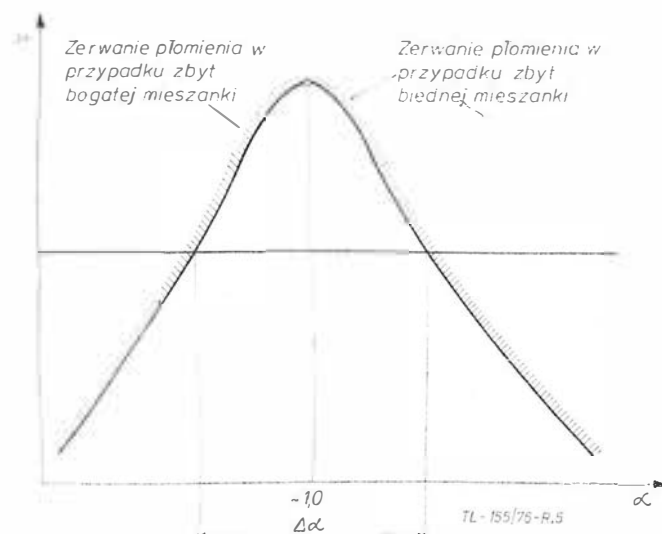
Rys. 3. Przebieg zmiany współczynnika nadmiaru powietrza wzdłuż zasadniczej komory spalania



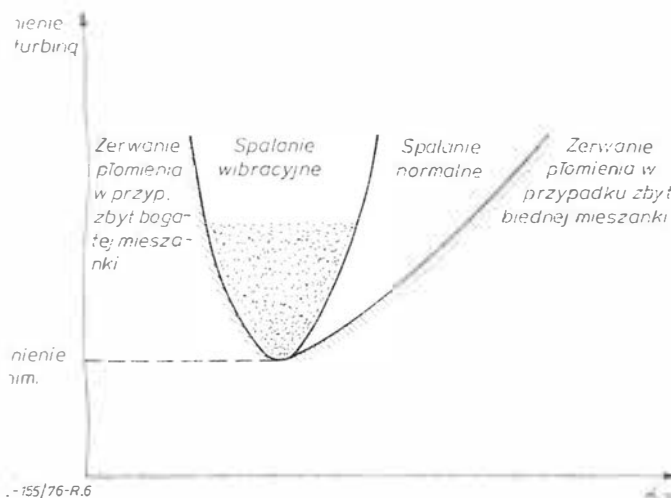
Rys. 4. Wpływ ciśnienia całkowitego za sprężarką P_2^* na współczynnik zupełności spalania ξ_{k_3}

śla się wartości ciśnień P_2^* i $P_{2, min}^*$ dla różnych liczb lotu M i dla różnych wysokości H , dlatego też określenie obszaru tego typu ograniczeń nie stanowi trudności.

Możliwe są także ograniczenia (dotyczące pracy komory dopalacza) polegające na zakazie włączania dopalacza podczas lotów na dużych wysokościach i z małymi prędkościami, tzn. w pewnych zakresach prędkości i wysokości lotu, kiedy $P_2^* < P_{2, min}^*$. Sens takich ograniczeń polega na tym, że pewność zapłonu paliwa w komorze dopalacza zależy w większym stopniu od wartości ciśnienia całkowitego za turbiną P_2^* niż od statecznego spalania pracującego w komorze dopalacza. Dlatego też, dla samolotów latających na dużych wysokościach z małymi prędkościami, nie zawsze nakładają się ograniczenia na pracę silnika z włączonym dopalaczem, natomiast zabrania się w określonych warunkach włącza-



5. Charakterystyka stateczności pracy komory spalania: $n_{\max}$ — maksymalna prędkość w przekroju wlotowym komory spalania; α — współczynnik nadmiaru powietrza w strefie spalania; $\Delta\alpha$ — przedział statecznego spalania



s. 6. Granice normalnego i wibracyjnego spalania paliwa w komorze dopalacza

a dopalacza. Dla wielu współczesnych samolotów, w celu uniknięcia montowania dodatkowego wskaźnika wartości nienia P_1^* lub specjalnego sygnalizatora reagującego z granicznych wartościach ciśnienia P_1^* , a tym samym ciążenia uwagi pilota, warunki w których można włączyć dopalacz ustala się mniej dokładnym, lecz prostym sposobem — po prostu podaniem w instrukcjach odpowiednich wartości wysokości i prędkości przyrządowej, w zakresie których można dopalacz włączać lub nie należy go łączyć. Dla wielu typów silników zabrania się włączania

dopalacza w czasie rozbiegu podczas startu lub bezpośrednio po oderwaniu samolotu. Tłumaczy się to tym, że podczas włączania dopalacza, na skutek wcześniejszego otwierania się segmentów dyszy regulowanej w stosunku do momentu podania paliwa do wtryskiwaczy dopalacza, występuje krótkotrwały spadek ciągu, który jest bardzo niebezpieczny dla pilota i samolotu w warunkach małych prędkości i wysokości lotu.

Ograniczenia ze względu na wydatek pomp paliwowych

Ograniczenia tego typu mają charakter konstrukcyjny, związany z niedostatecznym wydatkiem pomp paliwowych w określonych warunkach lotu samolotu.

Pompy zasadniczej instalacji paliwowej i instalacji paliwowej dopalacza oblicza się na określone, maksymalnie możliwe zużycie paliwa, które ustala się z warunku zabezpieczenia wszystkich najważniejszych zakresów lotu samolotu. Niewygodne jest stwarzanie znacznej rezerwy wydatku paliwa, ponieważ pociąga to za sobą zwiększenie rozmiarów i ciężaru pomp paliwowych.

W pewnych warunkach jest jednak możliwe, że pompa instalacji paliwowej dopalacza lub instalacji paliwowej zasadniczej osiągnie swój maksymalnie możliwy wydatek i dalsze jego zwiększanie jest niemożliwe. Wtedy to zapewnienie warunku regulacji $n \approx \text{const}$ dla silników turbodrzutowych lub $n \approx \text{const}$ i temperatury gazów w przekroju wylotowym dopalacza $T_g^* \approx \text{const}$ dla silników turbodrzutowych z dopalaczami staje się niemożliwe ze względu na niedostateczną ilość paliwa podawanego do komór spalania. Prowadzi to do zmiany charakterystyk zespołu napędowego, a przede wszystkim do zmniejszenia ciągu, co wywołuje nagłe pogorszenie charakterystyk lotnych w określonych przedziałach prędkości i wysokości lotu.

Największe zużycie paliwa dla silników turbodrzutowych i silników turbodrzutowych z dopalaczami odpowiada lotom wykonywanym w niskiej temperaturze otaczającego powietrza, na małych wysokościach i z dużymi prędkościami. Te warunki właśnie wyznaczają obszar ograniczeń ze względu na niedostateczną ilość podawanego paliwa. Wyznaczenie granicy tego obszaru nie przedstawia trudności, ponieważ podczas obliczania charakterystyk silnika określa się wszystkie parametry niezbędne do znalezienia wartości zużycia paliwa dla silnika turbodrzutowego i silnika turbodrzutowego z dopalaczem dla różnych wysokości i prędkości lotu. Obliczanie charakterystyk w obszarze ograniczeń zależy od warunków regulacji silnika w tym obszarze.

Nie wszystkie wymienione wyżej ograniczenia dotyczą każdego konkretnego typu silnika turbodrzutowego. W zależności od typu silnika, sposobu jego regulacji, samolotu, na którym jest zabudowany, warunków, w których jest eksploatowany i innych czynników liczba ograniczeń eksploatacyjnych może być większa lub mniejsza.

Dla samolotu jako całości dochodzą jeszcze inne ograniczenia, np. ze względu na minimalną prędkość ewolucyjną, stateczność i sterowność samolotu w określonych przedziałach prędkości i wysokości lotu itp.

LITERATURA

1. JU. N. NIECZAJEW i inni: Teoria awiacyjnych dwigatielej. Czast 2. 1972.
2. A. Ł. KLACZKIN: Teoria wozduszno reaktiwnych dwigatielej. Moskwa 1959.
3. W. S. STIECZKIN i inni: Teoria reaktiwnych dwigatielej. Moskwa 1958.

ERRATA

do Technicznego słownika lotniczego nr 46 (TLIA nr 10/76)

kst francuski:

12. Jest
lav.
cellule
longeron
aileron
d'anti-tab
(prin
d'atterrissage
(brak pozycji)
72
73

84 — monobloc
85

136
7 137 — le butoir, le arrêt t
8 138

9 a goupille

ekst polski:

1 przeciągania
RZEPRASZAMY

Powinno być

la v.
cellule
longeron
aileron
d'anti-tab
(prin-
d'atterrissage
72 — le atterrisseur principal
73
74

85 — monobloc
86

137
138 — le butoir, le arrêt, le limiteur de course
(usunąć)
la goupille

przeciąganie

(K. P.)

Automatyczne sterowanie anteny do łączności radioze sztucznymi satelitami Ziemi

Mgr inż. ANTONI

Opis monoimpulsowego układu sterowania anteny, opracowanego przez autora w Instytucie Telekomunikacji i Akustyki Politechniki Wrocławskiej. Charakterystyki zastosowanego w układzie silnika skokowego, komparatora, przetwornika analogowo-cyfrowego i elektronicznego komutatora.

Z chwilą wystrzelenia pierwszego sztucznego satelity Ziemi powstało wiele technicznych problemów, które z biegiem czasu zostają rozwiązywane. W szybkim tempie zaczęła rozwijać się łączność satelitarna, której zalety okazały się konkurencyjne [1, 2] dla tradycyjnych metod łączności dalekościowej.

Jednym z problemów jest śledzenie satelity przez stacje naziemne. Zagadnienie to upraszcza się, jeżeli satelita znajduje się na orbicie geostacjonarnej, lecz dla niskich orbit potrzebne są precyzyjne układy śledzące.

Do niedawna można było podzielić systemy śledzące na trzy kategorie:

- systemy śledzące radiolokacyjne,
- systemy śledzące dopplerowskie,
- systemy śledzące interferometryczne.

Pierwszy system jest przeznaczony do śledzenia satelitów, które nie mają na pokładzie przeznaczonych do tego celu radiolokacji; dwa pozostałe korzystają przy śledzeniu z sygnałów wysyłanych z satelity. Rozbicie to jest sztuczne i obecnie są już opracowane systemy kombinowane. W praktyce do celów radiokomunikacji (korzystanie z informacji przekazywanych przez satelity meteorologiczne) powszechnie są stosowane dwa podstawowe układy automatycznego śledzenia, wchodzące w skład systemów śledzących interferometrycznych.

Są to układy monoimpulsowy i z wirującą wiązką. Zasady działania tych układów oraz ich wady i zalety podane są w literaturze [3, 4, 5].

O wyborze układu automatycznego śledzenia decydują względy energetyczne (sprawność energetyczna toru zasilania anteny) oraz względy konstrukcyjne.

Układ monoimpulsowy zapewnia bardzo dużą sprawność energetyczną toru zasilania anteny, ponieważ można umieścić układy hybrydowe, wzmacniacz antenowy, mierzacz, wzmacniacz p.c.z. bezpośrednio przy źródle oświetlającym. Straty w torze zasilania anteny z monoimpulsowym układem śledzenia nie powinny być większe od 0,1 dB. Natomiast w przypadku układu z wirującą wiązką straty wynoszą około 1 dB [6]. W układzie monoimpulsowym straty energetyczne związane z procesem śledzenia są praktycznie pomijalnie małe, a w u-

kładach z wirującą wiązką straty te wynoszą około 0,5 dB.

Zastosowanie monoimpulsowego układu śledzenia zapewnia maksymalny stosunek mocy sygnału do mocy szumów P/N na wejściu odbiornika.

Układ sterowania anteny

Obecnie w systemach sterowania anten stosuje się kilka rozwiązań układowych. W praktyce o wyborze układu decyduje mechanizm wykonawczy, czyli rodzaj użytego silnika. Przy zastosowaniu silnika prądu stałego układ elektroniczny najczęściej zbudowany jest w oparciu o tyrystory.

Obecnie produkowane są nowe elementy wykonawcze, które znakomicie nadają się do potrzeb automatyki. Są to silniki skokowe. Schemat urządzenia sterującego anteną, wykorzystującego silniki skokowe, pokazano na rys. 1.

Jest to układ impulsowy, który może być sterowany z maszyny cyfrowej, co jest niewątpliwie jego zaletą. Kompletny układ sterowania ma dwa urządzenia przedstawione na rys. 1: jedno pracujące w płaszczyźnie azymutu, a drugie elewacji.

W artykule przedstawiono opracowany przez autora (w Instytucie Telekomunikacji i Akustyki Politechniki Wrocławskiej) projekt układu sterowania, będący realizacją zasad układu impulsowego, opartego na zastosowaniu silników skokowych.

Uzasadnienie użycia silnika skokowego w układzie sterowania anteny

Szybki rozwój automatyzacji przyczynił się do obracania wielu elementów, na które było zapotrzebowanie w nowoczesnych układach sterowania.

Omówienie charakterystyk silnika skokowego potwierdzi celowość jego wyboru jako napędu w układzie sterowania anteny satelitarnej. Charakterystykę mechaniczną silnika skokowego SK-160/50 zastosowanego w urządzeniu modelowym pokazano na rys. 2. Jak widać z rysunku, przebieg charakterystyki silnika $M = f(t)$ może być bardziej liniowy w przypadku włączenia w obwód jego uzwojeń dodatkowego opornika R.

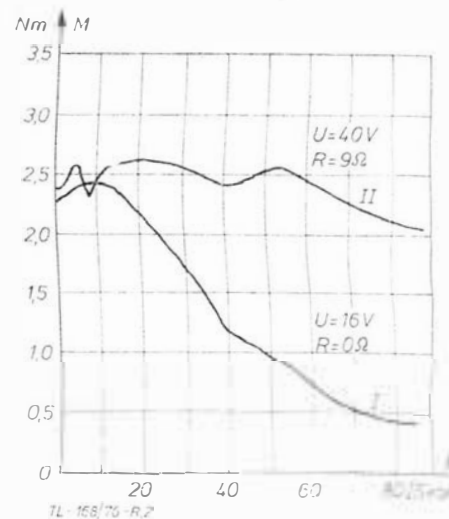
Charakterystyki mechaniczne silników skokowych znacznie różnią się od charakterystyk silników klasycznych. W określonych warunkach obciążenia prace silnika można podzielić na dwa zakresy A i B (rys. 3), zależnie od częstotliwości skoków.

W zakresie A silnik może pracować w układzie otwartym, bez sprzężenia zwrotnego. Należy to rozumieć w ten

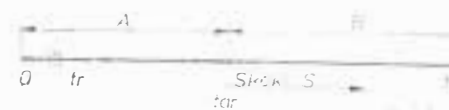
sposób, że rozruch lub zatrzymanie silnika może nastąpić w czasie jego impulsu sterującego. Silnik w zakresie, bez obawy przekłamań wtarcza na drodze kątowej otrzymuje impulsy elektryczne. Odpowiedź silnika na sygnał jest jednoznacznie ściśle określona.

Zakres pracy w przedziale A czyni się od $f = 0$. W pobliżu 0, w krótkim przedziale częstotliwości rzędu kilkunastu okresów, występuje rezonans drgań własnych f_r silnika, utrudniający lub nawet uniemożliwiający jego rozruch. Rezonans można zmniejszyć przez tłumienie typu ciowego lub magnetycznego. Częstota rezonansowa f_r zmienia się wraz z obciążeniem silnika i osiąga największą wartość dla $Mh = 0$.

