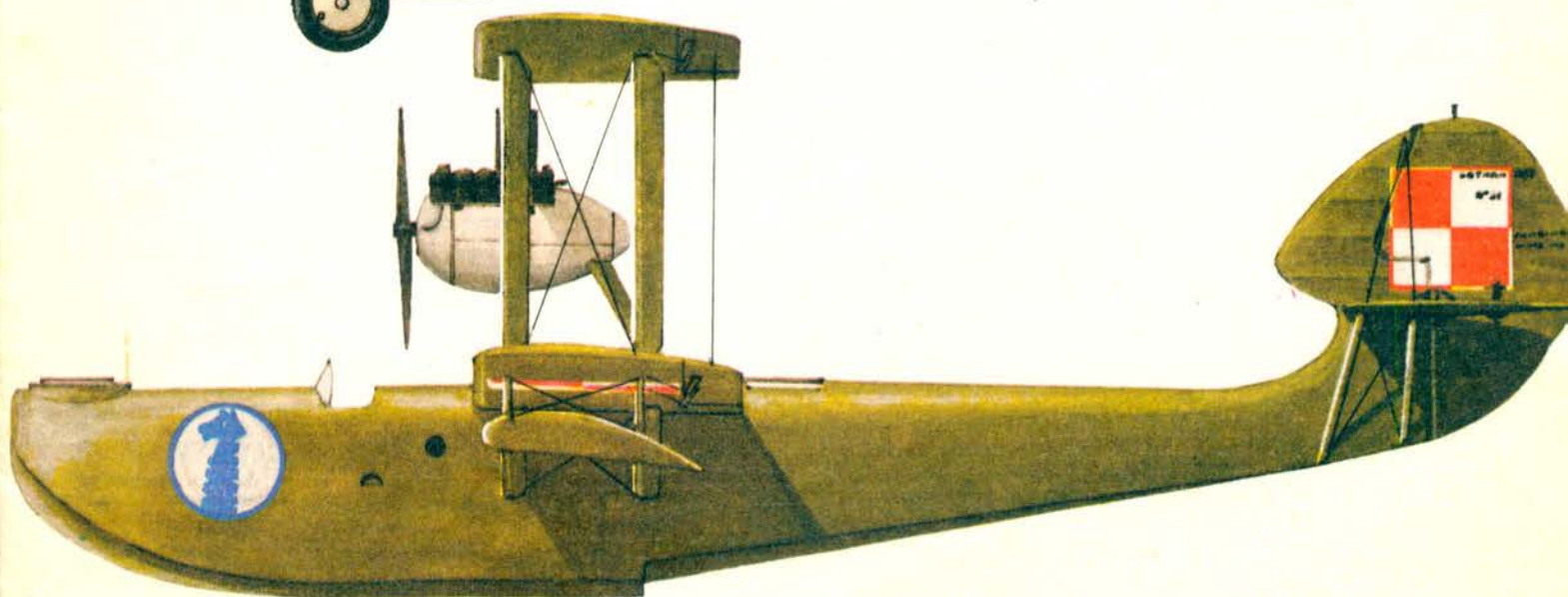
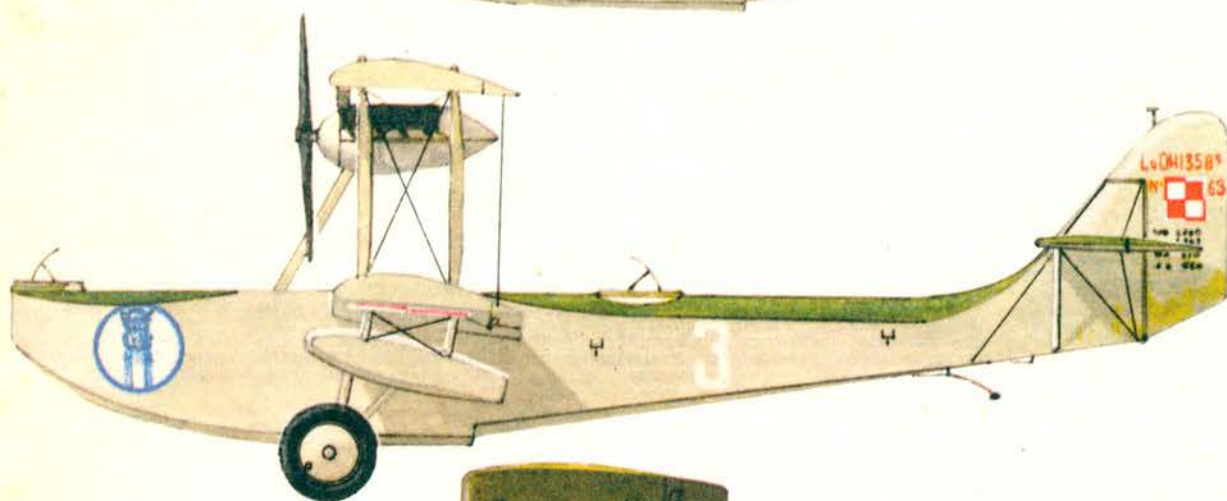
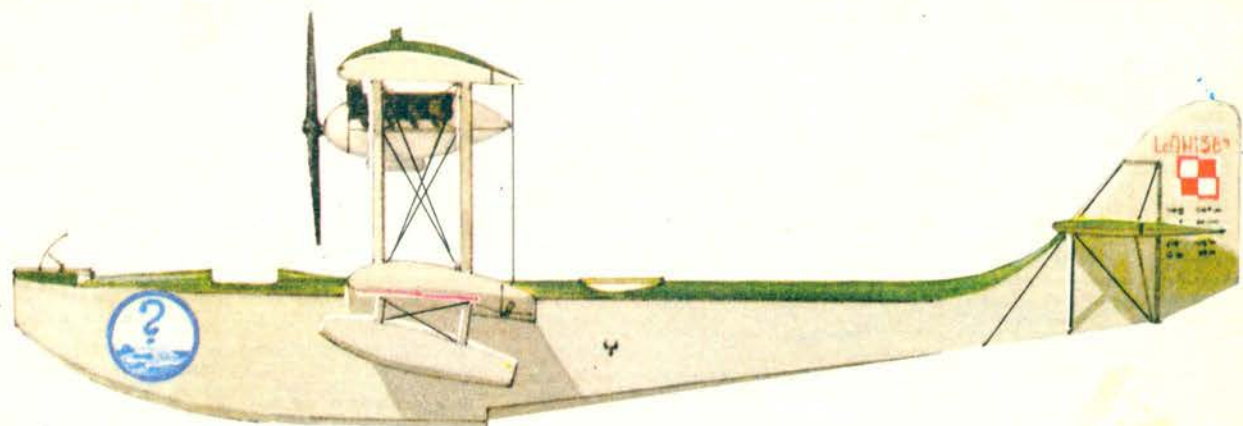


TECHNIKA

7'82

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 50,-  
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO MOT  SIGMA

● Самолет Ан-2, серийно выпускаемый заводом ВСК ПЗЛ-Мелец, строится уже 24 года. Доныне выпущены 9 тыс. штук этого самолета. В большинстве самолет экспортируется в Советский Союз, куда продано свыше 8 тыс. штук. Самолет экспортируется тоже в 15 других стран мира, м.др. в страны Европы, Азии и Америки. В текущем году имеются заказы из Великобритании и Румынии. Предполагается трехкратное повышение производства по сравнению с прошлыми годами.

● На заводе ВСК ПЗЛ Мелец начались 18 июня первые летные испытания самолета ПЗЛ М-21 Дромалер мини. Около 60% деталей и элементов этого самолета унифицировано с М18 Дромалер. М-21 предусмотрен для обработки небольших участков, для тушения лесных пожаров и воздушного патрулирования.

● На заводе ВСК ПЗЛ Свидник начались летные испытания многоцелевого вертолета Сокул (рабочее название В-3). Вертолет будет использоваться в вариантах: пассажирском, транспортном, санитарном и учебно-тренировочном.

● В мае м-не прошлого года на заводе ВСК ПЗЛ-Мелец был подписан протокол приемки поставки самолетов Дромалер для Кубы. В ближайшие дни 6 самолетов будут отправлены на Кубу. Самолеты будут поставляться в контейнерах по железной дороге и на параходе.

● Польские Авиалинии ЛЕТ предлагают своим пассажирам очередные удобства, т.е. возможность бесплатного перевоза увеличенного количества багажа в Париж — 32 кг вместо 20 кг, при условии, что багаж состоит из одного чемодана.

При полетах в Монреаль пассажир может бесплатно перевезти два чемодана весом до 32 кг каждый.

● Самолет ЛЕТ-а летают во все большее количество аэропортов мира: Недавно польские самолеты прилетели в Найроби, откуда — совместно с Бригитт Зйруежс — перевозили рыбаков, работающих в южной Африке, а также в Каракас и Куаявид. Самолеты ЛЕТ-а летают также в Рио де Жанейро, куда — совместно с авиалинией Вариг — привозят рыбаков с южной Атлантики. Самолеты ЛЕТ-а совершали также полеты в Норвегию, откуда привозили дары для Польши, переданные Норвежским Красным Крестом.