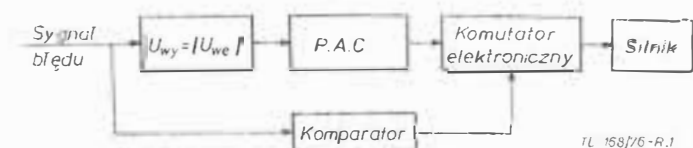
Granica między zakresem A i B jest częstotliwość, od której silnik nie



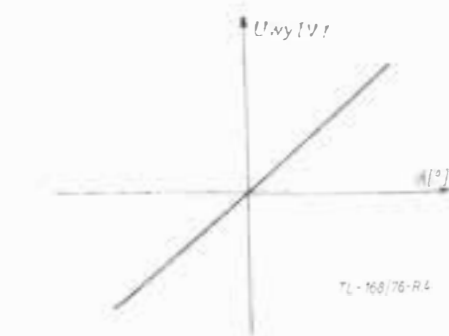
Rys. 2. Charakterystyki mechaniczne silnika typu SK-160/50 w funkcji częstotliwości zasilania przy różnych stopniach forsowania napięcia: krzywa I — opornik szeregowy wyłączony, krzywa II — włączony opornik $R = 9 \Omega$



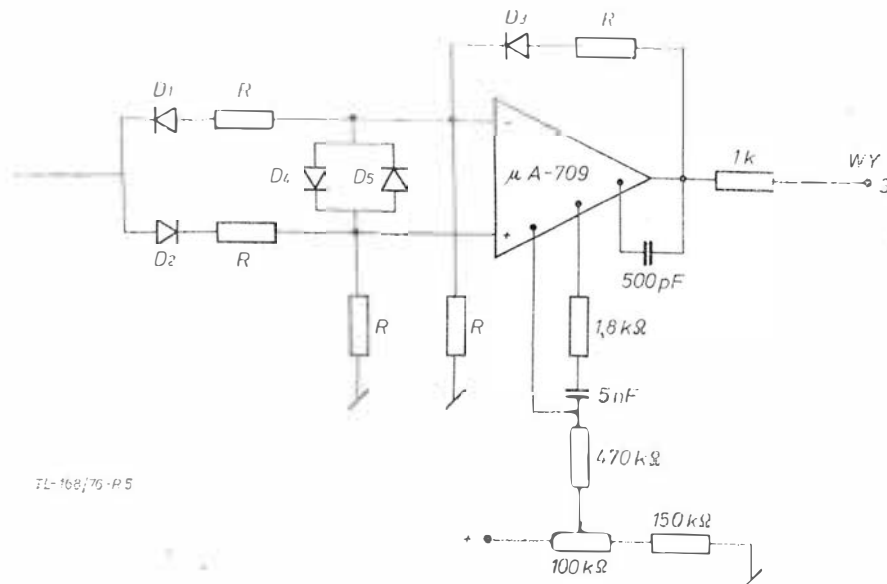
Rys. 3. Charakterystyczne przedziały pracy silnika skokowego w funkcji częstotliwości zasilania



Rys. 1. Schemat blokowy urządzenia sterującego anteną satelitarną wykorzystującego silniki skokowe

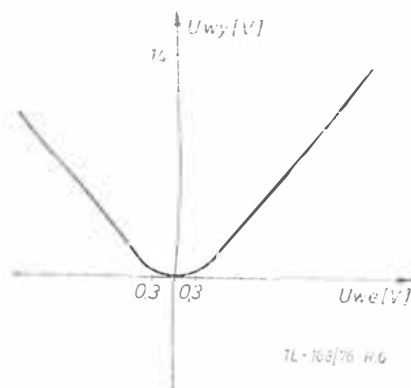


Rys. 4. Kształt sygnału błędny otrzymany z odbiornika



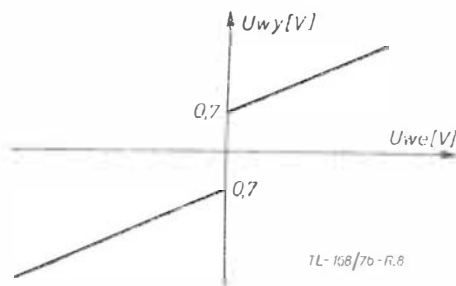
TL-168/76-P.5

5. Układ realizujący funkcję moduł z napięcia wejściowego



TL-168/76-R.6

6. Charakterystyka układu z rys. 5



TL-168/76-R.8

Rys. 8. Charakterystyka pierwszego stopnia W_1

Układ sterujący silnika skokowego umożliwia bezpośrednią współpracę z maszyną cyfrową. Silniki skokowe nie mają żadnych iskrzących elementów, co jest istotne w układach sterowania anten, w pobliżu których pracują urządzenia o dużej czułości. Ponadto gwarantują one precyzję ustawienia z dokładnością do 3° . Po dojściu do końcowych położenia mogą stać pod prądem dowolnie długo, bez obawy przeciążenia i bez zwiększania momentu obrotowego. W produkcji są kilkakrotnie tańsze od tarczowych silników prądu stałego; są też znacznie bardziej niezawodne.

Układ realizujący funkcję moduł z napięcia wejściowego

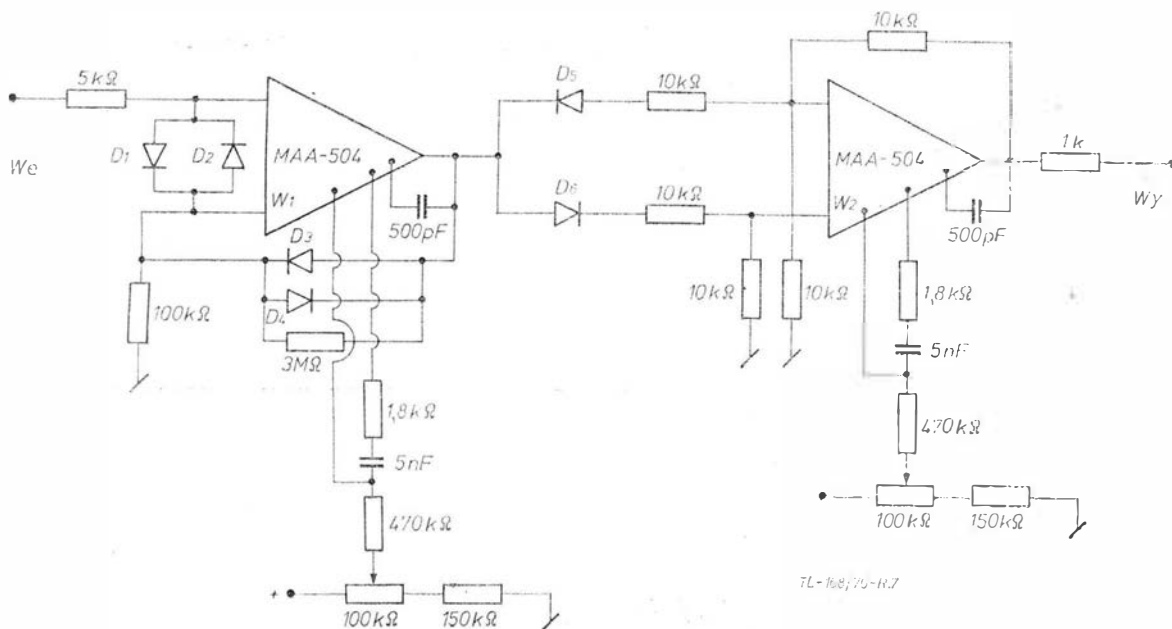
Sygnał błędny, jaki otrzymujemy z odbiornika do dalszego przetworzenia, ma przebieg pokazany na rys. 4, a zastosowany w układzie przetwornik analogowo-cyfrowy działa tylko na napięcia dodatnie lub ujemne. Zaistniała alternatywa następujących rozwiązań układowych:

— zastosować dwa przetworniki analogowo-cyfrowe: jeden na napięcie dodatnie, drugi na ujemne;

— zastosować przed przetwornikiem analogowo-cyfrowym układ realizujący funkcję modułu z napięcia wejściowego.

Po przeanalizowaniu możliwości wybrano rozwiązanie drugie. W przypadku zastosowania rozwiązania z dwoma przetwornikami przy przechodzeniu sygnału błędny przez zero mogłyby nastąpić dość duże przerwy w pracy urządzenia, co z kolei może spowodować stratę kontroli nad satelitą.

W zastosowanym rozwiązaniu można wyeliminować tę wadę pod wa-



TL-168/76-R.7

s 7 Układ realizujący funkcję $U_{wy} = |U_{we}|$ zastosowany w sterowaniu teny

ruszyć ani zatrzymać się w granicach jednego okresu. Zakres B charakteryzuje się tym, że ruch silnika z ruchu krocącego przechodzi w skutek zmagazynowania wirnika dużej energii kinetycznej w ruch ciągły obrotowy z modulacją częstotliwości. Zakres B pracy silnika kończy się przy częstotliwości, przy której silnik wypada z synchronizmu i zatrzymuje się.

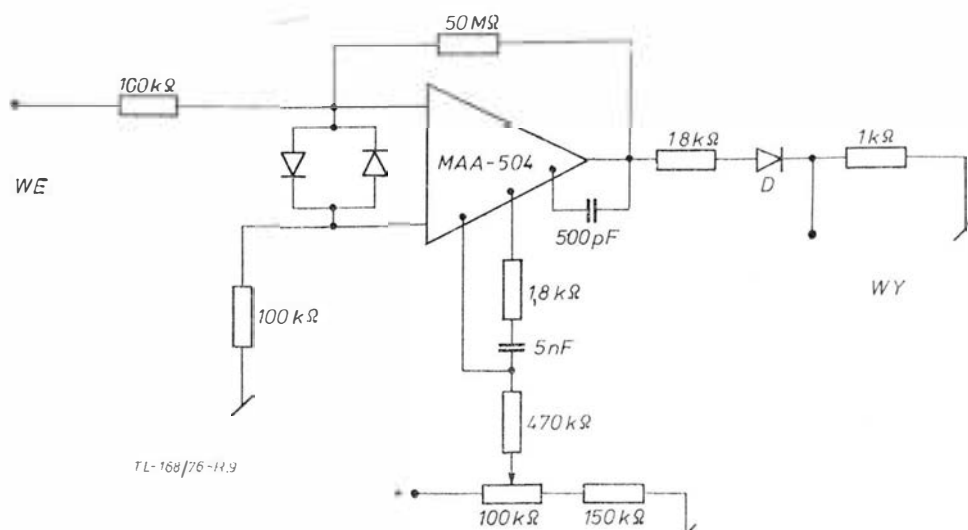
W zakresie B silnik powinien pracować w układzie regulacji zamknię-

tej, ze sprzężeniem zwrotnym. Silnik skokowy jest jedynym silnikiem wykonawczym mogącym pracować bez sprzężenia zwrotnego, gdyż położenie jego jest ściśle określone przez zadaną liczbę impulsów — oczywiście w przedziale częstotliwości A .

Zaletą tego rozwiązania jest prostota, a więc i duża niezawodność oraz niski koszt układu sterującego (zwłaszcza w obecnej dobie, kiedy nastąpił dynamiczny rozwój elektroniki).

runkiem, że układ realizujący funkcję modułu z napięcia wejściowego działa poprawnie.

Układ $U_{wy} = |U_{we}|$ zbudowano ze wzmacniaczami operacyjnymi, które ze względu na swoje właściwości nadają się do tego celu. Stosując wzmacniacze operacyjne urządzenie znacznie upraszczamy. W trakcie opracowywania układu, wykonano kilka modeli układu $U_{wy} = |U_{we}|$ i wybrano jeden, mający najlepsze parametry.



Rys. 9. Komparator zbudowany na wzmacniaczu operacyjnym

We wszystkich układach wykorzystano wzmacniacze operacyjne, wzorując się na układzie pokazanym w [10] (rys. 5).

W zależności od rodzaju zastosowanych diod układ zaczyna działać dopiero w momencie, gdy $U_{21} \geq 0.3V$ lub $U_{21} \geq 0.7V$, co jest zasadniczą wadą tego układu.

Charakterystyki diod D_1 i D_2 muszą być w znacznym stopniu zgodne z sobą. Przy dodatnim napięciu wejściowym U_{21} zostajeysterowane wejście E_1 wzmacniacza operacyjnego. Napięcie wyjściowe odpowiada napięciu wejściowemu. Dla ujemnych sygnałów wejściowych wzmacniacz pracuje w układzie odwracającym fazę. Napięcie wyjściowe U_{31} odpowiada napięciu wejściowemu, ma jednak dodatni znak. Dioda D_3 w gałęzi sprzężenia zwrotnego kompensuje nieliniowość diod wejściowych. Na wejściu wzmacniacza zastosowano diody zabezpieczające układ przed przesterowaniem. Przez odpowiedni dobór rezystancji R układ ma wzmocnienie równe jedności: $K_u = 1$ dla $U_{21} > 0$, $K_u = -1$ dla $U_{21} < 0$.

Wzmacniacz został skompensowany w typowym układzie. Charakterystykę układu pokazano na rys. 6.

Ostatecznie w systemie sterowania anteny zastosowano układ pozbawiony opisanych wad. Pokazano go na rys. 7, a zasada jego pracy jest następująca: pierwszy stopień W_1 , pracujący z nieliniowym sprzężeniem zwrotnym, dodaje do napięcia wejściowego z odpowiednim znakiem spadek napięcia na diodzie wejściowej w kierunku przewodzenia. Obecność diod w sprzężeniu zwrotnym powoduje, że charakterystyka pierwszego stopnia W_1 ma przebieg pokazany na rys. 8.

W rezultacie cały układ poprawnie realizuje funkcję modułu z napięcia wejściowego, już od napięć 10 mV. Maksymalne napięcie wyjściowe jest w praktyce ograniczone napięciem zasilania.

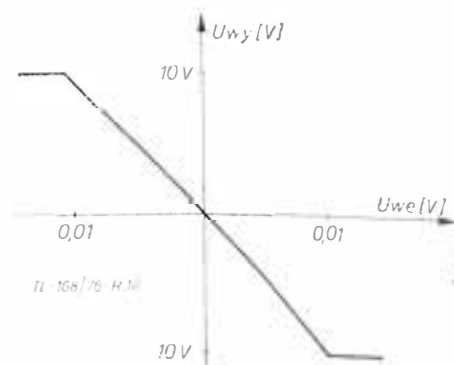
Komparator

W zależności od znaku napięcia błęd, komparator określa kierunek obrotu anteny w jej układzie sterowania.

W okresie wykonywania modelowego układu sterowania anteny komparatory scalone nie były dostępne na rynku krajowym. Jako komparator

wykorzystano wzmacniacz operacyjny pracujący z bardzo dużym wzmocnieniem (rys. 9).

Sygnał na wejściu rzędu 10 mV powoduje nasycenie wzmacniacza, na którego wyjściu włączona jest dioda określająca znak napięcia. Przy napięciu ujemnym otrzymujemy na wyjściu logiczne zero, a przy dodatnim logiczną jedynkę. Powyższe sygnały podawane są na komutator elektroniczny. Charakterystykę komparatora pokazano na rys. 10.

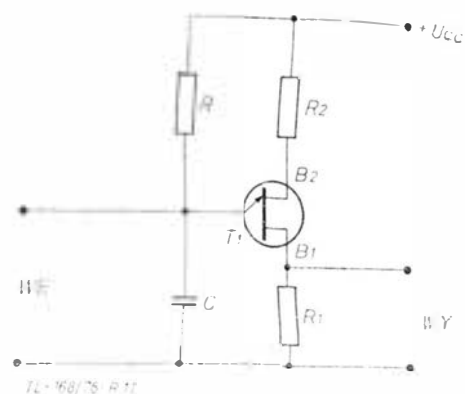


Rys. 10. Charakterystyka komparatora

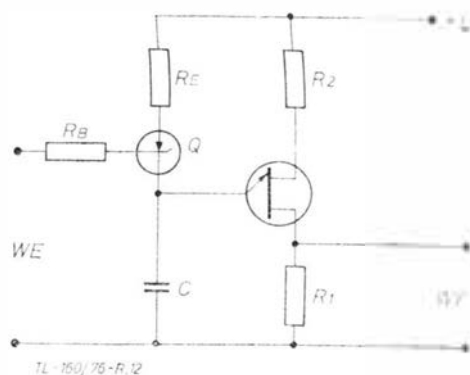
Przetwornik analogowo-cyfrowy

Korzystając z nowych przyrządów półprzewodnikowych pokazujących się na rynku; przetwornik analogowo-cyfrowy zaprojektowano i wykonano na tranzystorze jednozłączowym. Podstawowym elementem opisanego niżej przetwornika analogowo-cyfrowego jest generator relaksacyjny na tranzystorze jednozłączowym (rys. 11).

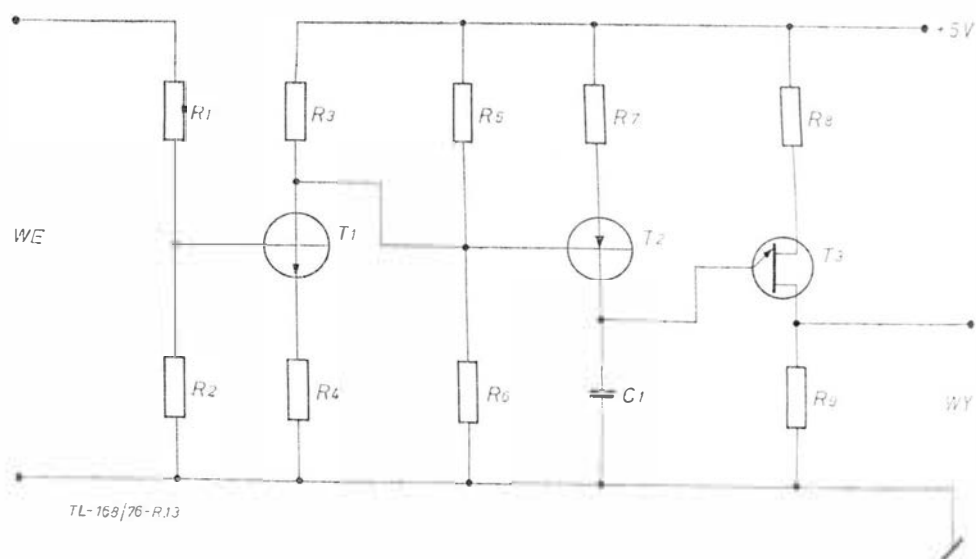
Praca w obszarze charakterystyki emiterowej tranzystora odpowiadającej ujemnym opornościom i stabilność napięcia V_b w punkcie maksimum prądu charakterystyki napięciowo-prądowej tranzystora jednozłączowego okazuje się wystarczającym warunkiem normalnego funkcjonowania generatora.



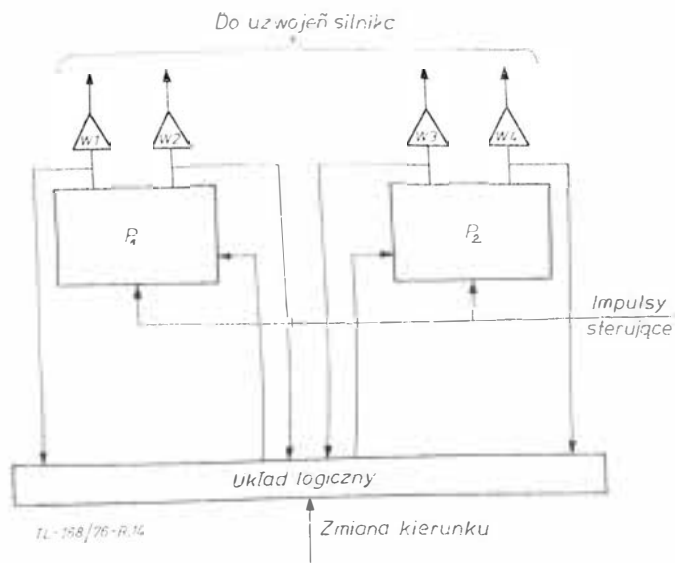
Rys. 11. Generator relaksacyjny na tranzystorze jednozłączowym



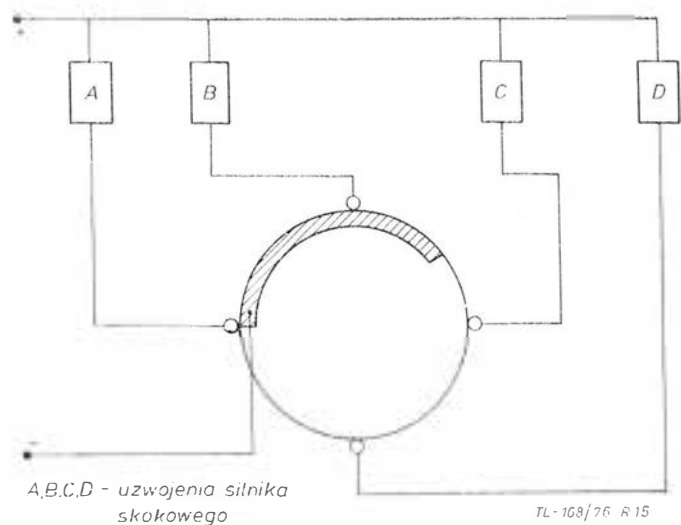
Rys. 12. Modyfikacja układu z rys. 11



Rys. 13. Przetwornik analogowo-cyfrowy



Rys. 14. Schemat blokowy komutatora elektronicznego



Rys. 15. Algorytm sterowania silnika skokowego

Modyfikacją układu z rys. 11 jest układ pokazany na rys. 12. W układzie tym można regulować prąd kolektora i jednocześnie czas, który jest potrzebny do osiągnięcia napięcia V_p przez ładującą się pojemność.

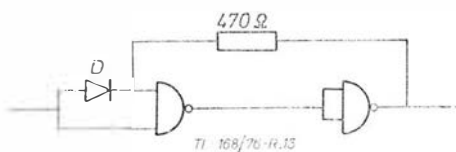
Tranzystor pracuje jako źródło prądowe przy danym prądzie bazy, który zależy od przyłożonego napięcia V_b .

Analityczna zależność między częstotliwością impulsów na wyjściu a napięciem wejściowym V_b jest następująca:

$$F = \frac{1}{V_p C} \frac{\left(\frac{h_{FE}}{R_E} \right) (V_B - V_{BE}) + (h_{FE} + 1) \frac{R_B}{R_E} + I_{CBO}}{\left[\left(\frac{R_B}{R_E} \right) + h_{FE} + 1 \right]}$$

Wszystkie wartości wchodzące w skład powyższego wyrażenia są parametrami tranzystora Q.

Przy wyprowadzaniu wzoru [6] założono, że stały czas rozładowania pojemności jest bardzo mały, a tranzy-



Rys. 16. Przerzutnik Schmitta

J	K	Q_1	Q_1^{t+1}
0	0	0	0
0	0	1	1
0	1	0	0
0	1	1	0
1	0	0	1
1	0	1	1
1	1	0	1
1	1	1	0

TL-168/76-R.17

Rys. 17. Tabela działania przerzutnika J-K

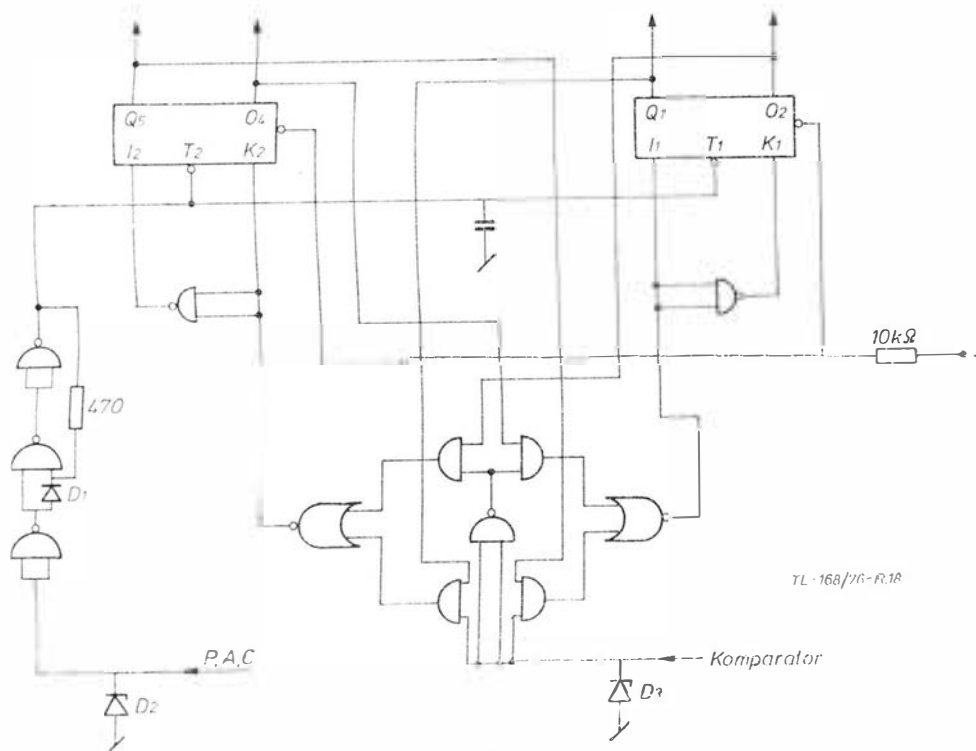
stor Q pracuje w funkcji źródła prądu stałego.

Z podanego wzoru widać, że zerowy prąd kolektora ma zasadniczy wpływ na częstotliwość powtarzania impulsów. Z tego względu najlepszym rozwiązaniem jest zastosowanie zamiast tranzystora Q elementu o małym prądzie zerowym. Warunek ten spełniają tranzystory krzemowe. Rezystancja R_E zabezpiecza sprzężenie zwrotne prądowe i zwiększa stabilność układu, tj. zmniejsza wpływ prądu I_{CBO} jako destabilizującego czynnika.

Rezystor R_B dobiera się tak, aby zapewnić odpowiednią oporność wejściową przetwornika oraz uwzględnić stabilność napięcia V_p odpowiadającego maksymalnemu prądowi w napięciowo-prądowej charakterystyce tranzystora. Parametry h_{FE} i V_{BE} mogą być przyjęte jako stałe. Ostatecznie w układzie sterowania anteny przyjęto układ przetwornika analogowo-cyfrowego pokazany na rys. 13.

Komutator elektroniczny

W układach impulsowych niezależnie od liczby uzwojeń silnika skokowego sygnał sterujący jest przekazywany w formie ciągu jednokanałowych impulsów, czyli w pojedynczym kodzie cyfrowo-impulsowym. Rozdział impulsów na kolejne uzwojenia silnika następuje w komutatorze elektronicznym (rys. 14).



TL-168/76-R.18

Rys. 18. Schemat ideowy komutatora elektronicznego

Komutator elektroniczny powinien spełniać algorytm sterowania silnika skokowego pokazany na rys. 15. Algorytm sterowania jest wynikiem rozłożenia uzwojeń silnika w czterech osiach. Przesunięcie czasu włączania prądu w kolejnej osi uzwojenia wynosi jeden impuls, a czas przepływu prądu w każdym uzwojeniu trwa dwa impulsy, po czym następuje przerwa wynosząca również dwa impulsy.

Przy projektowaniu komutatora elektronicznego spełniającego powyższy algorytm skorzystano z układu zamieszczonego w [17].

W celu poprawienia kształtu impulsów [18] przychodzących z przetwornika, układ został uzupełniony na wejściu przerzutnikiem Schmitta (rys. 16).

Na wejściu przerzutników J.K. podane są z odpowiedniego układu logicznego sygnały, które w takt impulsów z P.A.C. zapalają lub gaszą odpowiednie przerzutniki. Tabelę stanów działania układu przedstawiono na rys. 17. Schemat ideowy komutatora pokazano na rys. 18. Diody D_2 i D_3 zabezpieczają układy scalone przed przesterowaniem.

Jak widać z tabeli stanów komutatora elektronicznego, przy logicznej jedynce silnik obraca się w prawo; kie-

runek obrotu zmienia się na przeciwny przy logicznym zerze na wyjściu komparatora.

Wzmacniacz sterujący uzwojenia silnika

Na wyjściach komutatora elektronicznego znajdują się wzmacniacze prądu stałego, zasilające uzwojenia silnika skokowego.

Ponieważ są to typowe wzmacniacze, o odpowiedniej mocy wyjściowej wymaganej przez silnik, nie będą omawiane w tym opracowaniu.

LITERATURA

1. Technika łączności satelitarnej jako uzupełnienie dotychczasowej techniki teletransmisji. Tłumaczenie z języka niemieckiego. Przekład Telekom. Liter. z. 24, s. 1-50.
2. Analiza pracy łączności satelitarnej. Wiadomości Telekomunikacyjne 1969 (t. 9) nr 8, s. 49-57.
3. M. SKOLNIK: Wwiedzenie w Techniku Radiolokacyjnych sistem. Moskwa 1969 MIR.
4. R. S. BERKOWITZ: Sowremennaja radiolokacja. Sowietkoje radio, Moskwa 1969.
5. R. C. HAUSEN: Microwave scanning antennas. V.J. New York and London 1966.

6. U.S. Department Of Commerce National Oceanic and Atmospheric Administration. National Euvirone Satellite Service, NOAA Tech Memorandum NESS — 35, Modified the improved TIROS Operational tellite. ITOS, D-G Artur Schable shington D.C. April 1972.
7. Elektropribory s poluprowodnikow upravlenniami, systemy s szagow dwigatelami. Energia 1964.
8. M. KOWALSKI, E. PRZYBYSZ: Pr rowane układy scalone do zastoso krajowych. Pomiary, Automatyka, h trola 1973 nr 2.
9. M. GOTFRYD: Informacja własna.
10. K. SÜNZEL: Schaltungstechnik operationhrersterken. Funk Tech. 1971 nr 3.
11. J. LUCIŃSKI: Układy tyrystorowe.
12. A. LIBURA, M. NADACHOWSKI: P tworniki analogowo-cyfrowe. Warsz. 1973 WNT.
13. Dwuchwchodne diody w automat Moskwa 1972 Energia.
14. O. SWARUP, H. BENEJEEF: Lir voltage to frequency and voltage pulse with convertes using unijune transistors. Int. J. Elektron 1972 (3 ÷381).
15. B. PAŁCZYŃSKI, W. STEFAŃSKI: I jektowanie układów z przyrząd półprzewodnikowymi.
16. Siemens. Halbleiter — Datenbuch 196 Standard — Typen.
17. Philips Data Handbook Part 6. 1971
18. J. KALISZ, I. ORZECZOWSKI, T. I DECKI, A. WIECIAŁ: Cyfrowe ukł scalone TTL i ich zastosowanie. Oś dek Informacji o Energii Jądrow Warszawa 1971.

Azotowanie stali martenzytycznych utwardzonych wydzieleniowo typu maraging

Mgr inż. WALDEMAR BIŁO
Politechnika Warszawska

Wyniki prac nad azotowaniem stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo, prowadzonych przez radzieckie i amerykańskie ośrodki naukowo-badawcze. Badania zmęczenia, ścieralności i strukturalne, wskazujące na wyraźne polepszenie własności stali w wyniku procesu azotowania. Optymalne warunki procesu.

Własności mechaniczne i konstrukcyjno-technologiczne stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo sprawiły, że zostały one szybko przyswojone przez przemysł. Rosnące wymagania nowoczesnej technologii zainicjowały poszukiwanie możliwości polepszenia niektórych własności, jak np. odporności tych stali na zużycie przez tarcie z równoczesnym podwyższeniem twardości powierzchniowej za pomocą obróbki cieplno-chemicznej.