● 14 мая 1982 г. в возрасте 84 лет, скончался инж. плк пилот Казимеж Калина, участник Великопольского Восстания, военный летчик, летчик-испытатель Центральных Авиационных Мастерских, участник полета в Багдад в 1928 г., работником Государственных Авиационных Заводов (ПЗЛ) до 1939 г., директор мастерских Польских Воздушных Сил в Великобритании, за последнее время проживающий в Варшаве.

● 4 мая 1982 г. в м. Нова Хута (возле Кракова) погиб смертью летчика 36-летний Ежи Маевич, на мотопланере РМ-1 Ара собственной конструкции. Во время полета, на высоте около 150 м в беспокойном воздухе мотопланер вошел в крутую спираль, и не вышел из неё до самой земли.

● The An-2 aircraft, mass produced in WSK PZL-Mielec, has the longest "life line", namely its production was started 24 years ago and is continued till now. Up today were built 9000 An-2s. In majority that aircraft is exported to the Soviet Union. So far the Soviet Union purchased more than 8000 airplanes of that type. That aircraft is exported as well to 15 other countries in the world, e.g. to European, American and Asiatic countries. For this year we have got orders for export to Great Britain and to Romania. It is planned to increase the this year production as compared with the figures for the past years.

● In June the first flight tests of the PZL M-21 Dromader Mini aircraft have been started at WSK PZL-Mielec. About 60% of components and assemblies of that aircraft are unified with the M18 Dromader version. The M-21 is designed for cultivation of smaller land areas, for fire fighting and for patrol flights.

● Factory flight tests of the Sokol multi-purpose helicopters (working name: W-3). That helicopter will be able to be used in the passenger, cargo, ambulance and training versions.

● The acceptance protocol of the last batch of Dromaders covered by the contract with Cuba was signed at WSK PZL-Mielec in May this year. 6 Dromaders will make their journey from Poland to Cuba on the nearest days. The airplanes, disassembled and packed in containers, will be transported partly by train and partly by ship.

● The Polish Airlines LOT offer further facilities for their passengers, namely the amount of baggage possible to be carried by each passenger to Paris free of charge is increased from 20 to 32 kg. There is, however, a condition that the baggage must be packed into one suitcase. Besides, each passenger flying on Montreal may carry free of charge two suitcases not exceeding the weight of 32 kg each.

● The LOT airplanes reach more and more airports. Recently an airplane of the Polish Airlines LOT has landed in Nairobi, from where it carried, together with British Airways, fishermen working in the regions of South Africa, Caracas and Guayaquil. The LOT airplanes fly as well to Rio de Janeiro, from where they carry, together with Varig, people from the South Atlantic. The LOT airplanes made also flights to Norway, transporting from that country gifts for Poland from the Norwegian Red Cross.

● Col. Pilot Kazimierz Kalina, B.Sc. (Eng.), aged 84 years, veteran of the Wielkopolska Insurrection, military pilot, test pilot of the Central Aviation Workshop, participant of the long-distance flight to Baghdad in 1928, working at the State Aviation Works till 1939, chief of the aviation workshop of the Polish Air Force in Great Britain, leaving recently in Warsaw, died on 14th May 1982.

● Jerzy Majewicz, aged 36 years, suffered pilot's death when flying on a motor glider РМ-1 Ара designed by himself in Cracow-Nowa Huta at the border region between Zeslawice and Raciborowice on 4th May 1982. The motor glider, flying at the altitude of about 150 m in stormy weather, got into sharp spiral glide and was not able to go out of that spiral till the earth.

cd. ze s. 32

PIEPZYK R., KRAUZE J.: Transonic flow around an isolated aerofoil section and through a blade palisade — phenomenological analysis. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 7, p. 8.

The changes in basic parameters of aircraft engine compressors taking place as the years went by and, to be compared, those for stationary engines, have been presented. The physical aspects of the phenomena and of the problems of transonic flow through a compressor, i.e. diagram of flow around an isolated aerofoil section, interaction between shock waves and the boundary layer, changes in the drag and lift coefficients of an aerofoil section depending on the Mach number and flow through a compressor flat palisade, have been discussed.

LASON J.: Problems of development of domestic air transport. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 7, p. 13.

The reasons for unremunerativeness of domestic air lines as well as the need of correct determination of proportions between air and railway fees have been presented.

BEREZAŃSKI J., STANISŁAWSKI J., SZUMANSKI K.: Operation of a helicopter on sloped ground (II). TLiA, vol XXXVII, 1982, No 7, p. 23.

A pattern of simulation tests and of tests performed on natural ground, the latter aiming at experimental determination of limitations for operation of a helicopter on sloped ground and at verification of analytical methods, have been given in this paper.

LENORT F.: Some remarks on a mathematical model of the static performance curve of a turbo-jet engine. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 7, p. 28.

An approximation of the experimentally determined dependence of fuel consumption on engine speed and on flight speed and altitude, necessary to compile a mathe-

matical model of a turbo-jet engine, has been discussed in this paper. Two approximating functions have been determined: one of them for a certain specific assumption, and the other one more complex, having a general form. Evaluation of the approximation accuracy for both functions shows a possibility to use the first one, being more simple. The correctness of the polynomial order of the number of coefficients assumed in this function has been checked with the use of mathematical statistics methods.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

KEDZIERSKI J., PLECIŃSKI P., SWITKIEWICZ R.: Experimentelles überleichtiges Segelflugzeug ULS aus Polymer-Verbundstoffen. Teil I. Ursprung des Programms und Bau des Segelflugzeuges. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 7, S. 5.

In dem dreiteiligen Aufsatz wird die Entstehung und Verwirklichung des „Programms ULS“ behandelt sowie die experimentelle Konstruktion, der Verlauf der Untersuchungen und Bodenerprobungen und der ersten Flugversuche erörtert. Der erste Aufsatzteil stellt die Bauprobleme des Segelflugzeuges ULS im Zusammenhang mit den aus der Vergangenheit sich ergebenden Erkenntnissen wie auch weiteren Entwicklungsplänen dar, die mit der Idee des populären Segelflugzeuges der neuen Generation verbunden sind.

PIEPZYK R., KRAUZE J.: Schallnahe Strömung um ein isoliertes Profil sowie durch ein Schaufelgitter-phenomenologische Analyse. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 7, S. 8.

Es werden Änderungen der Hauptdaten von Flugmotor-Verdichtern und vergleichmässig von Standmotoren in Abhängigkeit vom Jahresablauf und der physikalische Verlauf der Erscheinungen sowie Probleme des schalnahen Durchflusses durch den Verdichter behandelt: das Strömungsbild um das isolierte Profil, die gegenseitige

Einwirkung der Stosswellen und der Grenzschicht, Änderungen der Reibungs- und Tragkraftkoeffizienten des Profils in Abhängigkeit von der Machzahl sowie der Durchfluss über ein flaches Verdichtergitter.

LASON J.: Entwicklungsprobleme des inländischen Luftverkehrs. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 7, S. 13.

Es werden die Ursachen des verlustbringenden inländischen Luftverkehrs sowie die Notwendigkeit der richtigen Einstellung der Proportion zwischen dem Luft- und Eisenbahntarif erörtert.

BEREZAŃSKI J., STANISŁAWSKI J., SZUMANSKI K.: Einsatz des Hubschraubers im geneigten Gelände (II). TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 7, S. 23.

In dem Beitrag wird ein Modell für simulierte Versuche sowie für Versuche im natürlichen Gelände zur versuchsmässigen Ermittlung der Einsatzgrenzen im geneigten Gelände und zur Verifikation der analytischen Methoden dargestellt.

LENORT F.: Einige Bemerkungen zum mathematischen Modell der statischen Charakteristik des Turbinen-Düsenmotors. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 7, S. 28.

In dem Aufsatz wird die zum Aufbau des mathematischen Modells eines Turbinen-Düsenmotors notwendige Approximation der versuchsmässig ermittelten Abhängigkeit des Kraftstoffverbrauches von der Motordrehzahl und der Geschwindigkeit und Höhe des Fluges erörtert. Es werden zwei Approximations-Funktionen bestimmt: eine Funktion bei genauer Voraussetzung und eine verwickelte Funktion von allgemeiner Form. Aus der Beurteilung der Approximationsgenauigkeit mit Hilfe der beiden Funktionen erweist sich die Anwendungsmöglichkeit der ersten, einfacheren Funktion. Bei Anwendung der mathematischen Statistikmethode wird die Gesetzmässigkeit des für diese Funktion angenommenen Polynomgrades und der Koeffizientenzahl bestimmt.

cd. na III s. okt.



MIESIĘCZNIK SEKcji LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVII PAŹDZIERNIK 1982

TRYBUNA LOTNIKÓW

# TECHNIKA

# lotnicza

# i ASTRONAUTYCZNA

7'82

## Silniki piętą Achillesową polskiego przemysłu lotniczego

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Jeśli samolot można zaprojektować, zbudować, wypróbować i wprowadzić do produkcji w 3-4 lata, to dla silnika okres ten wynosi 7-8 lat. Dlatego albo należy projektować silniki z wyprzedzeniem w stosunku do samolotu, albo samolot projektować do istniejącego już silnika. W ten sposób silniki lotnicze ograniczają możliwości tworzenia nowych samolotów i śmigłowców. Doświadczone wytwórnie silnikowe same prowadzą rozpoznanie przewidywanego rozwoju zapotrzebowania na silniki i swe prace prototypowe prowadzą wg tych przewidywań, by móc składać oferty konkretnych silników wytwórniom samolotów, gdy te przystępują do projektowania nowych samolotów.

Od początku istnienia naszego przemysłu lotniczego silniki były jego piętą Achillesową, gdyż ich rozwój był opóźniony w stosunku do rozwoju samolotów. W pierwszej połowie lat dwudziestych, gdy powstawał ten przemysł u nas, produkcję samolotów oparto na licencji, zaś silniki importowano. W końcu lat dwudziestych przystąpiono do zastąpienia w produkcji samolotów licencyjnych konstrukcjami rodzimymi, rozwijając równocześnie produkcję silników na licencji. Wybrano udane silniki Wright, Bristol i Walter. Ponieważ nikt nie sprzedaje licencji na swe najnowsze konstrukcje, w wyniku mieliśmy w 1939 r. nowoczesne samoloty, lecz z silnikami o trochę za małej mocy, zaś nasze samoloty szły na eksport z importowanymi nowocześniejszymi silnikami francuskimi uzyskując lepsze osiągi. Budową silników własnej konstrukcji zajęliśmy się dość późno. Seria prototypowa silników polskich GR-760 została użyta do samolotów RWD-9 w Challenge'u 1934 oraz wykonano niedużą serię polskich silników G-1620 do samolotów obserwacyjnych R-XIIIF i Czapla. Nie miało to większego wpływu na jakość samolotów naszego lotnictwa. Czy ktokolwiek jednak wyciągnął wnioski z lekcji, jaką dało dwudziestolecie międzywojenne i wrzesień 1939 r.?

Po II wojnie światowej produkcję lotniczą oparliśmy w głównej mierze na licencjach płatowców i silników. Sukcesy produkcyjne były uzależnione od jakości użytych silników. Mając za sobą 35-letni okres seryjnej produkcji lotniczej można pokusić się o jego ocenę. Spróbujmy odpowiedzieć na pytanie: które z produkowanych silników lotniczych odegrały rolę w produkcji samolotów? Te, które były wystarczająco niezawodne i umożliwiły seryjną produkcję samolotów, a znajdując się w produkcji przez wiele lat miały zwiększoną niezawodność. Silnikami, które spełniły swe zadanie były (w nawiasach podana liczba i typ samolotu z danym silnikiem):

- M-11D (550 CSS-13),
- M-11FR (255 Junaków),
- WN-3 (242 Biesy),
- AI-14R (1181 Jak-12, 325 Gawronów, ponad 600 Wilg),
- AI-26 (1594 SM-1 i 85 SM-2),
- ASz-62 (ponad 9000 An-2, ponad 100 Dromaderów),
- WK-1 (duża seria LiM-2, LiM-5, LiM-6),
- SO-1 i SO-3 (seria Iskier),
- GTD-350 (ponad 3500 Mi-2).

Warto przy tym zauważyć, że nasza produkcja seryjna samolotów i śmigłowców opiera się w zasadzie na silnikach

znajdujących się u nas w produkcji co najmniej 15 lat i są to przede wszystkim silniki licencyjne, a ich trwałość i niezawodność stale wzrasta w miarę upływu lat produkcji.

A jakie mieliśmy kłopoty z produkcją samolotów z winy silników? Rozpatrzmy ten problem w poszczególnych kategoriach napędów.

Zacznijmy od silników do motoszybowców. Niewprowadzenie do produkcji silnika GAD w 1950 r. przekreśliło budowę motoszybowców u nas w latach pięćdziesiątych. Importowany silnik do Ogara utrudniał szersze zastosowanie tego motoszybowca, a niewprowadzenie w drugiej połowie lat siedemdziesiątych do produkcji silnika PZL-Franklin 2A wstrzymało prace konstrukcyjne nad motoszybowcami oraz utrudniło rozwój konstrukcji amatorskich. Rynek zbytu na takie silniki istnieje w całej Europie. Pierwszym silnikiem do samolotów lekkich, który utrudniał produkcję samolotów Żak, był silnik PZL A-65. Nieuruchomienie jego produkcji zmusiło do przeróbki serii samolotów Żak-2 na samoloty Żak-3 z importowanymi silnikami. Rezygnacja w 1948 r. z podjęcia licencyjnej produkcji silników czechosłowackich Walter przekreśliła możliwość produkcji samolotów CSS-10, CSS-11 i Zuch-1. Pod koniec lat pięćdziesiątych przerwanie przygotowań do produkcji silnika NP-1 (WN-1, czyli PZL A-65) i jego odmiany NP-2 o nieco większej mocy zaważyło na przerwaniu rozpoczętej produkcji samolotów Kos. W połowie lat siedemdziesiątych nasz przemysł uzyskał prawa do produkcji silników tłokowych Franklin, 2-, 4- i 6-cylindrowych, a uruchomienie ich produkcji miało dać podstawę do produkcji ekonomicznych samolotów sportowych, szkolnych i dyspozycyjnych. Jednakże produkcja tych silników nie objęła produkcji niezbędnego osprzętu (gaźniki, iskrowniki, prądnice itp.), co powoduje, że bez importu tego osprzętu nie da się silników PZL-Franklin ani produkować, ani użytkować. Dopiero teraz czynione są starania, by import ten zmniejszyć. Niewątpliwie silniki te przyhamowały produkcję samolotów Koliber i Mewa. Kłopoty z doprowadzeniem silnika WN-6 (132 kW) do stanu pozwalającego na bezpieczne jego użytkowanie przyczyniło się do przerwania prac nad samolotem szkolnym Tarpan i śmigłowcem Łątka oraz o mało co nie przekreśliło produkcji Wilgi, którą uratował silnik AI-14R. Trudności z opracowaniem wersji samolotowej silnika śmigłowcowego AI-26W zmusiło do użycia na samolocie MD-12 czterech silników (WN-3) zamiast dwóch o większej mocy. Do koncepcji tego silnika powrócono po kilkunastu latach budując silnik PZL-3S do samolotu rolniczego Kruk. Kłopoty techniczne z tym silnikiem oraz przeciągające się dopracowanie jego wersji reduktorowej PZL-3SR, odpowiedniejszej do samolotów rolniczych, zmusiły do zastosowania na Kruku silnika ASz-62IR o większej mocy, lecz o mniejszym zużyciu paliwa.

Z powodu powolnych zmian w produkcji silników lotniczych, staliśmy się jedynym krajem w świecie produkującym silniki tłokowe średniej mocy do samolotów rolniczych. Opóźnienie w przechodzeniu na nowocześniejsze ro-

cd. na s. 2



● Samolot An-2 produkowany seryjnie w WSK FZL-Mielec ma najdłuższą „linię życia” — mianowicie jego produkcja rozpoczęła się 24 lata temu i trwa do dziś. Dotychczas wyprodukowano 9 tysięcy szt. tego samolotu. W większości jest on eksportowany do Związku Radzieckiego. Do chwili obecnej Związek Radziecki zakupił ponad 8 tys. szt. Samolot jest także eksportowany do 15 innych krajów świata, a m.in. do krajów europejskich, Ameryki i Azji. W roku bieżącym mamy zamówienia na eksport do Anglii i Rumunii. Przewiduje się w roku bieżącym zwiększenie produkcji w porównaniu z latami ubiegłymi.

● 18 czerwca w WSK PZL-Mielec przystąpiono do pierwszych prób w locie samolotu PZL M-21 Dromader Mini. Ok. 60% części i zespołów tej maszyny jest zuniifikowane z wersją M18 Dromader. M-21 jest przewidziany do uprawy mniejszych arealów ziemi, do gaszenia pożarów lasów oraz lotów patrolowych.

● W WSK PZL-Świdnik wznowiono fabryczne próby w locie wielozadaniowego śmigłowca o nazwie Sokół (nazwa robocza W-3). Śmigłowiec będzie mógł być wykorzystany w wersjach: pasażerskiej, transportowej, sanitarnej oraz szkolno-treningowej.

● W maju br. w WSK PZL-Mielec podpisano protokół odbioru ostatniej przewidzianej umową z Kubą partii Dromaderów. 6 szt. Dromaderów odbędzie swą podróż w najbliższych dniach z Polski na Kubę. Transport samolotów rozmontowanych i zapakowanych w kontenery odbywać się będzie częściowo koleją, częściowo statkiem. (Z.W. 31.5.82 r.)

● PLL LOT oferuje swoim podróżnym kolejne udogodnienia, a mianowicie możliwość bezpłatnego zwiększonego przewo-  
 zącego



Prototyp samolotu rolniczego PZL-106 BS Kruk z silnikiem PZL ASz-62IR 736 kW (1000 KM) oblatany 8.III.1982 r. Fot. J. Kończuk

bagażu do Paryża z 20 kg na 32 kg. Warunkiem jednak jest, aby bagaż był zapakowany w jedną walizkę. Natomiast w lotach do Nowego Jorku i Montrealu pasażer może przewieźć bezpłatnie dwie walizki nie przekraczające wagi 32 kg każda.