Jedną z metod umożliwiających wzrost tych parametrów jest proces azotowania. Dane dotyczą azotowania stali maraging, oznaczonych N18K9M5T [1] oraz 18Ni250, 18Ni300 i 12-5-3 [2], których składy chemiczne podano w tablicy 1. Azotowanie prowadzono w atmosferze dysocjującego amoniaku o stopniu dysocjacji 25% NH_3 .

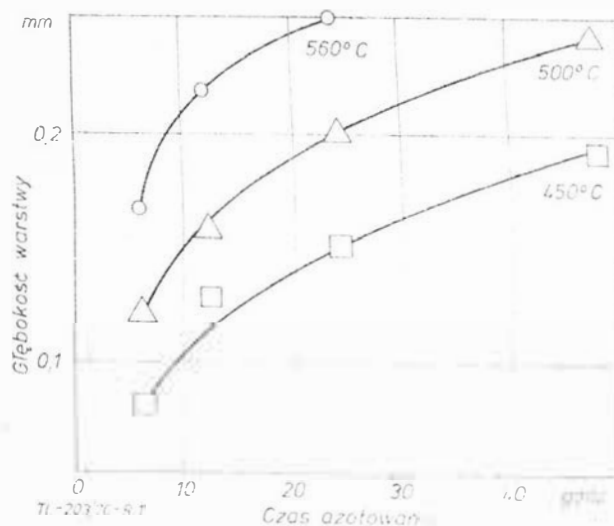
Temperatura i czas procesu azotowania

Pokrywanie się zakresu temperatur starzenia stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo z zakresem temperatur procesu azotowania umożliwia prowadzenie tych zabiegów jednocześnie [3]. Stwarza to jednak trudności w doborze optymalnej temperatury procesu, która jest jednym z głównych czynników wpływających na grubość i twardość warstwy dyfuzyjnej (rys. 1, 2a, 2b, 4), przy czym zbyt wysoka temperatura może powodować powtórna austenityzację, obniżając tym samym własności wytrzymałościowe stali.

Z danych opublikowanych w pracach [1], [2] wynika, że najbardziej ekonomiczny i właściwy jest zakres temperatur od 450-500°C. Próby azotowania w wyższych temperaturach [1] (np. 560°C) pozwoliły wprowadzić na uzyskanie grubszych warstw dyfuzyjnych, zaobserwowano

jednak jednocześnie spadek twardości powierzchniowej. Obniżenie twardości powierzchniowej wiąże z koagulacją azotków molibdenu i tytanu, które decydują o twardości warstwy. Na obniżenie twardości rdzenia natomiast mogą mieć wpływ dwa czynniki, a mianowicie wzrost wydzielen fazy międzymetalicznej oraz powtórne przejście części martenzytu w austenit.

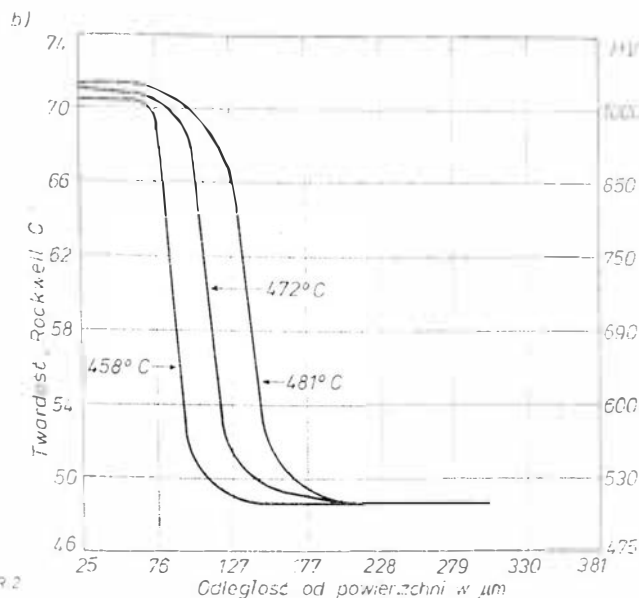
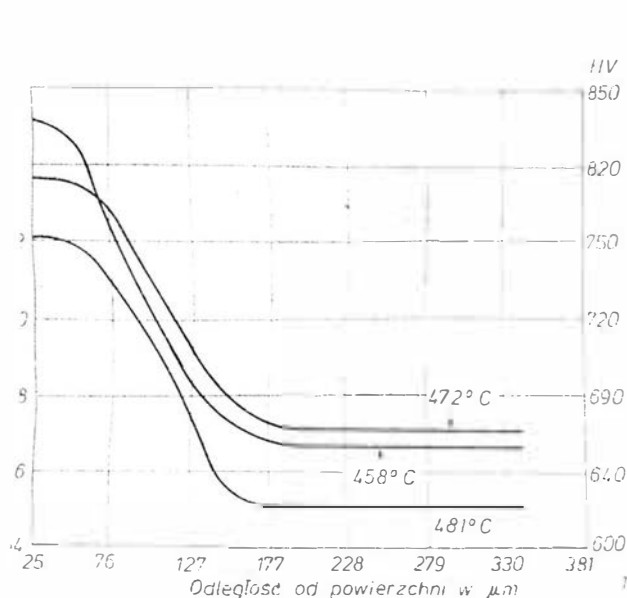
Czas, który podobnie jak i temperatura wpływa na grubość warstwy dyfuzyjnej, nie wpływa w większym stopniu na twardość powierzchniową. Należy jednak unikać wydłużania czasu azotowania, szczególnie w wyższych temperaturach, gdyż próby azotowania przeprowadza-



Rys. 1. Wpływ parametrów azotowania na głębokość warstwy dyfuzyjnej (cyfry przy krzywych oznaczają temperaturę procesu)

a. 500°C dla czasów 24÷48 h dowiodły znacznego i twardości warstwy dyfuzyjnej (rys. 4). Własności warstw dyfuzyjnych uzyskano dzięki azotowaniu w temp. 450°C w czasie 48 h

Uzyskana na tej stali warstwa dyfuzyjna jest grubsza i ma wyższą twardość powierzchniową niż azotowana w tych samych warunkach stal 18Ni250. Spowodowane to jest dodatkową zawartością Cr i większą zawartością Al.



2. Wpływ temperatury na twardość powierzchniową i głębokość warstwy dyfuzyjnej [2]: a — azotowanie stali 18Ni250, b — azotowanie stali 12-5-3

w temp. 500°C w czasie 24 h. Na rys. 4 pokazano wpływ temperatury i czasu na twardość warstwy dyfuzyjnej.

Struktura, grubość i twardość warstwy dyfuzyjnej

W wyniku procesu azotowania przy wyżej podanych parametrach uzyskuje się warstwę dyfuzyjną o grubości 0,25 mm i twardości rzędu 900 HV. Wykazuje ona charakterystyczną budowę i składa się z dwóch stref. Pierwsza — przy powierzchni jako biała, nie trawiąca — zbudowana jest z fazy ε (rys. 5 i 6). Pod nią znajduje się strefa druga, zbudowana z mieszaniny faz α i azotków o budowie charakterystycznej dla martenzytu drobnoiglastego. Brak wyraźnej granicy między warstwą naazotowaną a rdzeniem próbki stali maragingowej o dobrym powiązaniu z osnową.

TABLICA 2. Właściwości mechaniczne stali 18K9M5T po różnego rodzaju obróbce cieplnej i cieplno-chemicznej [1]

Rodzaj obróbki	R_m	$R_{0,2}$	Z [%]	R_u	R_{el}/R_m	Twardość [kGm/cm ²]	
	[kG/mm ²]					Mesna- gera [KM]	Charpy- ego [KV]
Starzenie się w temp. 500°C przez 1 godz.	170	161	58	216	1,3	6,8	5,0
Azotowanie w temp. 500°C przez 24 godz.	150	143	29	208	1,39	4,9	5,3
Azotowanie w temp. 450°C przez 48 godz.	170	160	30	220	1,29	4,4	5,0

TABLICA 3. Właściwości mechaniczne stali 18Ni250 oraz 12-5-3 azotowanych w różnych temperaturach [2]

Znak stali	Temperatura azotowania [°C]	Granica plastyczności $R_{0,2}$ [kgf/mm ²]	Wytrzymałość na rozciąg. R_m [kgf/mm ²]	Wydłużenie A_4 [%]	Przewężenie Z [%]
18Ni250	458	191,03	196,00	3,0	4,5
	472	190,68	197,89	6,0	24,2
	481	177,87	183,89	3,5	7,2
12-5-3	458	136,85	145,95	10,5	48,7
	472	132,51	144,48	10,5	40,5
	481	131,60	144,97	8,5	22,5

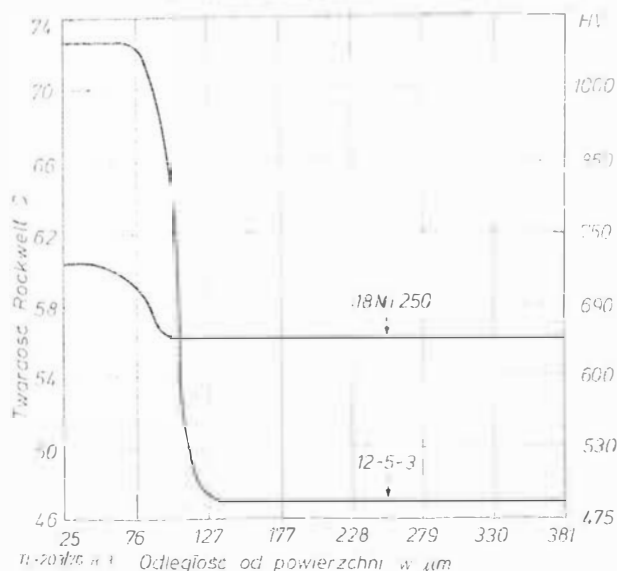
TABLICA 1. Składy chemiczne stali użytych do badań azotowania

Znak stali	Skład chemiczny stali [%]										
	Ni	Co	Cr	Mo	Al	Ti	C	Mn	Si	S	P
18Ni250	18,0	7,5	—	4,8	0,10	0,40	0,015	0,05	0,05	—	—
18Ni300	18,0	9,0	—	4,8	0,10	0,60	0,015	0,05	0,05	—	—
12-5-3	12,0	—	5,0	3,0	0,10	0,20	0,015	0,05	0,05	—	—
18K9M5T	18,49	9,05	0,002	5,09	0,07	0,66	0,012	sl.	0,012	0,006	0,005

Uwaga: stale 18Ni300 oraz 18K9M5T są tego samego gatunku

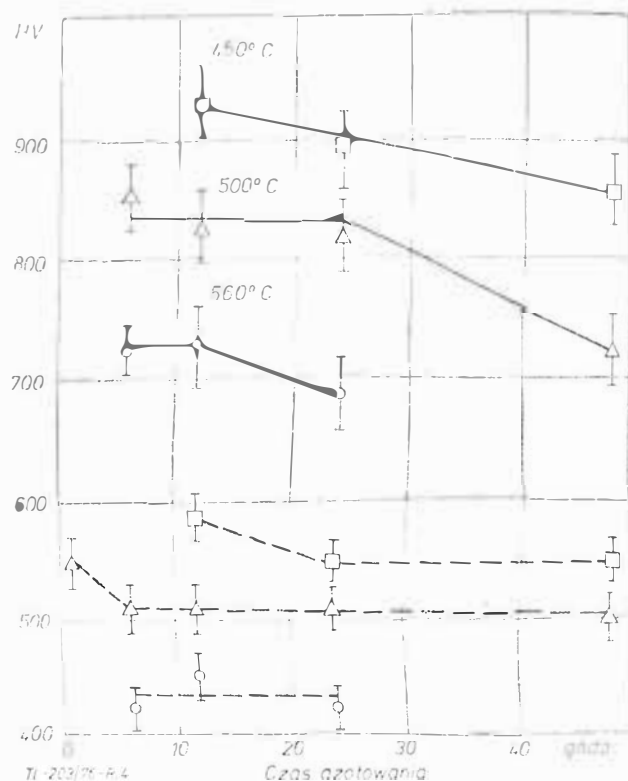
TABLICA 4. Szybkość korozji stali 18K9M5T w sztucznej wodzie morskiej [1]

Czas trwania badania [h]	Szybkość korozji [mm/rok]	
	po starzeniu 500°C—1 h	po azotowaniu 500°C—24 h
100	0,003	0,011
250	0,003	0,011
500	0,013	0,016
1000	0,022	0,020
2000	0,020	0,024
3000	0,014	0,023



Rys. 3. Wpływ składu chemicznego stali na twardość powierzchniową warstwy dyfuzyjnej (temperatura procesu azotowania 486°C, czas 24 h) [2]

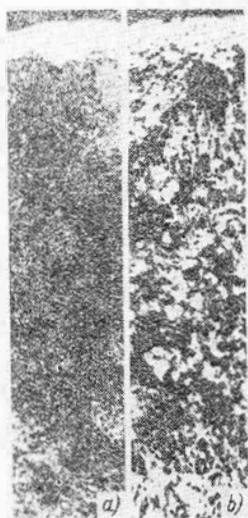
Rys. 4. Wpływ parametrów azotowania na twardość warstwy dyfuzyjnej i rdzenia [1]; oznaczenia: linia ciągła — twardość powierzchniowa, linia przerywana — twardość rdzenia



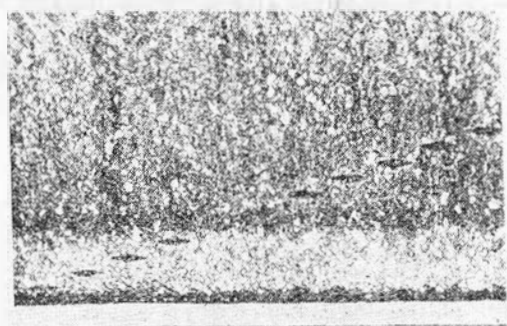
Własności mechaniczne

Proces azotowania korzystnie wpływa na niektóre własności mechaniczne. Obniża się wprawdzie w niewielkim stopniu plastyczność i wytrzymałość doraźna (tabl. 2), wyraźnie natomiast wzrasta wytrzymałość zmęczeniowa (rys. 7). Badania udarności wykonane na próbkach typu Charpy oraz Mesnagera wskazują, że proces azotowania nie uwalnia stali na koncentratory naprężeń [1].

W tablicy 3 przedstawiono własności mechaniczne stali 18Ni250 oraz 12-5-3 po azotowaniu w różnych temperaturach.



Rys. 5. Mikrostruktura warstwy azotowanej stali 18K9M5T pow. $\times 500$ [1]: a — azotowanie w temperaturze 500°C, czas 12 h; b — azotowanie w temperaturze 450°C, czas 48 h



Rys. 6. Mikrostruktura warstwy azotowanej stali 18Ni250: czas azotowania 48 h w temperaturze 458°C [2]

Odporność na ścieranie

Azotowanie wyraźnie zwiększa odporność stali na zużycie przez tarcie. Badania ścieralności w warunkach tarcia ślizgowego (rys. 8) przeprowadzone na urządzeniu MT-1 wykazały, że stal 18K9M5T w stanie starzonym bez dodatkowego azotowania ulega intensywnemu zużyciu, nawet przy małych obciążeniach elementu ścierającego, np. przy docisku 13,1 kG/cm² (siła obciążająca element ścierający $R = 50$ kG) zużycie próbki w postaci płytki i wirującego kółka jako elementu ścierającego wynosiło odpowiednio 1915 mg i 807 mg [1]. Jednocześnie zmieniały się wymiary próbki. Natomiast próbki azotowane wykazywały doskonałą odporność na zużycie przy wszystkich możliwych do zastosowania obciążeniach, przy czym przy maksymalnym obciążeniu, tj. 52,4 kG/cm² ($R = 200$ kG), ubytek masy próbki nie przekraczał 2 mg.