● Samoloty LOT-u zdobywają coraz więcej portów lotniczych. Ostatnio samolot Polskich Linii Lotniczych LOT wylądował w Nairobi, skąd wspólnie z British Airways przewoził rybaków łowiących w rejonach Afryki Płd. oraz Caracas i Guayaquid. Samoloty LOT-u latają także do Rio de Janeiro, skąd wspólnie z Varigiem przewożą ludzi z Południowego Atlantyku. Samoloty LOT-u odbywały rejsy także do Norwegii, przewożąc stamtąd dary dla Polski od Norweskiego Czerwonego Krzyża.

● 13 maja br. zmarł mgr inż. lotn. Jan Jasiński, b. ppor. pil. 6 Pułku Lotniczego we Lwowie, żołnierz Armii Krajowej, długoletni pracownik lotnictwa sanitarnego w Warszawie.

● 14 maja 1982 r., przeżywszy 84 lata,

zmarł inż. pil. Kazimierz Kalina, powstaniec wielkopolski, lotnik wojskowy, pilot oblatywacz Centralnych Warsztatów Lotniczych, uczestnik lotu długodystansowego do Bagdadu w 1928 r., pracownik Państwowych Zakładów Lotniczych do 1939 r., kierownik warsztatów lotniczych Polskich Sił Powietrznych w Wlk. Brytanii, zamieszkały w Warszawie.

● W dniu 4 maja 1982 r. w Krakowie-Nowej Hucie na pograniczu Zesławic i Raciborowic zginął śmiercią lotnika 36-letni Jerzy Majewicz na motoszybowcu PM-1 Ara własnej konstrukcji. Podczas lotu na wysokości ok. 150 m w burzliwej atmosferze motoszybowiec wszedł w ostrą spiralę, nie wychodząc z niej do ziemi.

● 2 czerwca 1982 r., w wieku 59 lat, zmarł płk lotn. mgr inż. Tadeusz Fopp, naczelnik wydziału w Centralnym Zarządzie Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji, b. żołnierz harcerskiego batalionu „Parasol”, uczestnik akcji na dowódcę SS i policji w GG Koppego, żołnierz Powstania Warszawskiego.

cd. ze s. 1

dzaje napędu (tj. silniki turbinowe) spowodowało, że uzyskaliśmy pozycję uprzywilejowaną na rynku światowym. Wykorzystanie tej pozycji zależy może od stałego udoskonalania wyrobów oraz dostosowywania się do potrzeb rynku.

Jakie przeto istnieją możliwości rozwoju i wykorzystania silników lotniczych polskiej produkcji? Zaczynjmy od najmniejszych mocy. Cała rodzina silników PZL-Franklin może znaleźć zbyt, jeśli silniki te zostaną uwolnione od „wkładu dewizowego” i będą produkowane nie na sztuki, lecz seryjnie. Oczywiście wymaga to wysiłku ze strony wytwórni, lecz w porównaniu ze skonstruowaniem nowego silnika nie jest on duży. Gdy już się osiągnęło tak wiele — marnotrawstwem byłoby zaprzestanie prac nad całą rodziną tych silników. Szczególnie że mogą one dać sporą szansę konstruktorom samolotów i naszym aeroklubom, nie mówiąc o eksporcie. Silniki te mają moc od 50 do 165 kW. W zakresie mocy rzędu 200 kW mamy silnik AI-14R, którego ostatnio budowana odmiana z rozruchem elektrycznym zwiększa szanse eksportu Wilg do krajów, gdzie nie jest stosowany pneumatyczny rozruch silników.

Następny skok pod względem mocy reprezentował silnik WN-3 (243 kW), który miał w stadium prototypowym odmianę rozwojową oznaczoną K-5. Powrót do tego tematu dałby dość szybko dobry silnik, np. do samolotu szkolno-treningowego lub powiększonej rozwojowej odmiany Wilgi. Lecz ważne, by silnik dopracowano wcześniej niż samoloty przygotowuje się do produkcji. W klasie silników o mocy 440 kW znajduje się silnik PZL-3S. Jego wersja reduktorowa PZL-3SR, po uzyskaniu niezbędnej niezawodności i odpowiedniego okresu międzyremontowego — może stać się bardzo rozpowszechnionym w świecie silnikiem do samolotów rolniczych, gdyż samoloty o tej mocy silnika są szczególnie popularne. Nasz największy silnik tłokowy (736 kW), ASz-62IR, póki będą w produkcji i u-

życiu samoloty An-2, Dromader i Kruk — póty ma zapewniony zbyt.

Spośród produkowanych u nas silników turbinowych, GTD-350 ma najmniejsze perspektywy rozwoju, gdyż stosowany jest jedynie do śmigłowca Mi-2 i będzie nań zapotrzebowanie tylko tak długo, jak długo Mi-2 będą w użyciu. Natomiast rozwój samolotu Iskra i stałe zapotrzebowanie na samoloty tej klasy stwarzają potrzebę rozwoju silnika SO-3, szczególnie w kierunku wzrostu ciągu i trwałości oraz zmniejszenia zużycia paliwa. Największe perspektywy ma przed sobą dopiero wdrażany do produkcji silnik PZL-10, tak w wersji samolotowej jak i śmigłowiecowej. Ma on napędzać wprowadzany u nas do produkcji samolot lokalnej komunikacji An-28, samoloty rolnicze An-3, Turbo-Kruk i Dromader Super Turbo oraz śmigłowiec Sokół.

Ktoś mógłby zapytać, czy przedstawiony obraz upoważnia do takiego tytułu, w jaki zaopatrzone te rozważania. Sądząc po tempie dopracowywania nowych typów silników wprowadzanych do produkcji — chyba jednak tak. Bowiemy nasi konstruktorzy samolotów chcą konstruować nowe samoloty mają do dyspozycji przede wszystkim silniki sprzed 15, 20, 25 czy 40 lat. Natomiast poziom niezawodności i wciąż przesuwający się termin dopracowania silników wprowadzanych dopiero do produkcji stwarza ryzyko wstrzymania prac nad samolotem z winy silnika. Wytworzyło się swoiste błędne koło. Wytwórnie silników nie chcą wkładać pracy w silniki, na które nie wpłynęło zamówienie na produkcję seryjną, zaś wytwórce samolotów nie chcą stosować na swych wyrobach, a więc i zamawiać, silników, których jakość nie została dobrze wypróbowana. W tej sytuacji, wobec braku konkurencji na naszym rynku silnikowym, faktyczny postęp techniczny odbywa się bardzo powoli. A to nie sprzyja rozwojowi produkcji samolotów. Więc chyba silniki są piętą Achillesową naszego przemysłu lotniczego. Tylko zapewne nie jedyną.



**FRANCJA**

● Produkcja samolotów lekkich we Francji spada. W 1976 r. wynosiła 743 szt., w 1978 r. 624 szt., w 1980 r. 599 szt., zaś w 1981 r. tylko 384 szt. (Av. Mag. 827)

● W wyniku trudnej sytuacji ekonomicznej francuskiego lotnictwa sportowego wzrasta zainteresowanie samolotami słabo-silnikowymi. Wytwórnia Robin projektuje samolot dwumiejscowy Robin-ATL napędzany silnikiem 32 kW (43 KM), wytwórnia CAP samolot dwumiejscowy CAP-X z silnikiem 56 kW (77 KM), zaś wytwórnia Fournier zamierza wznowić produkcję motoszybowców RF-1 i RF-5. (Av. Mag. 827)

● 15 maja 1982 r. wykonał pierwszy lot samolot TB-10 Tobago z silnikiem Lycoming 132 kW (180 KM) napędzany płynnym propanem. Uzyskano oszczędność paliwa 5%. Wytwórnia SOCATA zamierza sprzedawać samoloty z takimi silnikami oraz dostarczać zestawy pozwalające na przerobę silnika. (GIFAS 1330)



**KANADA**

● Wytwórnia silników lotniczych Pratt Whitney of Canada zwolniła z pracy 1700 pracowników na łączną liczbę zatrudnionych 6800, a ma zwolnić dalszych 580 osób. W ub. roku cały przemysł kanadyjski zwolnił 2 tys. pracowników, których obecnie zatrudnia 44 800. (Av. Mag. 827)

● 10 kwietnia 1982 r. rozpoczął próby w locie samolot służbowy Canadair Challenger 601. (Av. Mag. 826)



**RFN**

● Cena śmigłowca MBM/Kawasaki BK-117 ustalona przez MBB wynosi 920 tys. dol.

● 22 kwietnia 1982 r. oblatano setny egzemplarz motoszybowca Grob G102. Półowa produkcji została eksportowana. (Aerokurier 5/82)

● Przystąpiono do projektowania francusko-zachodniemieckiego śmigłowca przeciwzołgowego PAH-2. (Av. Mag. 826)

● W ostatnim pięcioleciu zatrudnienie w przemyśle lotniczym RFN spadło z 40 500 do 36 000 osób. (Av. Mag. 826)



**INDIE**

● Indyjskie państwowe lotnictwo rolnicze używa 24 samoloty HA-31 Basant indyjskiej konstrukcji i zamówiło 8 dalszych. Przewidywane jest zabudowanie silnika turbosmigłowego na ten samolot. (FR-4/82)



**JUGOSŁAWIA**

● Do gaszenia pożarów leśnych zakupiono 4 kanadyjskie samoloty Canadair CL-215. (FR 4/82)



**NRD**

● Od początku stosowania w NRD śmigłowców do prac przy elektryfikacji kolei śmigłowce Mi-8 ustawiły 8100 słupów trakcyjnych i zawiesiły 685 km sieci w ciągu 1635 godzin lotu. (FR 4/82)



**SZWECJA**

● 27 października 1982 r. ma być wytoczony z fabryki prototyp samolotu komunikacji lokalnej SAAB Fairchild SF-310. Pierwszy lot tego samolotu ma się odbyć na początku 1983 r. (Av. Mag. 827)



**RUMUNIA**

● Motoszybowce IS-28M2 są eksportowane do Japonii, USA, Wlk. Brytanii, Australii, Portugalii, Szwecji, Szwajcarii, Danii Kanady, Izraela, Egiptu, Filipin, Hiszpanii i na Węgry. W maju 1980 r. trzy IS-28M2 przeleciały z Rumunii do Australii 20 913 km w 25 dni. Na miejscu pasażera był umieszczony dodatkowy zbiornik 100 l, przedłużający czas lotu o 11 h. Doskonałość motoszybowca wynosi 26. (LK 9/82)



**W. BRYTANIA**

● Wytwórnia Westland opracowuje odmianę śmigłowca Lynx oznaczoną Lynx Mk. 3, której napęd będą stanowić dwa silniki Gem 41 po 835 kW (1120 KM), a jego masa w locie wyniesie 5300 kg (dla Lynx Mk. 2 wynosi ona 4760 kg).

● Spośród 110 zamówionych samolotów lokalnych komunikacji Shorts 330 dostarczono już 84. Samoloty zamówiły 33 linie lotnicze z 14 krajów. (SBAC 206)

● Wytwórnia Westland otrzymała zamówienia za 581 tys. £ od instytutu lotniczego RAE-Farnborough na wykonanie w ciągu dwóch lat prototypu włókna światłowodowego do kontroli instalacji samolotów. (SBAC 206)



**USA**

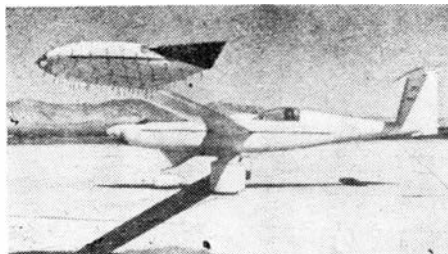
● USAir Force (siły lotnicze) zamierza odkupić od linii lotniczych 59 do 86 samolotów transportowych Boeing 747 po 50 mln dol. za sztukę. Cena ta jest o połowę niższa niż przy zakupie nowych samolotów C-5N. (Av. Mag. 827)

● Samoloty morskie Lockheed S-3A Viking przeznaczone do zwalczania łodzi podwodnych przejdą modernizację wyposażenia elektronicznego i w ten sposób zostaną przerobione na S-3B. (Av. Mag. 827)

● Wersja eksportowa samolotu pokładowego Grumman E-2C Hawkeye otrzymała oznaczenie E-2X. (Av. Mag. 827)

● 25 marca 1982 r. minęło 35 lat produkcji samolotu sportowo-dyspozycyjnego Beech Bonanza. Pierwsza Bonanza wykonała pierwszy lot 25.3.1947 r. Od tej pory wyprodukowano 15 000 samolotów Bonanza, w tym 10 400 z usterzeniem Rudlickiego. Samolot nadal znajduje się w produkcji. (Aerokurier 5/82)

● Tom Jewett, Burt Rutan i dwaj ich koledzy zbudowali samolot „Free Enterprise” przeznaczony do lotu dookoła świata bez lądowania. Samolot ma 15 m rozpiętości, zabiera 2000 l paliwa, a jego napęd stanowi silnik PZL-Franklin 100 kW



ta bez lądowania. Samolot ma 15 m rozpiętości, zabiera 2000 l paliwa, a jego napęd stanowi silnik PZL-Franklin 100 kW

(135 KM) z turbosprężarką Revmaster. (Aerokurier 5/82)

● Do maja 1982 r. wyprodukowano 31 samolotów myśliwskich F-16. Samolot jest eksportowany. Do Korei Płd. dostarczone będzie 36 szt., a Egipt zamówił dalsze 40 szt. (Av. Mag. 826)

● Wytwórnia Sikorsky do maja 1982 r. dostarczyła 261 śmigłowców UH-60A Black Hawk. Nowe zamówienie opiewa na 294 UH-60A, dostarczane po 10 miesięcznie. Łącznie US Army zamierza zakupić 1107 śmigłowców tego typu. (Av. Mag. 826)

● Wytwórnia Boeing sprzedała w 1981 r. 221 pasażerskie samoloty odrzutowe. Dostawy w 1981 r. objęły: 2 samoloty Boeing 707, 94 Boeing 727, 108 Boeing 737, 53 Boeing 747 Jumbo Jet, a na 1982 r. obejmują: 7 Boeing 707 (E-3A AWACS), 26 Boeing 727, 113 Boeing 737, 31 Boeing 747, 2 Boeing 757 i 24 Boeing 767.

● Wytwórnia Sikorsky dostarczyła w 1981 r. 120 śmigłowców UH-60A Black Hawk oraz 15 CH-53E Super Stallion, zaś w 1980 r. 67 UH-60A i 2 CH-53E. Łącznie zamówienia na UH-60A opiewają na 337 szt., a na CH-53E na ponad 200 szt., zaś na SH-60A Seahawk na 200 szt.

**OGÓLNE**

● Światowe rekordy szybowcowe ustalone w 1981 r.:

— odległość po trasie trójkąta: H. Grosse (RFN) 4.1.1981 r. na ASW-17 — 1306,8 km;

— przelot docelowo-powrotny na szybowcu dwumiejscowym: T. Knauff, R. Gannon (USA) 28.9.1981 r. na Astir Twin II — 1000,8 km;

— przelot docelowo-powrotny, kobiecy: D. Grove (USA) na Nimbus 2 — 1127,6 km;

— prędkość na trójkącie 300 km, kobiecy: S. Martin (Australia) na Ventus — 129,5 km/h.



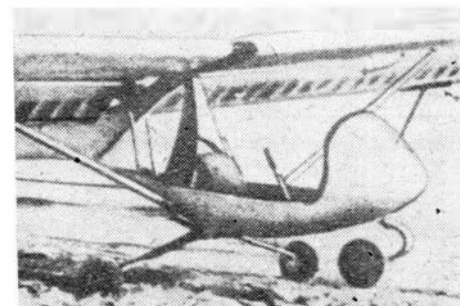
**ZSRR**

● W biurze Jakowłewa powstał nowy samolot akrobacyjny Jak-53 będący jednomiejscową odmianą samolotu szkolnego



Jak-52, lżejsza o 100 kg. Masa startowa samolotu wynosi 1060 kg, powierzchnia nośna 15 m<sup>2</sup>, prędkość maks. 300 km/h, wzniesienie 15 m/s. (Kr. Rod. 5/82)

● Wśród prototypów laminatowych jednomiejscowych szybowców szkolnych zbudowanych w ZSRR w latach 1980-1981 (a są to ŁAK-14 Drozd, BRO-21 i BRO-23 KR) zwraca uwagę BRO-23KR, z wymiennym podwoziem płozowym, kołowym i pływakowym. Przy rozpiętości 8,2 m i pow. nośnej 10,4 m<sup>2</sup> szybowiec ma masę własną 83,5 kg, opadanie 1 m/s, prędkość minimalną 42 km/h i doskonałość 15. (Kr. Rod. 5/82)



# STATYSTYKA LOTNICZA



## Przewozy LOT-u w poszczególnych miesiącach 1981 r. (regularne i nieregularne razem)

Miesiąc	Pasażerów			Ton ładunków		
	zagraniczne	krajowe	razem	zagraniczne	krajowe	razem
Styczeń	50 737	44 480	95 217	687	442	1129
Luty	51 738	49 922	101 660	637	379	1016
Marzec	64 149	50 255	114 404	829	372	1204
Kwiecień	66 738	62 840	129 578	723	318	1041
Maj	75 094	56 620	131 714	779	191	970
Czerwiec	98 368	69 653	168 021	778	207	985
Lipiec	121 860	84 650	206 510	760	207	967
Sierpień	136 314	100 190	236 504	670	206	876
Wrzesień	131 075	72 836	203 911	711	256	967
Październik	97 337	61 408	158 745	795	225	1020
Listopad	69 285	43 390	112 675	818	176	994
Grudzień	35 218	16 969	52 187	454	83	537
<b>Średnia mies.</b>	<b>83 159</b>	<b>59 435</b>	<b>142 594</b>	<b>720</b>	<b>255</b>	<b>975</b>