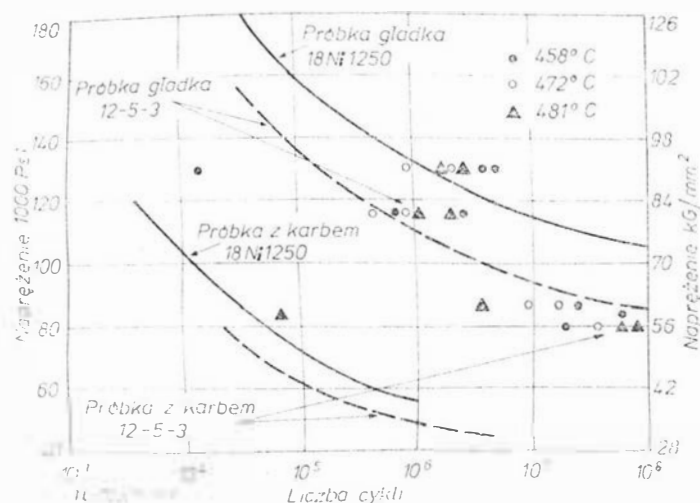
Zużycie elementów ścierających (kółek) po azotowaniu w temp. 450°C przez 48 godzin nie przekraczało 3 mg i tylko po azotowaniu w temp. 500°C przez 24 godziny zwiększyło się do 20 mg. W żadnym przypadku nie zaobserwowano zmian wymiarów próbek azotowanych.

Powierzchnie próbek po badaniu były błyszczące, gładkie, bez śladów zatarcia i pittingu. Podobne wyniki badań uzyskano w pracy [2]. Przeprowadzony test Hoffmana wykazał, że próbki azotowane wytrzymały maksymalnie możliwe do zastosowania obciążenie rzędu 156 kG/mm², podczas gdy nieazotowane ulegały zniszczeniu już przy 28 kG/mm². Podobnie jak poprzednio, nie stwierdzono pittingu czy też odpryskiwania warstwy dyfuzyjnej, pomimo że temperatura próbek dochodziła pod koniec próby do 150–200°C, przy wartości współczynnika tarcia rzędu 0,05 ÷ 0,06.

Odporność na korozję

Stal 18K9M5T nie należy wprawdzie do stali nierdzewnych, niemniej jednak w literaturze spotyka się dane dotyczące jej dobrej odporności na korozję w wodzie morskiej. W związku z tym przeprowadzono badania [1] na szybkość korozji stali 18K9M5T w sztucznej wodzie morskiej. Rezultaty badań przedstawiono w tabl. 4. Z danych tych wynika, że azotowanie nie wpływa ujemnie na własności antykorozyjne tej stali, o czym świadczy niewielki stopień korozji zaobserwowanej po 3000 h badań. Maksymalna szybkość korozji wynosiła 0,025 mm/rok, co odpowiada jednostkowej szybkości korozji w stali całkowicie odpornej. Przypuszcza się, że do większych ubytków może dopuszczać faza ϵ .

Należy zaznaczyć, że uzyskane wyniki dotyczą próbek azotowanych w temp. 500°C w czasie 24 h, a więc o procesie, po którym nie należy spodziewać się wzrostu własności antykorozyjnych. Właściwy proces azotowania



Rys. 7. Wpływ azotowania na wytrzymałość zmęczeniową stali maraging [2]; krzywe ciągłe obrazują wyniki badań zmęczeniowych na próbkach gładkich, natomiast przerywane — na próbkach z karem $\alpha_k = 2,2$

antykorozyjnego przeprowadza się w temp. 430°C, uzyskując warstwę dyfuzyjną grubości rzędu 0,03÷0,04 mm, zabezpieczającą metal przed korozją.

Zmiany wymiarów podczas procesu azotowania

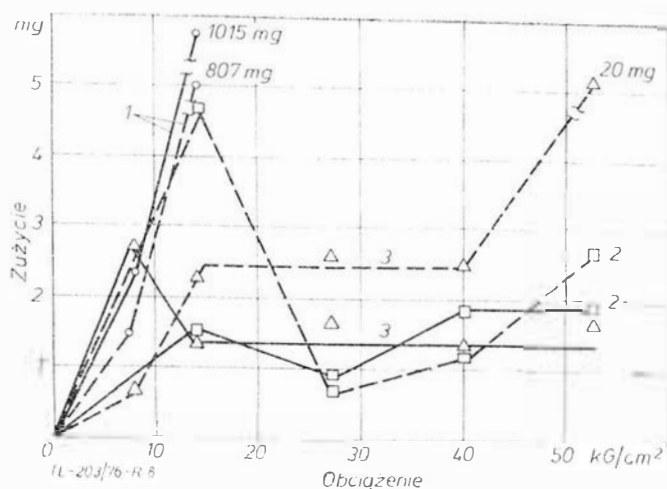
Deformację przedmiotów azotowanych obserwowano [1] na próbkach w postaci pierścieni o wymiarach $\varnothing$ zewn. 31 mm i grubości 2 mm.

Odnotowano niewielkie zwiększenie wymiarów, które dla procesu azotowania w temp. 500°C przez 24 h i 450°C przez 48 h było identyczne i wynosiło około 0,1% po szczególnego wymiaru. Na tej podstawie można stwierdzić, że proces azotowania powoduje nieznaczne zmiany wymiarowe w przedmiotach wykonanych ze stali maraging.

Wnioski

● Azotowanie stali utwardzonych wydzieleniowo pozwala na uzyskanie niekruchych, mocno związanych z osnową warstw dyfuzyjnych o grubości 0,2÷0,25 mm i o wysokiej twardości powierzchniowej, sięgającej 900 HV.

● Proces azotowania wyraźnie polepsza odporność stali na ścieranie oraz jej wytrzymałość zmęczeniową.



Rys. 8. Wpływ obróbki cieplnej i dyfuzyjnej na ścieralność w warunkach tarcia ślizgowego stali N18K9M5T; czas trwania badań 25 h; oznaczenia: 1 — starzenie 500°C, czas 1 h; 2 — azotowanie w temperaturze 450°C w czasie 48 h; 3 — azotowanie w temperaturze 500°C w czasie 24 h; linia ciągła — zużycie próbek, linia przerywana — zużycie elementów ścierających (kółek)

● Na przykładzie badań na stali N18K9M5T można stwierdzić, że stale maraging nie tracą po azotowaniu swoich własności antykorozyjnych.

● W celu uzyskania warstw dyfuzyjnych o odpowiedniej głębokości i wysokiej twardości powierzchniowej należy łączyć proces starzenia z procesem azotowania prowadząc je w atmosferze zdysocjowanego amoniaku o stężeniu dysocjacji 25% NH_3 przy parametrach: 450°C w czasie 48 h lub 500°C w czasie 24 h.

● Produkowane przez H. Baildon-Mikrohutę stale martenityczne utwardzane wydzieleniowo (maraging) o znakach N18K8M5T (18Ni250), N18K9M5T (18Ni300) oraz H10N7K9M5 (nierdzewne) powinny być poddane badaniom azotowania, w wyniku których należałoby ustalić optymalne warunki tego procesu i uzyskiwane własności.

LITERATURA

1. E. S. CYRLIN: Azotowanie martensitostarzejących stali N18K9M5T. *Metallovedenie i Termicheskaja Obrabotka Metalow* 1971 nr 4.
2. A. GRAAE: How to nitride maraging steels. *Metal Progress* 1967 nr 92 (July).
3. A. BALUL, J. CHODOROWSKI: Stale konstrukcyjne wysokiej wytrzymałości typu maraging. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* 1974 nr 7.

Dokończenie ze s. 14

przewodzą na Pe-2R 162, a nie 400 prób w locie. O próbach silników RD-2 i RD-3 brak konkretnych wiadomości. Autor nie wspominał także o projektach wyposażenia w silniki RD-1H2 samolotów Pe-3 i Pe-21.

W lotnictwie polskim samoloty Pe-2 zostały zastąpione przez Tu-2, a nie przez Il-28. W lotnictwie czechosłowackim używano pod oznaczeniem B-32 wersji Pe-2FT, a nie Pe-21 (pisanej błędnie przez J.). Nie wymieniony został fakt używania Pe-2 przez lotnictwo jugosłowiańskie i wykorzystania kilku samolotów przez lotnictwo fińskie.

Tabela danych zawiera szereg błędów w wymiarach, masach i osiągnięciach. Błędne są oznaczenia silników, np. powinno być WK-105RA, a nie PA i M-105 R, a nie P. Najczęściej w Pe-2 było używane nie wymienione przez autora śmigło WISz-61. W tabelce wymieniona jest wersja Pe-2 FT-S, o której w tekście nie ma najmniejszej wzmianki.

Błędy można znaleźć także w podpisach do fotografii. I tak pierwsze zdjęcie na str. 5 zostało wykonane jesienią 1944 r., a nie 1941 r., zdjęcie drugie przedstawia Pe-2FT, a nie Pe-3, gdyż wyraźnie widać dolne stanowisko strzeleckie. Zdjęcie na

str. 6 przedstawia Pe-21 a nie Pe-2WI. Zdjęcie na str. 19 jest przeretuszowanym zdjęciem ze str. 12, a podpis pod zdjęciem jest błędny. Także zdjęcie na str. 11 jest przeretuszowanym zdjęciem ze str. 13. Zamiast niewyraźnego zdjęcia kabiny na str. 11 korzystniejsze byłoby zamieszczenie rysunku kabiny z instrukcji.

Na planszach kolorowych, pomijając zdefiniowanie sylwetki, tylko rysunki 1 i 3 są prawidłowe. Pozostałe nie pokazują ani właściwego, ani typowego malowania, a rysunek nr 4 pokazuje Pe-2FT, a nie Pe-3. Dodatkowe boczne przeszklenie przodu kadłuba stosowano tylko w samolotach bez wieżyczki, a nie w Pe-2FT. Natomiast plansza środkowa jest nieporozumieniem: poza nieprawidłową sylwetką samolotu przedstawia zupełnie fantazyjny kamuflaż w kolorach szarym i fioletowym, a autor zapewnia, że jest to malowanie standardowe. Nie pokazano i nie objaśniono polskich malowań samolotu z pasami na przodzie kadłuba, ze strzałą oraz numerami na wewnętrznych stronach usterzenia pionowego, ani nie podano, iż samoloty szkolne miały literę S przed numerem.

Znaczenie ciekawszy jest wydany w 1971 roku 216 zeszyt wydawnictwa Profile pt. *Petlyakov Pe-2* z interesującymi zdjęciami i pięknymi planszami kolorowymi.

K.C.

K.W. RYBAKOW, A.S. ALPATOW, A.F. ROZKOW: **Zaprawka samolietów goriucze-smozocznymi materiałami.** Moskwa 1975 Transport. S. 208, cena 0,87 rb. (8,70 zł)

Wprowadzenie na linie lotnicze nowych, ekonomicznych samolotów o wielkich udźwigach i zasięgach stwarza szereg problemów związanych z tankowaniem dużych ilości paliwa i cieczy smarujących. Tym właśnie zagadnieniom poświęcona jest kolejna książka Wydawnictwa Transport.

Poruszono cały wachlarz zagadnień, od organizacyjnych począwszy, poprzez rozwiązania techniczne, aż do ekonomicznych właściwie. Przedstawiono klasyfikację, budowę i działanie urządzeń do tankowania, zarówno stacjonarnych, jak i przenośnych. Wyczerpująco omówiono problemy bezpieczeństwa przy pracach ze współczesnymi paliwami i smarami.

W książce nie zostały poruszone zagadnienia tankowania w powietrzu. Jednak z uwagi na to, że podobne systemy są stosowane wyłącznie w lotnictwie wojskowym, nie stanowi to poważniejszej luki w książce, przeznaczonej dla pracowników inżynierjno-technicznych obsługi cywilnych samolotów transportowych. Książka może okazać się pomocna dla studentów i kursantów odpowiednich specjalności.

J.M.

Polskie samoloty okresu pionierskiego — na Śląsku, w Wielkopolsce i w Berlinie

STANISŁAW JANUSZEWSKI

Spośród polskich samolotów zbudowanych pod pruskim zaborem znane były tylko konstrukcje Wróbla i Jachimczyka. W artykule rozszerzono informacje o samolocie Wróbla, opisano samolot Mrozińskiego i podano krótkie notatki o samolotach Marcika i Wróblewskich.

Samolot Emanuela Wróbla

W dobie narodzin lotnictwa i pionierskiego okresu rozwoju samolotu w latach 1903–1914 polska myśl lotnicza, pozbawiona oparcia własnej państwowości, z trudem torowała sobie drogę w rozbitym przez zaborców kraju.

Ucisk narodowościowy i polityka germanizacyjna sprawiły, że na terenach Śląska, Pomorza i Wielkopolski społeczeństwo polskie nie było w stanie — w przeciwieństwie do Królestwa czy Galicji — podjąć szerszej działalności lotniczej. Niemniej jednak skąpe dane źródłowe motują szereg nazwisk polskich, wskazując, że problemy teraźniejszości i przyszłości żeglugi powietrznej nie były obce i Polakom pozostającym pod władzą państwa niemieckiego. Ich działalność stanowi dorobek najstarszych tradycji lotnictwa polskiego, stąd też winna być skwapliwie odnotowana.

Wskazamy tutaj m. in. na prace działających w Niemczech Alfreda Joachimczyka i Bernarda Mrozińskiego, Aleksandra Ożegowskiego z Ostrowa Wlkp., Bogdana Kwiecińskiego z Inowrocławia, Józefa Marcika z Bytomia oraz Emanuela Wróbla z Opola.

Informacje dotyczące tego ostatniego opierały się dotychczas na skąpej notatce w *Flugsportie* z 1910 r. donoszącej, że Polak Wróbel z Opola wystawił swój samolot na Wystawie Lotniczej we Wrocławiu, oraz zachowaną fotografię z tejże Wystawy, prezentującą widok jego konstrukcji z boku [1].

Nowych danych dostarczyła m. in. prasa wrocławska i opolska owego okresu. Niestety brak w polskich zbiorach *Gazety Opolskiej* oraz *Oppelner Nachrichten* z 1910 r. uniemożliwił wykorzystanie tych interesujących źródeł.

W okresie od 19–26 czerwca 1910 r. we Wrocławiu miał miejsce tradycyjny Tydzień Festiwalowy, obfitujący w szereg imprez kulturalnych i sportowych — swoiste połączenie święta miasta z jarmarkiem. Z tej też okazji Schlesische Flugsport-Klub (Śląski Klub Lotniczy), zrzeszający blisko 200 członków, stał się współorganizatorem Pierwszej Wystawy Lotniczej we Wrocławiu [2]. Zorganizowana na terenie obecnego Parku Szczytnickiego miała trwać początkowo od 19–23 czerwca, lecz — ku ubolewaniu prasy wrocławskiej — już 22 czerwca ustąpiła miejsca Międzynarodowej Wystawie Sztuki [3]. Zaprezentowano na niej 10 samolotów. Widzowie tłumnie gromadzili się wokół aparatu Antoinette firmy Albatroswerke konstrukcji inżyniera Ursinusa (wydawcy berlińskiego *Flugsportu*), modeli samolotów braci Wright, Bleriota i Farmana, oryginalnego szybowca Otto Lilienthala. Szczególnie zainteresowanie budziły jednak prace śląskich konstruktorów lotniczych — członków miejscowego Klubu. Swe konstrukcje wystawiali Fritz Heidenreich, Scheuermann, Falbusch, Müller, Winkler oraz Wróbel z Opola [4]. Interesuje nas tutaj samolot Wróbla. Niestety, informacje na temat tej konstrukcji są bardzo

lakończe. Nieco więcej miejsca poświęca Polakowi nie prasa centrowa.