## Rozwój lotniczych przewozów na świecie w 10-leciu 1972 ÷ 1981 (w 150 krajach ICAO)

Rok	Liczba pasażerów	Ton towaru	Pasażerokilometry	Miejsekilometry oferowane	Wskaźnik wykorzystania miejsc	TkM pracy przewozowej		
						towar	poczta	ogółem pasażerów, towar., poczta
						mln		
1972	450	7,3	560 000	981 000	57	15 020	2780	68 170
1973	480	8,2	618 000	1 073 000	58	17 530	2880	76 780
1974	515	8,7	656 000	1 108 000	59	19 020	2880	80 700
1975	534	8,7	697 000	1 179 000	59	19 370	2900	84 780
1976	576	9,3	764 000	1 270 000	60	21 540	3030	93 270
1977	610	10,0	818 000	1 346 000	61	23 630	3180	100 440
1978	679	10,6	936 000	1 451 000	65	25 940	3270	113 540
1979	754	10,9	1 060 000	1 607 000	66	28 010	3430	126 860
1980	748	10,7	1 088 000	1 718 000	63	29 120	3680	130 530
1981	728	11,0	1 093 000	1 715 000	64	30 000	3800	132 000

## Wskaźniki wzrostu przewozów lotniczych na świecie (1972 ÷ 1981)

Rok	Liczba pasażerów	Ton towaru	Pasażerokilometry	Miejsekilometry oferowane	Wskaźnik wykorzystania miejsc	TkM pracy przewozowej		
						towar	poczta	ogółem pasaż., towar., poczt.
1972 ÷ 73	8%	13%	10%	9%	1	17%	4%	11%
1973 ÷ 74	5%	5%	6%	3%	1	8%	0%	6%
1974 ÷ 75	4%	0%	6%	6%	0	2%	1%	5%
1975 ÷ 76	8%	7%	10%	8%	1	11%	4%	10%
1976 ÷ 77	6%	8%	7%	6%	1	10%	5%	8%
1977 ÷ 78	11%	6%	14%	8%	4	10%	3%	13%
1978 ÷ 79	11%	3%	13%	11%	1	8%	5%	12%
1979 ÷ 80	-1%	-2%	3%	7%	-3	4%	7%	3%
1980 ÷ 81	-2,5%	3%	0,5%	0%	1	3%	3,5%	1%

## Zatrudnienie i wydajność pracy w PLL LOT

Wyszczególnienie	1980 r.	1981 r.	1981 : 1980
Przeciętne zatrudnienie			
— ogółem	5 891	6 005	101,9
w tym:			
— robotnicy	2 039	2 140	105,0
— pracownicy inż.-techn. towar.,	1 507	1 559	103,5
— pracownicy handl.-przew. poczt.	1 785	1 780	99,7
— pracownicy adm.-biur.	383	349	91,1
— pozostali	177	177	100,0
Wydajność pracy			
— tys. tkm na pracownika	43 755,1	39 351,3	89,9

Źródło: Biuletyn LOT 1982, nr 73

A.G.

# Eksperymentalny ultralekki szybowiec ULS z kompozytów polimerowych.

## Cz. I Geneza programu i budowa szybowca

Mgr inż. JERZY KĘDZIERSKI  
Mgr inż. PRZEMYSŁAW PLECIŃSKI  
Dr inż. ROMAN ŚWITKIEWICZ

Politechnika Warszawska

Szybowiec ULS, zaprojektowany i zbudowany całkowicie na uczelni przez autorów i studentów z Koła Naukowego Lotników PW (prace własne Zespołu Naukowo-Badawczego Technologii Lotniczych Konstrukcji Kompozytowych w Instytucie Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej), pomyślany był jako konstrukcja eksperymentalna wykonana z kompozytów szklano-epoksydowych. Prace projektowe i wykonawstwo szybowca ULS połączono ściśle z procesem dydaktycznym na specjalizacji „samoloty i śmigłowce” Wydziału MEiL oraz z działalnością studencką Koła Naukowego Lotników, dzięki czemu rozszerzono i wzbogacono proces dydaktyczny o istotne elementy praktyczne, zaś autentyczne zaangażowanie studentów potwierdziło słuszność tego typu działań.

Należy również podkreślić, że zrealizowanie programu w tzw. pełnym cyklu, tzn. obejmującym projekt, konstrukcję, technologię, wykonawstwo oraz próby (nazemne i w locie), umożliwiło nauczycielom akademickim zdobycie i pogłębienie doświadczenia, niezbędnego w działalności dydaktycznej na uczelni.

### Założenia i program budowy

Problem szybowca popularnego nowej generacji pojawił się w ostatnich latach w związku z dążeniem do wypełnienia luki w sprzęcie do bezsilnikowego latania treningowego i rekreacyjnego, jaka wytworzyła się między lotniami a szybowcami klasycznymi, zdominowanymi przez drogi sprzęt zawodniczy i wyczynowy. Określenie szybowiec popularny nowej generacji odnosi się, ogólnie mówiąc, do szybowców o następujących charakterystycznych cechach: tani (w produkcji i eksploatacji — cecha podstawowa), mały i lekki (m.in. łatwy transport i hangarowanie), prosty i bezpieczny w użytkowaniu, a zarazem mający dostatecznie dobre osiągi (zwłaszcza — decydujące o długotrwałości lotu). Należy podkreślić, że aktualny stan wiedzy, szczególnie z zakresu aerodynamiki oraz technologii lotniczych konstrukcji z kompozytów polimerowych, stwarza dla takiej nowej generacji szybowców realne przesłanki i możliwości rozwoju.

Uznając zatem za celową budowę szybowca popularnego nowej generacji, w 1978 r. przystąpiono do projektowania i budowy szybowca ULS zakładając, że będzie to konstrukcja poprzedzająca i w pewnym zakresie będzie stanowiła pierwowzór rozwiązania docelowego. Założono również, że będzie to wyrób jednostkowy (nie przystosowany do wytwarzania seryjnego), skonstruowany zgodnie z przepisami OSTIV i wykonany z atestowanych materiałów lotniczych. Ze względu na studyjny (eksperymentalny) charakter konstrukcji i jednostkowe wykonawstwo założono, że wytwarzanie oparte będzie na technikach uproszczonych.

Traktując szybowiec ULS jako konstrukcję eksperymentalną, w ramach prac projektowych i konstrukcyjno-technologicznych przeprowadzono studium układu szybowca oraz studium kształtowania struktury z kompozytów szklano-epoksydowych w rozwiązaniu ultralekkim. Oba te zagadnienia uznano bowiem za podstawowe dla nowej generacji szybowców popularnych.

Punktem wyjścia było założenie masy własnej szybowca ULS na poziomie 45 kg, m.in. ze względu na chęć obniżenia kosztów materiałowych. Założenie to spowodowało nietypowy stosunek masy konstrukcji do masy pilota (ok. 1:2. W konsekwencji wystąpiły określone uwarunkowania, szczególnie w zakresie ukształtowania kadłuba (spełnienie wymagań wyważenia) oraz w rozwiązaniu struktury skrzydeł i usterzenia.

Zagadnienia te objęto studium konstrukcyjno-technologicznym kształtowania struktury nośnej w celu znalezienia

właściwych rozwiązań oraz opracowania pewnych standardów konstrukcyjnych i wykonawczych dla przekrojów bieżących oraz dla węzłów wprowadzenia sił skupionych.

W wyniku prac projektowych przyjęto wielokrotnie sprawdzony układ szybowca — o parametrach geometrycznych zbliżonych do szybowców klasy Salamandra. Nietypowe jest jedynie usytuowanie drążka sterowego „od góry” oraz lotek poza obrysem skrzydła (tzw. lotki wleczone, czyli Junkersa). Rozwiązania te podyktowane zostały głównie prostą i małą masą konstrukcji.

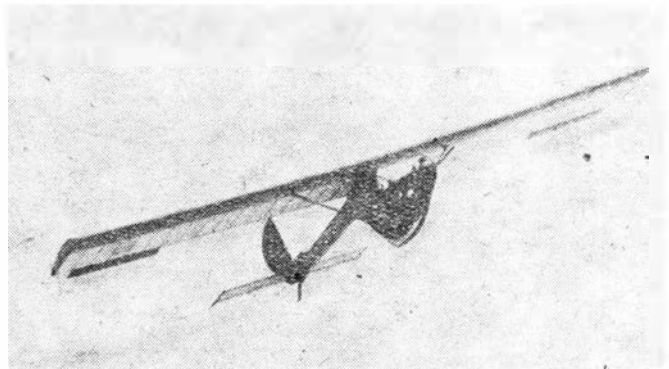
Warto również dodać, że w ramach studium układu szybowca przeprowadzono rozważania nad zastosowaniem rozpraszaczy wirów brzegowych na końcach skrzydeł. Uznając za celowe ich zastosowanie w tego typu konstrukcji, zdecydowano w budowanym szybowcu ULS przygotować strukturę skrzydeł do zamontowania rozpraszaczy, przesuwaną jednak ich projekt i wykonawstwo na okres po zakończeniu prób państwowych.

### Uwarunkowania historyczne „programu ULS”

Pierwsze prace projektowo-wykonawcze w zakresie konstrukcji lotniczych były prowadzone na Politechnice Warszawskiej już na początku lat dwudziestych i wiązały się przede wszystkim z działalnością Sekcji Lotniczej Koła Mechaników Studentów PW. Istotne w tej działalności było powstanie w grudniu 1925 r. warsztatów lotniczych Sekcji, które następnie w 1933 r. przekształciły się w Doświadczalnię Warsztatów Lotniczych produkujące słynne samoloty ze znakiem RWD.