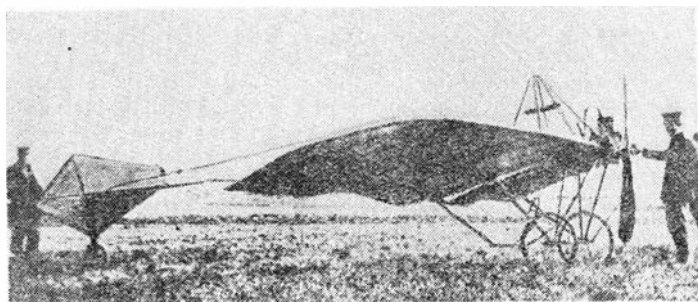
Wróbel — jak podaje *Flugsport* — z zawodu mechanik projektował swój samolot wspólnie z przyjacielem, o którym nieścisłe bliższe nie wiemy. Budowę jego miejscowego, o klasycznym układzie jednopłata zakończono w kwietniu—maju 1910 r. Widać w nim echa popularnej Demoiselle Alberta Santos-Dumonta. Przede wszystkim jednak swój wpływ na konstruktora wywarły konstrukcje bliższe. Konstruktorzy Śląskiego Klubu Lotniczego Falbusch i Heidenreich wzorowali się w swych niewielkich sportowych samolotach na popularnej wówczas w Niemczech i Europie konstrukcji Hansa Grade. W tym samym kręgu wpływów znajdował się Emanuel Wróbel z przyjaciółmi.

Naśladownictwo popularnych, odnoszących sukcesy konkursach lotniczych konstrukcji, nie ograniczającobody w wyborze szczegółowych rozwiązań technicznych stwarzało równocześnie gwarancje sukcesu. Celem Wroblemu podobnych było oderwanie się od ziemi. Nie gwałtownie go trudności, a w ich pokonywaniu aktualna zostawała dlań maksyma francuskiego pioniera lotniczego Ferdynanda Ferbera: *Obmyślenie maszyny do latania bagatelą, zbudowanie jej nie jest rzeczą wielką, lecz próbą, zabawa jest wszystkim*.

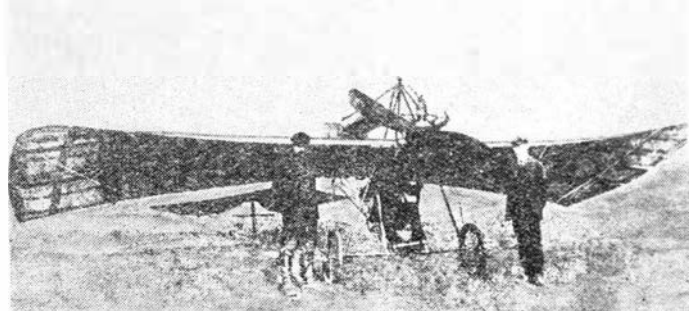
Samolot Wróbla odwoływał się do wzorów dających w przyrodzie. Tak płaty nośne, jak stateczniki i ster przypominały kształty ptasie, które to rozwiązanie okazało wówczas do jednego z popularniejszych. U źródeł jego akceptacji leżał nikły stan bezpieczeństwa i przeświadczenie, że taka forma powierzchni zapewni konstrukcji lotniczej optymalną stateczność i sterowność gwarantującą sukces pilotażowy.

Pomiędzy skrzydłami a prostym podwoziem z rur stalowych, opartym na kołach rowerowych i pozbawionym amortyzacji, umieścił konstruktor miejsce pilota. Także przeniesienie środka ciężkości układu do dołu zwiększyło stateczność aparatu. Nad skrzydłami zamontowano silnik znanej berlińskiej firmy Carla Wunderlicha i na jego wale osadzono śmigło ciągnące.

Silnikowi należałoby tutaj poświęcić więcej uwagi z tego względu, że jego defekty zadecydowały o przyszłości samolotu Wróbla. 3-cylindrowy o mocy 25 KM, chłodzony wodą, mający magnetyczny zapłon, osiągał 1400 obr./min. W podobne silniki zaopatrzone były prezentowane na Wystawie konstrukcje najsłynniejszych wówczas lotników śląskich — Heidenreicha i Falbuscha [5]. Silnik zakupił przez Wróbla nie był jednak w pełni sprawny. Jego wady ujawniły już pierwsze próby lotu, podjęte w maju 1910 r. Loty były bardzo krótkie, silnik przerywał, a powodowany kapryśnej pracy było jego niestaranne wykonanie. W trakcie jednej z kolejnych prób urwał się tłok, silnik uległ zniszczeniu, a dalsze obloty zawieszono. Relacjonując przygodę wynalazców czasopismo społeczno-kulturalne *Schlesische Wochenschrift* apelowało w Kronice Śląskiej: *Wynalazcy wycofajcie się z traktów realizacji swych planów własne środki materiału i byłoby życzeniem nie cierpiącym zwłoki, by jak na*



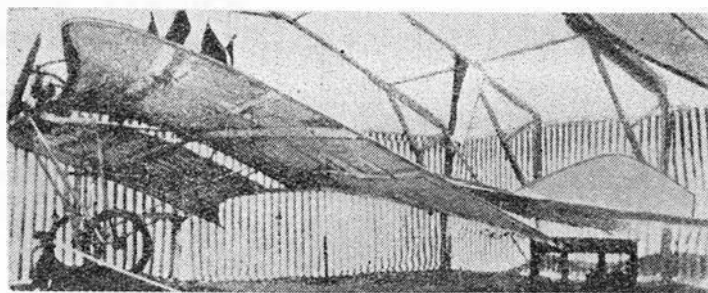
Rys. 1. Samolot F. Heidenreicha



Rys. 2. Samolot E. Wróbla podczas oblotu w maju 1910 r. wg [1]

iej znalazły się osoby o szlachetnych sercach, które
łyby finansowo ich zastrużone dzieło... [6].

óbel wyremontował w końcu silnik i 18 czerwca
wioził samolot z Opoła do Wrocławia. Tutaj też za-
zał kontynuować obloty. Fiasko pierwszych lotów
odował nie tylko — jak się wydaje — niesprawny



Rys. 3. Samolot Wróbla na wystawie we Wrocławiu, 19÷22.06.1910 r.

silnik. Prasa wrocławska zwraca uwagę, że samolot był
konstrukcją zbyt ciężką i masywną, jego masa oscylowała
wokół 340 kg, podczas gdy masa jednopłatowca Grade nie
przekraczała 190 kg, a w zbliżonych granicach utrzymy-
wał swą konstrukcję i Heidenreich [7].

W drugiej połowie 1910 r. pojawiły się w prasie infor-
macje, że począwszy od 21 lipca rozpocznie się wrocławski
Tydzień Lotniczy, organizowany na wzór popularnych Ty-
godni w Reims, Paryżu, Berlinie, Londynie, Wiedniu, Rzy-
mie, Warszawie. Plany Śląskiego Klubu Lotniczego zakły-
wizowały jego pilotów. 19 lipca na wrocławskim Poju
Marsowym szereg lotów treningowych i próbnych wyko-
nali Heidenreich, Falbusch, Riemey, Winkler, a także
Wróbel. Nie znamy wyników lotu tego ostatniego [8].
Kolejna informacja dotycząca przesuniętego tymczasem na
sierpień Tygodnia Lotniczego mówi, że do udziału w nim
przygotowuje się także Wróbel [9].

Jednak w późniejszym okresie nazwisko Wróbla znika
ze szpalt prasy — a losy tak samolotu jak i konstruktora
stają się nam nieznane.

PRZYP. RED.: Zdjęcia samolotu pokazują jego dwie
wersje. Zdjęcie wcześniejsze i prawdopodobnie sprzed
oblotu przedstawia wersję bez podparcia silnika rurami
do podwozia, z pionowym słupkiem płozy ogonowej i sil-
nie skręconymi końcami płatów. Na późniejszym zdjęciu
położenie rur podwozia i umocowania siodełka są zmie-
nione, kąt rury ogonowej względem przodu kadłuba zmie-
niony, płoza ogonowa skośna, płat jest dwudzielny i nie
ma zwichrzonych końców. Przyczyną przeróbki były za-
pewne: złe położenie podwozia, potrzeba podparcia silnika
i usztywnienia kadłuba oraz konieczność zmniejszenia kąta
natarcia końców płata. Samolot prawdopodobnie miał roz-
piętość ok. 10 m, długość ok. 7,5 m, a powierzchnię nośną
ok. 27 m².

Samolot Józefa Marcika

Malarz Józef Marcik, Polak zamieszkały w Bytomiu,
zbudował w 1910 r. samolot. Konstrukcja ta miała się
spotkać z uznaniem fachowców [10]. Brak jednak danych
dotyczących jej kształtu i losów.

Samolot A. i F. Wróblewskich

W 1912 roku pomocnik farbiarski i drukarz — bracia
Alfred i Franciszek Wróblewscy — podjęli w Pile prace
nad budową płatowca własnej konstrukcji. Obrys skrzydeł
wzorowany był na wzorach ptasich (gołąb) stosowanych
w samolotach Etrich-Rpumpier Taube. Jak informował
Dziennik Poznański [11], prace konstruktorskie były już
poważnie zaawansowane, a wzloty próbne planowano na
październik — nie wiadomo jednak czy zostały podjęte.

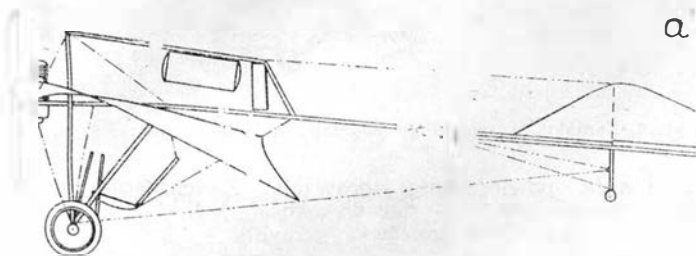
T.

Kurier Warszawski powołując się na *Birżuwyje Wiedo-
mosti* podaje w 1909 r. informację, że w Poznaniu niejaki
T. zbudował samolot; gazeta poddaje jednak w wątpliwość
wiarygodność tak źródła jak i faktu [12].

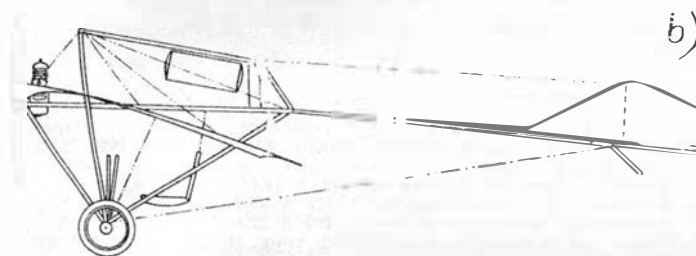
Samolot Bernarda Mrozińskiego

Na przełomie 1912/1913 r. Bernard Mroziński, wymienio-
ny w ówczesnym wykazie Polaków zamieszkałych w Ber-
linie, zbudował w tym mieście oryginalny jednopłatowiec,
którego płaty i usterzenie miało obrys wzorowany na
kształtach ptaka. Duży wznios skrzydeł i ich skos do
przodu zapewniać miały mu wymaganą stateczność. Kon-
struktor zrezygnował z usterzenia kierunku, a jego funk-
cje pełnił statecznik poziomy. System sterowania został
przez Mrozińskiego opatentowany.

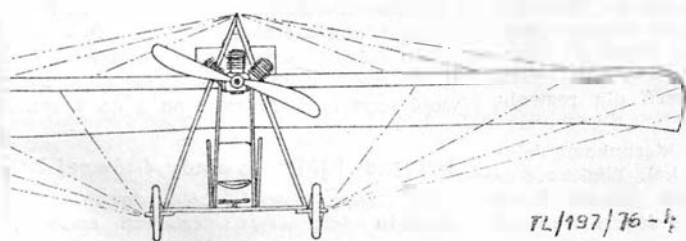
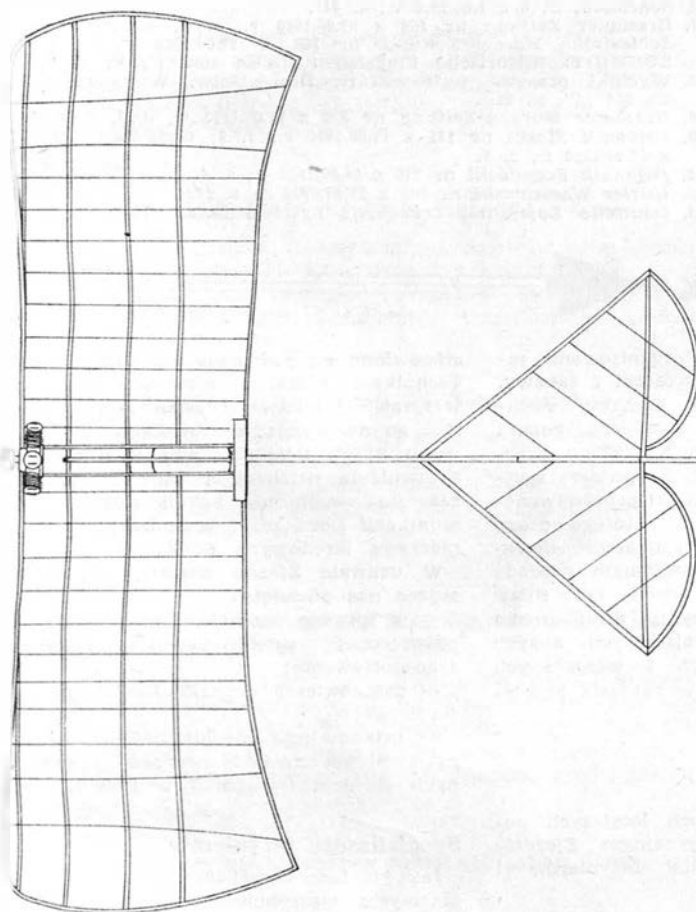
W trakcie wykonywania zakrętu pilot powodował zwi-
chrzenie końcówki odpowiedniego płata w dół i analo-



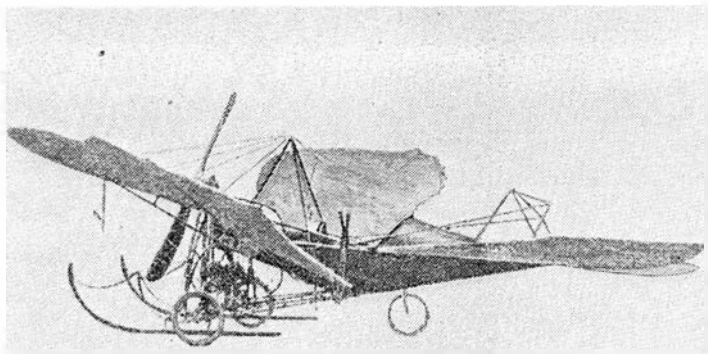
a



b)



rys. 4. Rysunek samolotu Wróbla odtworzony przez A. Glassa:
— wersja początkowa, b — po przeróbce



Rys. 5. Samolot Mrozińskiego, widok z boku

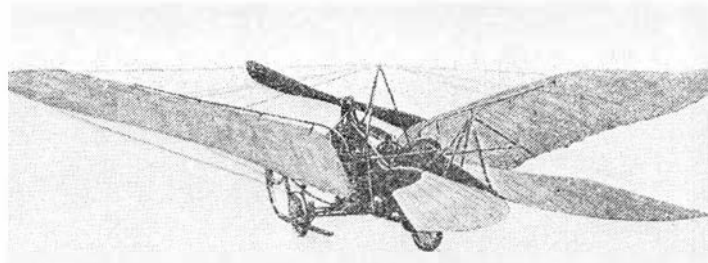
gicznie podobnej końcówki statecznika w górę. Posługując się równocześnie dwoma wolantami wychylał końcówki statecznika w dół bądź w górę — wówczas pełnił on funkcje steru wysokości.

Podobno w trakcie lotów próbnych aparat wykazał się właściwą statecznością i sterownością. B. Mroziński zamierzał uruchomić jego seryjną produkcję. Wygląd samolotu nie wskazuje na to, by konstrukcja mogła być udana.

Konstrukcja. Jednomiejscowy górnopłat, usztywniony linkami, konstrukcji mieszanej.

Kadłub. Oprofilowany o przekroju eliptycznym, drewniany, kryty. Podłużnice z rur stalowych, kabina pilota otwarta. 2-kołowe osiowe podwozie główne, zaopatrzone w koła typu rowerowego, amortyzowane sznurami gumowymi, podobnie jak i kabłąki przeciwkapotażowe i tylne kołko ogonowe na widelcu. Sterowanie dwoma wolantami, popychacze metalowe.

Płat. Wzorowany swym obrysem na ptasim, dwudzielny, wielodźwigarowy, usztywniony linkami naciagowymi i odciągowymi, kryty płótnem. Sterowanie poprzeczne przez zwichrzenie końcówek skrzydła i statecznika poziomego — zsynchronizowane. Usterzenia pionowego brak. Statecznik poziomy dzielony, usztywniony linkami, wychylony przez



Rys. 6. Samolot Mrozińskiego widziany z tyłu

wyginanie powierzchni sterowych. Zwichrzenie dwóch części równocześnie — ster wysokości, jednej z nich łączącej z wychyleniem końcówki skrzydła — ster kierunku.

Silnik. Bliżej nieznany, o mocy 20 KM przy 700 obr./min zamocowany pod kadłubem z przodu, między goleniami podwozia. Śmigło drewniane, ciągnące, dwupłatowe o średnicy 3 m, napędzane za pośrednictwem przekładni.

Dane techniczne [13]: rozpiętość — 10 m, długość — ok. 6 m, pow. nośna — ok. 24 m².

LITERATURA

1. J. R. KONIECZNY: Zarys lotnictwa polskiego. Warszawa 1961 r., s. 242; J. B. CYNK: Polish Aircraft 1893-1939. Londy 1971 r., s. 69.
2. *Breslauer Morgen-Zeitung* nr 279 z 18.06.1910 r., s. 4.
3. *Breslauer General-Anzeiger* nr 167 z 22.06.1910 r., s. 2.
4. *Schlesische Morgen-Zeitung* nr 168 z 22.06.1910 r., s. 2+3.
5. Katalog Flugapparat Ausstellung vom 19-23 Juni 1910. Wrocław 1910.
6. *Schlesien*. R. 3 z 1.06.1910 r., s. 441.
7. *Breslauer Zeitung* nr 168 z 22.06.1910 r., wyd. poranne, s. 3; *Schlesische Morgen-Zeitung* nr 168 z 22.06.1910 r., s. 3; SCHMIDT: Historische Flugzeuge. Berlin 1968 r., T. I, s. 4.
8. Wycinki prasowe Luftschiffart. Bibl. Uniw. Wrocław. Syg Yz 315 „i”, k. 31.
9. *Breslauer Morgen-Zeitung* nr 335 z 21.07.1910 r., dod. I, s. 1.
10. *Dziennik Śląski* nr 131 z 11.06.1910 r., s. 3; *Głos Śląski* nr 1 z 11.06.1910 r., s. 3.
11. *Dziennik Poznański* nr 219 z 14.09.1912 r., s. 4.
12. *Kurier Warszawski* nr 203 z 25.07.1909 r., s. 11.
13. *Deutsche Luftfahrer-Zeitschrift* nr 4 z 19.02.1913 r., s. 93+4.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Narady i konferencje w zamierzeniach na 1978 r.

Przyjęto założenie, że w 1978 r. Sekcje Lotnicze SIMP i SITK zorganizują następujące narady:

- szkolenie kadr lotniczych (w celu wymiany poglądów i doświadczeń oraz opracowania wniosków w sprawie kompleksowego szkolenia kadr dla lotnictwa,
- metody oceny zdadności i jakości sprzętu lotniczego (w celu oceny stanu obecnego i wyliczenia kierunków działania).

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zamierza również zorganizować konferencję p.n.: Nowoczesne metody w projektowaniu i badaniach konstrukcji lotniczych. Będzie to przegląd dorobku własnego i ocena stanu w porównaniu z poziomem światowym.

Wzorowe Lotnicze Koło Wojskowe SIMP

Lotnicza jednostka wojskowa — o której będzie mowa — od wielu lat współpracuje z dużym zakładem przemysłowym. Przed pięciu laty, z inicjatywy jej inżynierów i techników, powstało przy jednostce koło SIMP. SIMP-owcy wykazują ożywioną działalność propagując wynalazczość pracowniczą i składając własne wnioski racjonalizatorskie (150 — w pięcioleciu), prowadząc poradnictwo z zakresu rysunku technicznego i prawa wynalazczego, organizując ruch nowatorski w jednostce. Dużą popularnością cieszą się *Dni filmu i książki technicznej*, wystawy osiągnięć, pokazy

sprzętu lotniczego oraz organizowane re-laksowe imprezy, jak wycieczki i zabawy. Zostały nawiązane liczne kontakty osobiste i stowarzyszeniowe pomiędzy kołami SIMP: Wojsk Lotniczych i zakładu przemysłowego. Należy dodać, że podczas spotkania Dowództwa WOPK z przedstawicielami NOT, koło SIMP — którego pracę opisaliśmy — za swoją działalność nowatorsko-racjonalizatorską otrzymało nagrodę i zajęło III miejsce wśród kół SIMP WOPK. Serdecznie życzymy SIMP-owcom lotniczych jednostek wojskowych dużych sukcesów organizacyjnych i technicznych oraz ważnych osiągnięć w zakresie bezpieczeństwa lotów.

Echa XX Zjazdu SITK

Informujemy o sprawach lotniczych poruszonych na XX Zwyczajnym Zjeździe Delegatów Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji.

Kol. Aureliusz Misiorek, przekazując serdeczne pozdrowienia od Zarządu Głównego SIMP, poinformował uczestników Zjazdu o roli transportu lotniczego w systemie społeczno-gospodarczym kraju oraz o wieloletniej i pożytecznej współpracy Sekcji Lotniczych obu Stowarzyszeń dla rozwoju lotnictwa polskiego.

W ogólnej dyskusji nad kierunkami działania SITK zabierał głos kol. Eligiusz Kołodziński i omówił aspekty rozwoju lotnictwa komunikacyjnego średniego i bliskiego zasięgu.

Obradom w Sekcji Komunikacji Lotniczej przewodniczył kol. E. Kołodziński. Po-

stanowiono na podstawie tez VII Kongre Techników Polskich opracować memorandum w sprawie lotnictwa transportowego i przelać go do wykorzystania Zarządowi Głównemu SITK. Przedyskutowano sposoby sprawowania działalności Stowarzyszenia w zakresie współpracy Sekcji Głównych Komunikacji Lotniczej z organizacyjnymi i morskimi terenowymi SITK.

W uchwale Zjazdu znalazły się interesujące nas postulaty:

— w sprawie ogólnokrajowej konferencji poświęconej zintegrowanemu systemowi transportowemu;

— ustanowienia odznaki Zasłużonego do lotnictwa;

— ustanowienia medalu imienia zasłużonych prekursorów i twórców poszczególnych dziedzin transportu w Polsce.

Specjalizacja inżynierów

Jak już informowaliśmy, 53 inżynierów przemysłu maszynowego otrzymało dyplomy pierwszego stopnia specjalizacji w dziedzinie lotnictwa. Specjalistom tym przyznano również dodatki za wybitną twórczość w wysokości 2 tys. zł. Uzyskanie — w wyniku dalszej działalności zawodowej — specjalizacji drugiego stopnia daje możliwość uzyskania dodatku od 3 do 5 tys.

Delegaci SIMP do Rady Głównej NOT

Do Rady Głównej NOT wybrano z siedmiu delegatów i czterech zastępców. Członkami RG z Oddziału SIMP w Warszawie zostali kol. A. Misiorek i Z. Skibiński (zastępca kol. W. Obolewicz).

SKOWSKI W.

Organisation und Schulung von der französischen Hubschrauber- flotten ALAT

Im nächsten Artikel über die französischen Landstreit-Fliegerkräfte der Autor bespricht die Organisationsfragen dieser Formation, ihre "détachement de bataille", wie auch die Ausbildungsprinzipien der Piloten und Mechaniker. Der Autor kommt zum Schluss, dass die Ausrüstung der ALAT ungenügend und veraltet ist, hingegen die Entwicklung dieser Waffe ist vor allem von der Verbesserung der Staat-Wirtschaftssituation abhängig.

AFIEJ W.

zusätzlichen Kennwerte für die Beurteilung der Segelflugzeug- eigenschaften

Es wurde die Segelflugzeug-Hauptflugzustände, wie ein Kurvenflug, thermischen Aufwind, ein Überflug zwischen den Aufwinden, ein Landflug, wie auch Manövrierfähigkeit analysiert. Es wurde auch die wichtigsten Konstruktionskennwerte festgestellt, die eine Beurteilung der Segelflugzeugeigenschaften ergänzen.

BROWSKI H.

akustische Methode der Beurteilung des technischen Zu- standes von den Turbinen-Luftfahrttriebwerken

Es wurde die neue Methode der zerstörungsfreien Prüfungen beschrieben, die eine schnelle Beurteilung des technischen Zustandes der Triebwerke ermöglicht. Beispiele der praktischen Anwendung dieser Methode in den verschiedenen technischen Gebieten.

ORGOŃ J., MOKRZYSCZAK M.

Einfluss der atmosphärischen Bedingungen auf die Kennwerte des TL-Triebwerkes

Die Änderungen der Triebwerkshauptkennwerte, die von den Abweichungen der atmosphärischen Bedingungen von den Standardbedingungen verursacht sind. Eine Analyse wurde auf dem Beispiel der LIS — Triebwerke ausgeführt, die in die verschiedenen Flugzeuge eingebaut wurden.

LIŃSKI S.

neue Landehilfen für die II Kategorie-Landungen

Es wurde ein neues Beleuchtungssystem für die Landungen in Wetterbedingungen von II Kategorie beschrieben. Die Arten, die Intensität und die Anordnung der Anflug- und Landeleuchten. Die zuzulassenden, für derartigen Landungen erforderliche Ausrüstung.

ORGOŃ J.

Betriebsbeschränkungen der TL-Triebwerke

Einige Beschränkungen der Arbeitsbereiche von den TL-Triebwerken. Diese Beschränkungen werden von der Festigkeit der Triebwerksteile, dem Vorrat der stabilen Kompressor-, Lufteintritt- und Brennkammerarbeit, wie auch von der Kraftstoffpumpen-Leistungsfähigkeit beeinflusst.

ANK A.

automatische Lenkung der Antenne für den Funkverkehr mit den erdstatischen Erdsatelliten

Die Beschreibung des Monopulssystems der Antenne-Lenkung, das der Autor im Fernmelde- und Schalltechnik-Institut von der Technischen Hochschule in Wrocław bearbeitet wurde. Die Charakteristiken des Schrittmotors, des Komparators, des Analog-Digital-Wandlers und des Elektronenkommutators, die im System angewandt wurden.

LOUS W.

Nitrieren der aushärtbaren martensitischen Stähle von „maraging“- Stahl

Es wurde die Ergebnisse der sowjetischen und amerikanischen Arbeiten über das Nitrieren der „maraging“-Stähle, dargestellt. Es wurde die Dauerfestigkeits-, Verschleißbarkeits- und Struktur Forschungen, auch die günstigsten Verfahrensbedingungen angegeben.

USZEWSKI S.

historische Flugzeuge von der Pionierperiode — im Schlesien, Wielko- polka-Gebiet und im Berlin

Von den polnischen Flugzeugen, die unter der preussischen Eroberung ausgebaut wurden, nur die Konstruktionen von Wróbel und Janecznyk waren bekannt. Im Artikel wurden die Informationen über Wróbel's Flugzeug erweitert, es wurde das Flugzeug von Mroczki beschrieben wie auch die kurzen Notizen über die Flugzeuge Marcik und von Wróblewski Gebrüder wurden angegeben.

WAŚKOWSKI W.

Организация и обучение кадров Французской вертолетной авиации АЛАН

В следующей статье по французской авиации наземных войск автор рассматривает вопросы организации этой формации, ее „ордр де батай”, а также принципы обучения летчиков и механиков. Автор приходит к заключению, что материальная часть АЛАН является недостаточной и устарелой, а развитие войск этого рода зависит прежде всего от улучшения хозяйственной конъюнктуры государства.

STAFIEJ W.

Дополнительные параметры характеризующие свойства планера

Анализ основных стадий полета планера — парение в вертикальном потоке, перелет между вертикальными потоками, перелет до аэродрома, маневренные свойства а также определение оптимальных значений конструктивных параметров планера.

DAŹBROWSKI H.

Виброакустический метод оценки технического состояния газотурбинных авиадвигателей

Описание нового метода неразрушающих испытаний позволяющего быстро произвести оценку технического состояния двигателя. Примеры практического применения этого метода в разных отраслях техники.

BORGON J., MOKRZYSCZAK M.

Влияние атмосферных условий на параметры работы газотурбинного двигателя

Изменение основных параметров двигателя, вызванное отклонениями атмосферных условий от стандартной атмосферы. Анализ проведен на примере двигателей типа Lis, установленных на разных самолетах.

HELIŃSKI S.

Визуальные средства для посадок по II категории

Описывается новая система освещения разработанная для посадок в метеоусловиях II категории. Рода, интенсивность и расположение огней захода на посадку и огней ВПП. Дополнительное оборудование требуемое для этой категории посадок.

BORGON J.

Эксплуатационные ограничения газотурбинных двигателей

Некоторые ограничения режимов работы газотурбинных двигателей обусловленные прочностью элементов двигателя, запасом устойчивости работы компрессора, воздухозаборника и камер сгорания а также производительностью топливных насосов.

HONK A.

Автоматическое управление антенной для радиосвязи с искусственными спутниками Земли

Описание моноимпульсной системы управления антенной разработанной автором в Институте Телекоммуникации и Акустики Политехнического Института в г. Вроцлав. Характеристики применяемого в системе шагового электродвигателя, компаратора, аналогово-цифрового преобразователя и электронного коммутатора.

BIŁOUS W.

Азотирование мартензитных сталей подлежащих старению типа „мэрджинг”

Результаты советских и американских работ по азотированию мартензитных сталей подлежащих старению. Рассматриваются испытания на усталость и износ и исследования структуры сталей даются найвыгоднейшие режимы процесса.

JANUSZEWSKI S.

Польские самолеты пионерского периода — в Силезии, Вел.копальски в Берлине

Из польских самолетов построенных под прусской властью известны были только конструкции Врубля и Яхимчика. В статье дополнены информации о самолетах Врубля, описан самолет Мрозиньского и даются короткие сведения о самолетах Марцика и братьев Врублевских.

WAŚKOWSKI W.

Die französischen Hubschrauber der Luftstreitkräfte

Im Artikel wurde die Entwicklungsgeschichte von den französischen Landstreit-Fliegerkräften dargestellt. Es wurde die taktische Doktrin der Militärhubschrauber ausführlich besprochen, die von ALAT-Leitung bearbeitet worden war. Auch das Gerät der Hubschrauberkräfte und die alternative Bewaffnung von den einzelnen Hubschraubertypen wurden besprochen.

MAKAREWICZ R.

Die Überschallflüge vom akustischen Standpunkt des Umweltschutzes

Schädliche Wirkung der Stosswelle, die den Überschallflügen folgt. Bestimmung des Stosswellen-Hörbarkeitsgebietes und die Bedingungen, die die Unhörbarkeit von den Stosswellen auf der Erdoberfläche versichern.

KRYSIAK W.