Również w okresie powojennym kolejne studenckie pokolenia wielokrotnie podejmowały próby powiązania prowadzonych na uczelni prac projektowo-konstrukcyjnych z ich realizacją praktyczną. Wymienić tu należy takie inicjatywy jak np. program budowy motoszybowca AW-31 (AW-51), próbę „zmotoryzowania” szybowca Foka czy też program mający na celu wykonanie kompozytowych skrzydeł do szybowca Zefir 2A. Osobny rozdział stanowi budowa samolotu EM-5A (czyli M-17) zaprojektowanego co prawda na Politechnice Warszawskiej w dużej mierze przez studentów, ale wykonanego już całkowicie w Mielcu. Tam też prototyp odbył jedyny jak dotąd lot.

We wszystkich tych poczynaniach, prócz motywów szczegółowych, tkwiła niewątpliwie chęć nawiązania do chlubnych tradycji z okresu międzywojennego. Świadczyły one również o dostrzeganiu ożywionej działalności lotniczych ośrodków akademickich, m.in. w ZSRR i RFN. Niestety, wszystkie te próby nie przynosiły zamierzonych efektów finalnych, choć z pewnością przeciwdziałały stagnacji środowiska akademickiego i w jakimś stopniu łagodziły powie-



Rys. 1. Szybowiec ULS, pierwszy w okresie powojennym „uskrzydlony absolwent” Politechniki Warszawskiej, oblatany 27.IX.1981 r. przez pil. A. Zientka

kszanie się dystansu (zarówno w odniesieniu do przeszłości, jak i dokonań współczesnych za granicą).

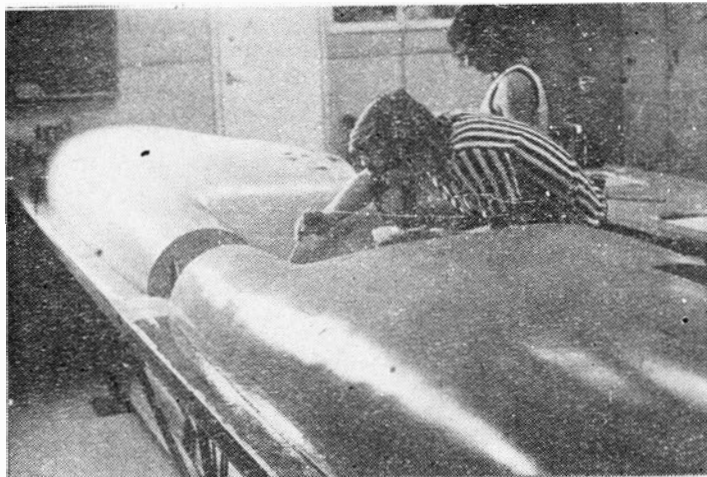
Pozytywnie odmienna sytuacja zaistniała natomiast w ostatnich latach w konstrukcji miękkołatów (lotni — w tym również z napędem), których twórcy, zrzeszeni w Akademickim Klubie Lotniarskim Politechniki Warszawskiej, śmiało konkurują z czołówką (nie tylko krajową), przyczyniając się zarazem do integracji licznego w warszawskim środowisku akademickim grona entuzjastów lotniczych, znajdujących w działalności w AKL-u jedną z możliwości twórczego spożytkowania swej pasji.



Rys. 2. Część hangaru Zakładu Samolotów i Śmigłowców, gdzie rozpoczęły się pierwsze prace przy budowie motoszybowca KNL-1 w ramach działalności Sekcji Konstrukcyjnej Koła Naukowego Lotników

#### Motoszybowiec KNL-1

Ostatnią z takich nie zrealizowanych prób (stanowiącą w tym przypadku również i dla autorów „doświadczenie niespełnienia”, choć zarazem bezpośrednio poprzedzającą i implikującą powstanie szybowca ULS) był program zaprojektowania i budowy jednomiejscowego motoszybowca. Z inicjatywy studentów specjalizacji „samoloty i śmigłowce” w latach 1973÷1975 powstały dwa „konkurencyjne” projekty jednomiejscowych drewniano-laminatowych motoszybowców: jeden w układzie ze śmigłem pchającym (KNL-1), drugi ze śmigłem ciągnącym (KNL-2). Prace projektowe i konstrukcyjno-technologiczne prowadzone były w ramach działalności dydaktycznej (prac przejściowych i dyplomowych) pod opieką dra Witolda Błażewicza i doc. Ta-



Rys. 3. „Ostatni szlif” podczas wykonywania makiet przedniej części kadłuba motoszybowca KNL-1 (sierpień 1976 r.)

deusza Wiślickiego i zostały uwieńczone zespołową obroną prac dyplomowych, której przewodniczył prof. Leszek Dułęba, ówczesny kierownik Zakładu Samolotów i Śmigłowców. Ten etap działalności dał niewątpliwie jego uczestnikom wiele satysfakcji i stanowił zarazem próbę efektywnej działalności zespołowej w studenckim „biurze konstrukcyjnym”.

Ponieważ istotną częścią całego programu miała być realizacja jednej z zaprojektowanych konstrukcji (w ramach działalności Koła Naukowego Lotników i przy udziale studentów z młodszych lat), stąd w 1975 r., dzięki pomocy uzyskanej ze strony Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL oraz Aeroklubu PRL, postanowiono rozpocząć budowę motoszybowca KNL-1, przewidując optymistycznie jej zakończenie w ciągu 2÷3 lat. Prace odbywały się w odpowiednio zaadaptowanej do tego celu części hangaru Zakładu Samolotów i Śmigłowców i koncentrowały się w tym okresie wokół wykonawstwa oprzyrządowania kadłuba i skrzydeł (wykonano makiety i foremnik przedniej części kadłuba oraz tzw. foremnik szkieletowe skrzydeł). Równolegle prowadzone były również prace wdrożeniowe nad zastosowaniem do wykonania kesonów skrzydeł motoszybowca opracowanej przez autorów uproszczonej techniki wytwarzania powłok rozwijalnych z kompozytów (tzw. metody DFP — zastosowanej następnie m.in. przy wykonaniu skrzydeł szybowca ULS).

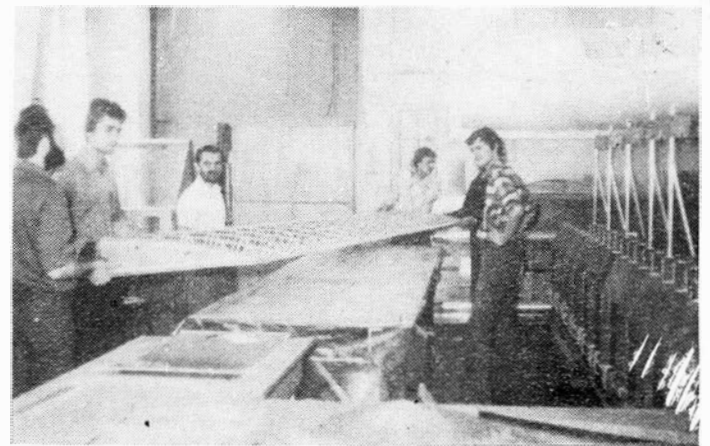
Na tym etapie zaawansowania prace przy motoszybowcu zostały jednak przerwane. Złożyło się na to niewątpliwie wiele przyczyn (m.in. brak na naszym rynku odpowiedniego silnika), za podstawową można jednak uznać znaczną złożoność i długotrwałość całego programu (szczególnie w sytuacji braku ciągłości z działaniami i doświadczeniami poprzedników), co powodowało stopniowe starzenie się konstrukcji i spadek jej atrakcyjności, również w aspekcie nikłego raczej w naszych warunkach zapotrzebowania społecznego na jednomiejscowy motoszybowiec.

A zatem „frustracja”, ale także świadomość doświadczenia zdobytego w trakcie prac nad motoszybowcem, przyczyniły się do powstania nowego programu: budowy ultralekiego eksperymentalnego szybowca ULS. Aby jednak w możliwie dużym stopniu wykorzystać wykonane już oprzyrządowanie, postanowiono zachować w szybowcu ULS taki sam profil (NACA 4415), jaki był przewidziany dla motoszybowca. I choć z aerodynamicznego punktu widzenia nie była to decyzja w pełni optymalna, to jednak w znacznym stopniu urealniła i przyspieszyła realizację nowego programu. Stąd też, zdaniem autorów, praca włożona w budowę motoszybowca, w tym szczególnie znaczny wysiłek i zaangażowanie studentów, nie pozostały całkiem bezowocne. Zaprocentowały następnym programem, tym razem już doprowadzonym do pomyslnego finału — po raz pierwszy od ponad czterdziestu lat...

#### Budowa szybowca ULS

Prace projektowe, konstrukcyjno-technologiczne, wykonawstwo konstrukcji i oprzyrządowania oraz badania naziemne i oblot trwały prawie 39 miesięcy w latach 1978÷1981. Prace te były prowadzone przez autorów równolegle z działalnością dydaktyczną na uczelni oraz pracami umownymi dla przemysłu. Radą i pomocą przy szybowcu ULS (szczególnie przy obliczeniach) służyli: prof. Leszek Dułęba i dr Witold Błażewicz.

W ramach działalności dydaktycznej związanej z „programem ULS”, studenci Wydziału MEiL: Wojciech Broda, Bernard Masztalski, Krzysztof Pierzchanowski, Eligiusz So-



Rys. 4. Pierwsze skrzydło szybowca ULS po wyjęciu z przyrządu montażowego (praktyka w lipcu 1979 r.)