Probleme der Verkehrsspitze in den internationalen Flughafen auf Grund des ICAO-Studium

Ergebnisse der im Jahre 1975 ausgeführten ICAO-Umfrage, die die Verkehrsspitzen in den internationalen Flughafen, u.a. von den ZRLiLK/LOT — Flughafen, betraf. Die Hauptursachen der Verkehrsspitze, ihre Jahr- und Tag-Frequenz, wie auch die Belastung der Flughafendienste während der Verkehrsspitze wurden besprochen.

ZUCHOWICZ K.

Die Anlasser der Luftfahrt-TL-Triebwerke

Der Gewichtsvergleich: a) der verschiedenen Quellen auf die Leistungseinheit, b) der Energiesammler unter Berücksichtigung der Arbeitszeit; c) der Leistung-Übertragungseinrichtungen auf die Entfernung von etwa 23 m. Wirkungsprinzipien der verschiedenen Typen von den Anlassern für die TL-Triebwerke und ihre charakteristischen Merkmale.

CYNK J. B.

Das PZL P-50 Jastrząb Jagdflugzeug

Es wurde ein Versuch unternommen um die Baugeschichte, die Konstruktion und die technische Hauptdaten des PZL P-50 Jastrząb Jagdflugzeuges auf Grund der bis jetzt unbekannten Dokumente zu erschliessen. Die Gestalten des P-50/I wurden graphisch erschlossen.

WAŚKOWSKI W.

Французские вертолеты сухопутных войск

В статье показана история развития французской авиации сухопутных войск и тактическое применение вертолетов разработанное управлением ALAT. Дается также описание техники и ее вооружения.

MAKAREWICZ R.

Сверхзвуковые полеты и охрана натуральной среды человека

Вредное воздействие ударной волны сопровождающей сверхзвуковы перелеты. Определение диапазона слышимости ударной волны и условия ее неслышимости на поверхности земли.

KRYSIAK W.

Проблемы пиков движения в международных аэропортах на основе анализа ICAO

Результаты проведенной в 1975 г. анкеты ICAO, касающейся пиков движения в международных аэропортах, в том числе и польских. Главные причины пиков, частота на протяжении года и суток и нагрузка аэродромных служб во время пика движения.

ZUCHOWICZ K.

Стартеры газотурбинных авиадвигателей

Сравнение удельных весов (на единицу мощности) разных источников энергии применяемых на самолетах, сравнение аккумуляторов энергии, а также устройств для передачи мощности на расстояние порядка 23 м. Принципы работы разных типов стартеров применяемых на газотурбинных двигателях а также их характеристики.

СЫНК J. В.

Истребитель PZL P-50 Ястреб

Попытка воспроизведения истории конструктивной разработки, постройки и основных технических данных истребителя PZL P-50 Ястреб — на основе не известных доныне документов. Графический метод воспроизведения формы P-50/1.

ANDRZEJ GLASS: Polskie konstrukcje lotnicze 1893—1939. Warszawa 1976. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności. S. 448, cena 220 zł

Książka *Polskie konstrukcje lotnicze* szybko znikła, z półek księgarskich. Na czym polega wartość tej pozycji, powodująca błyskawiczne jej rozprzedaż. Jest to jedyny wydany w Polsce przegląd dorobku polskiego przemysłu lotniczego i polskiej techniki lotniczej okresu międzywojennego.

Książka podzielona jest na trzy rozdziały: w pierwszym opisany jest przemysł lotniczy, w drugim samoloty, a w trzecim szybowce.

W pierwszym rozdziale przedstawiona jest produkcja samolotów od początków przemysłu lotniczego, tj. Awiaty z 1919 r., do wybuchu wojny w 1939 r. i obejmuje ona w porządku chronologicznym dzieje wytwórni samolotów, szybowców, silników i innego sprzętu lotniczego. Rozdział został zilustrowany zdjęciami samolotów produkowanych na podstawie licencji i rysunkami projektów polskich samolotów. Zawiera on m.in. tabele danych technicznych samolotów budowanych z licencji oraz danych technicznych polskich silników lotniczych.

W rozdziale drugim opisy samolotów zgrupowane są w podrozdziałach o konstrukcjach pionierskich, amatorskich i konstrukcjach wytwórni lotniczych: CWL, Samolot, Plage i Laśkiewicz, LWS, PWS, PZL, SL i DWL.

W rozdziale trzecim opisane są szybowce z podziałem na konstrukcje pionierskie, konstrukcje Konkursu Ślizgowców, II Konkursu Szybowców, amatorskie, Centrum Wyszczolenia Oficerów Lotnictwa, Warszław ZASPL, Wojskowych Warsztatów Szybowcowych i Lwowskich Warsza-

tatów Lotniczych, Warsztatów Szybowcowych — Warszawa i motoszybowce.

Opis każdej konstrukcji zawiera dzieje jej rozwoju i użycia, uzupełnione opisem technicznym i danymi technicznymi. Prawie każda konstrukcja pokazana została w fotografiach i rysunkach. Opracowane przez Witolda Szewczyka rysunki ukazują ogólną sylwetkę w trzech rzutach i ewentualnie wersje rozwojowe w podziale 1:100. Samoloty produkowane w dużej liczbie zostały pokazane na rysunkach całostronicowych w podziale 1:50.

W sumie otrzymaliśmy pozycję o dużej wartości historycznej, niezbędną dla każdego miłośnika lotnictwa. Jest to równocześnie encyklopedia polskich samolotów i szybowców oraz cenny materiał dla modelarzy. Szkoda, że wydawnictwo zdecydowało się na tak mały nakład (5000 egz.), nie zaspokajający nawet części zapotrzebowania na tę książkę. Inną sprawą jest postać, w jakiej książka się ukazała. Okładka nie sugeruje tematu lotniczego. Szkoda, że nie pokazano na niej barwnych przykładów malowania naszych samolotów. Niska jakość druku i papieru czyni nieczytelnymi wiele zdjęć. Kilkadziesiąt błędów drukarskich wykazanych w erracie wymaga uzupełnienia. Samolot Plage (s. 67) miał rozpiętość 10,54 m, a nie 24,34 m, 5 PL był w Lidzie, a nie w Lublinie (s. 156), na s. 209 winno być PWS-54 a nie PWS-52, podpis pod rysunkiem na s. 227 winien brzmieć PZL P-7a, nie ZPL P-7a, P-11c nosił rejestrację SP-AYZa, nie SP-AYC (s. 236), długość P-11c (s. 240) wynosiła 7,55 m, a nie 7,25 m, zaś wysokość P-11c, f, g 2,85 m nie 2,75 m. Salon lotniczy rozpoczął się w listopadzie, a nie we wrześniu (s. 270), makieta Łosia była zaaprobowana w 1935 r., a nie w 1939 r. (s. 262). Nie brak też błędów literowych w podpisach pod zdjęciami: np. na s. 206

winno być SP-AJF, a nie SP-AFJ, na s. 313 powinno być SP-AOA, nie SP-AIDA, na s. 315 zamiast RWD-13 jest błędnie RWD-11, a na s. 381 pod CW-II bis podpisano CW-I bis. W podpisie pod zdjęciem prototypu P-11c pokazanego na Salonie Paryskim (s. 234) podano, iż to P-11a. Przy opracowywaniu tak rozległego tematu trudno ustrzec się drobnych nieścisłości. Do najważniejszych należą rozbieżności między liczbą samolotów i silników w tekście a zestawieniami na s. 37 i 49. I tak w tekście autor wymienia 28 samolotów Wibault, a w tabeli tylko 25. W różnych miejscach tekstu występują różne liczby P-11f: raz 70, raz 80 (ta liczba jest chyba bliższa prawdy). Sprostowania wymaga określenie rodzaju konstrukcji ze str. 85; był to chyba nie pionowzlot, lecz ornitopter. W opisie PZL P-7 podano nie liczby samolotów w seriach produkcyjnych, lecz zamówienia na ten samolot. Informacje podane w tekście można uzupełnić podając, że samolotów Torpedo II prawdopodobnie zbudowano około 5, a PZL Ł-2 nie 20, lecz 26. Z drobnych błędów dostrzeżonych w rysunkach można wymienić źle narysowane skrzydło samolotu Warchałowskiego — końcówka powinna być zaokrąglona typu Taube, a nie ścięta. Kabina pilota w Żubrze jest za wysoka, w Łosiu kabina nawigatora jest za krótka. W rysunku P-11f silnik jest za krótki, a w P-24E osłona silnika ma zły obrys. Ster kierunku P-7a jest za wąski. Przedstawienie uwagi nie umniejszają wartości książki — lecz przede wszystkim uzupełniają erratę. Na zakończenie warto powtórzyć prośbę autora zamieszczonej we wstępie książki: **Będziemy wdzięczni Czytelnikom, którzy nadesłają swe uwagi i uzupełnienia — pomagając w dokładniejszym odtwarzaniu dzieł polskiego lotnictwa.**

K.C.

Półwiecze czechosłowackiej komunikacji lotniczej (część XVI)

XVI część publikacji obejmuje lata 1969–1971. W roku 1970 otwarta została linia do Nowego Jorku, zwiększając liczbę obsługiwanych miast do 50. W 1969 r. wprowadzono do czechosłowackiej komunikacji lotniczej samolot Il-62. W 1971 r. nastąpiła organizacja lotnictwa cywilnego, polegająca na centralizacji i ścisłym podziale zadań między CSA i Slov-Air. Pulstolet: Československé letecké dopravy. XVI část *Letecký Obzor* nr 2/1976 r.

Czy nie za dużo wystaw (lotniczych)?

Autor zwraca uwagę na konieczność skoordynowania międzynarodowych wystaw lotniczych między ich organizatorami a wystawcami. Artykuł związany jest z wystawą w Hanowerze, odbywającą się w krótkim odstępie czasu od Farnborough. P. Condom proponuje organizowanie wystaw wspólnie lub na zmianę, specjalizację itp. P. Condom: *Trop d'expositions? Aviation Magazine* nr 678/1976 r.

Metodyka prowadzenia treningu pilotów z eksploatacji sprzętu lotniczego

A. Milkiewicz przedstawia wnioski z analizy wypadków lotniczych spowodowanych niewłaściwą eksploatacją sprzętu lot-

niczego. Opisuje czynniki wpływające na nauczanie pilotów eksploatacji sprzętu oraz wnioski dotyczące metodyki prowadzenia treningu i przygotowania inżyniera-instruktora.

A. Milkiewicz: *Metodyka prowadzenia. Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju* nr 5/1976 r.

Niebezpieczeństwo zderzenia w powietrzu

Artykuł omawia najczęściej spotykane wypadki zderzenia się samolotów w powietrzu oraz podczas podchodzenia do lądowania. Zamieszczone rysunki przedstawiają przesłanki wypadku. Na zakończenie podane są zapobiegające wypadkom zalecenia dla pilotów — szczególnie aktualne po ostatnich tragicznych wydarzeniach. Zusammenstoss — Gefahren in der Luft. *Aerokurier* nr 3/1976 r.

Wykaz przewoźników lotniczych

Czasopismo *Flight International* przedstawia nowy alfabetyczny wykaz ponad 500 towarzystw lotniczych wraz z danymi dotyczącymi kierownictwa, sprzętu i krótkiego opisu rozwoju. Publikacja jest tzw. lotniczym who is who (kto jest kto). *World Airline Directory. Flight International* 10.04.1976 r.

Czy IATA jest złem koniecznym?

Autor polemizuje z zarzutem, że IATA jest kartelem. Zarzut ten uważa za niesłuszny, gdyż IATA nie narzuca arbitralnie cen ani nie ustala wielkości produkcji, a jej uchwały muszą zyskać jednomyślną aprobatę zainteresowanych rządów. Autor artykułu zwraca uwagę, że w dziedzinie międzynarodowej współpracy transportu lotniczego nie znaleziono dotychczas lepszego mechanizmu niż IATA. L'IATA: un mal nécessaire? *Air Transport Magazine* nr 145/1976 r.

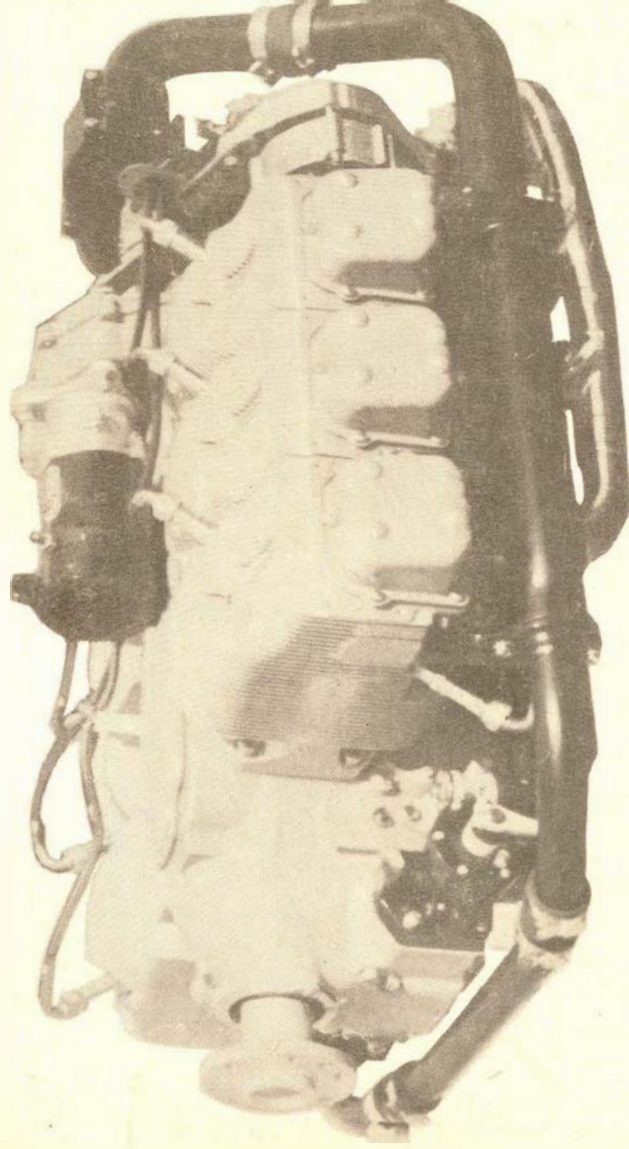
Towarzystwa europejskie chcą swobody działania przy wyborze sprzętu

19 towarzystw zachodnioeuropejskich, zrzeszonych w AEA, deklarując gotowość współpracy ze wszystkimi producentami samolotów, zgodnie wypowiedziało się przeciwko polityce protekcjonizmu i zapowiedziało, że będzie wybierać sprzęt, jaki uzna dla siebie za najlepszy, niezależnie od tego, skąd pochodzi. Autor: J. M. Riche — zwraca uwagę, że uchwała godzi w koncepcję wspólnego zaopatrywania się w sprzęt produkcji europejskiej. J. M. Riche: *Les compagnies européennes revendiquent la liberté de choix de leurs matériels. Air et Cosmos* nr 620/1976 r.



PZL-FRANKLIN 6A-350C

PISTON AERO ENGINE



Six-cylinder air-cooled horizontally-opposed engine

Power plant for light aircraft

Electric starter

100/130 grade fuel

Propeller drive: direct

TECHNICAL DATA

Width	795 mm
Length	952 mm
Hight	641 mm
Bore	117.5 mm
Capacity	5735 cc
Compression ratio	10.5:1
Dry weight	166 kg
Max. continous rating	220 hp
- at	2800 rpm
Specific fuel consumption	210 g/hp/h

Manufacturer:

Wytwornia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów,
ul. Obronców Stalingradu 120, 35-078 Rzeszów.



Exporter:

PEZETEL Foreign Trade Enterprise
of Aviation Industry,
ul. Dąbrowskiego 26, 00-850 Warszawa