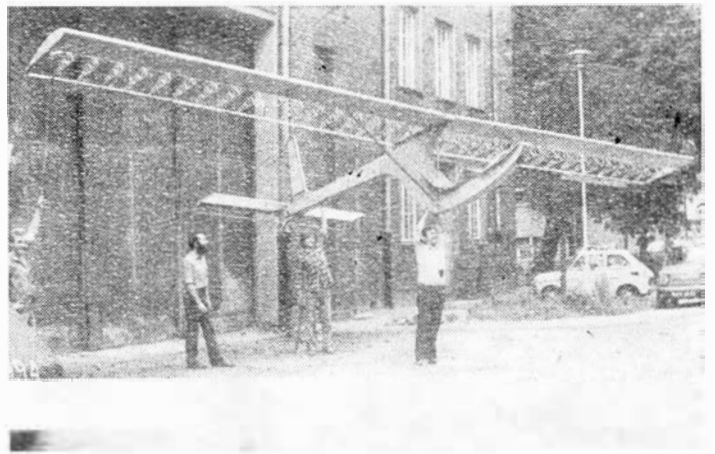
kołowski i Adam Szymajda, wykonali pięć prac przejściowych konstrukcyjno-technologicznych, opracowując strukturę, wykonując i badając takie zespoły jak płoza główna wraz z elementami sprężystymi, płoza ogonowa, fotel pilota oraz podzespoły ustereżeń.

Przy budowie szybowca ULS wzięło udział łącznie ok. 30 studentów Wydziału MEiL, pracujących głównie w miesiącach wakacyjnych na specjalnie zorganizowanych w tym celu praktykach w Laboratorium Klejenia ITLiMS (w zakresie tych prac wchodziło także wykonawstwo oprzyrządowania niezbędnego do budowy prototypu). Większość prac wykonawczych prowadzona była pod kierunkiem i przy współudziale autorów, co z jednej strony wynikało z przyjętych założeń dydaktyczno-wychowawczych, z drugiej zaś z uwarunkowań o charakterze badawczo-naukowym, związanych z ogólną specyfiką technologiczną kompozytów, jak też z zastosowaniem w konstrukcji szybowca rozwiązań niekonwencjonalnych, szczególnie w zakresie struktury i techniki wytwarzania. Równocześnie jednak należy podkreślić, że decydujący wpływ na realizację całego programu miał udział i autentyczne zaangażowanie w budowę szybowca ULS studentów, w tym wiodąca rola studenckich fachowców: Andrzeja Gozdałika, Jerzego Tiereszko, Jana Filipiaka, Wojciecha Frączka, Stefana Łubniewskiego, mających bogate doświadczenie modelarskie, a często również praktykę przemysłową z okre- u przed studiami.



Rys. 5. Ostatnie prace przy wykonaniu kadłuba szybowca ULS podczas praktyki w sierpniu 1980 r.

Równolegle z początkową fazą budowy szybowca prowadzone były prace nad rozbudową i wyposażeniem Laboratorium Klejenia (nazwa tradycyjna), w którym następnie koncentrowały się już wszystkie prace wykonawcze prototypu. Laboratorium, przy swej powierzchni ok. 100 m<sup>2</sup>, spełnia obecnie ważną rolę w procesie dydaktycznym, umożliwiając zarazem kontynuację działalności projektowo-wykonawczej w zakresie konstrukcji lotniczych z kompozytów. Znaczną część wyposażenia laboratorium stanowi oprzyrządowanie do szybowca ULS, które z powodu swej uni-



Rys. 6. Szybowiec ULS przed hangarem Politechniki — po pierwszym próbnym zmontowaniu na zakończenie praktyk wakacyjnych latem 1980 r. (masa struktury ok. 45 kg)

Wszystkie zdjęcia: Jan Filipiak

wersalności będzie mogło być wykorzystywane również w przyszłości.

Budowa szybowca ULS z konieczności musiała być oparta głównie na materiałach pochodzących z importu (wąski asortyment odpowiednich do konstrukcji lotniczych materiałów krajowych, szczególnie kompozytów). W tym kontekście należy jeszcze raz podkreślić pomoc, jaką Politechnika uzyskała ze strony Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL, a w tym szczególnie Przedsiębiorstwa Doświadczalno-Produkcyjnego Szybownictwa\* PZL-Bielsko, które (w ramach otwartego przez ZPLiS specjalnego zlecenia na realizację studenckich prac rozwojowych) bezpłatnie dostarczyło większość materiałów konstrukcyjnych, w tym żywicę, tkaniny szklane, tworzywa spienione, metale i części normalne.

Pozostałe materiały (w tym na elementy oprzyrządowania) zostały zakupione z budżetu Instytutu Techniki Lotniczej i Mechaniki Stosowanej PW, przeznaczonego na działalność dydaktyczną. Również w warsztatach mechanicznych ITLiMS wykonane zostały części metalowe do szybowca.

\* \* \*

Jak wspomniano na wstępie, szybowiec ULS pomyślany był jako konstrukcja eksperymentalna, poprzedzająca właściwy szybowiec popularny o niskich kosztach produkcji i użytkowania. W związku z tym nie przewiduje się budowy następnych egzemplarzy szybowca ULS.

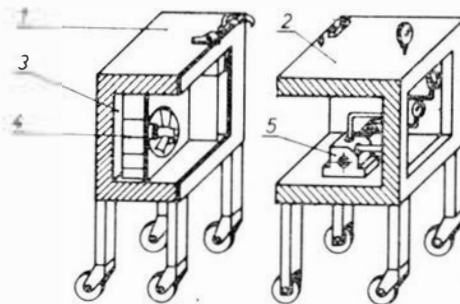
Istniejący egzemplarz zostanie poddany próbom państwowym w celu uzyskania certyfikacji. Próby te, oraz dalsze ewentualne użytkowanie w ramach działalności Koła Naukowego Lotników PW, pozwolą na zebranie i pogłębienie doświadczeń, głównie z zakresu użytkowania tego typu ultralekkich szybowców. Warto dodać, że prace nad następną konstrukcją, będącą prototypem szybowca popularnego nowej generacji, są już w toku.

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Kombinat Typowych Elementów Hydrauliki Siłowej PZL-Hydral we Wrocławiu zgłosił do opatentowania urządzenie do prób działania wyrobów (wynalazca W. Witkowski). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania stoiska do szybkiego wykonywania prób działania wyrobów, w różnych warunkach klimatycznych.

Urządzenie składa się z jednostronnie otwartego członu głównego 1 zawierającego w wydzielonej przestrzeni 3 środki 4 zmieniające, regulujące i stabilizujące temperaturę oraz z przyłączonych do niego jednego lub kilku jednostronnie lub dwustronnie otwartych członów przyłączonych 2, w których jest umieszczony sprawdzony wyrób 5.

Skrót opisu patentu, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 15/1980 r., w klasie B25J, pod nr P.210697.



● Biuro Projektów Konstrukcji Metalowych i Urządzeń Przemysłowych „Mostostal” w Zabrze zgłosiło do opatentowania rozwiązanie pt. Urządzenia do symulowania skoków. Wynalazek, mający zastosowanie podczas szkolenia skoczków spadochronowych, rozwiązuje zagadnienie w miarę dokładnego odtwarzania poszczegól-

nych faz skoku z samolotu, w sposób bezpieczny w eksploatacji.

Istota wynalazku polega na tym, że urządzenie wyposażone jest w uchwyty, nożycowy wspornik 3 z regulowaną podstawą i napinacz 1, który stanowi śruba z nakrętką i sworzeń z wkładkami prowadzącymi, zapewniającymi swobodny obrót nakrętki na śrubie. Urządzenie zapewnia grawitacyjną jazdę wózka 4 ze skoczkiem po zjazdowej linii 2.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 15/1980 r., w klasie B64D, pod nr P.211572.

# Przepływ przydźwiękowy wokół izolowanego profilu oraz przez palisadę łopatkową – analiza fenomenologiczna

Dr inż. ROMAN PIEPRZYK  
Politechnika Poznańska

Mgr inż. JAN KRAUZE  
Akademia Rolnicza w Poznaniu

Ze względów ekonomicznych postęp w konstrukcji maszyn zmierza do zwiększenia koncentracji mocy, czyli zmniejszenia wymiarów i masy urządzenia oraz wzrostu przekazywanej mocy. W przypadku sprężarek osiowych oznacza to, przy zachowaniu tych samych gazodynamicznych parametrów pracy, zmniejszenie liczby stopni oraz pola przekroju poprzecznego kanału przepływowego.

Jeżeli natomiast rozpatrywać te zagadnienia z punktu widzenia realizowanych wartości sprężu i natężenia przepływu przez jednostkę przekroju kanału, to — na przykładzie jedno- lub dwustopniowych wentylatorów dwuprzepływowych odrzutowych silników lotniczych NASA oraz sprężarek stacjonarnych silników turbinowych BBC — obserwujemy ciągły ich wzrost (rys. 1 i 2, za [5]).

Tendencje te prowadzą do rozwiązań, w których występują wieńce łopatkowe pracujące w zakresie przepływów przydźwiękowych, charakteryzujących się równoczesnym występowaniem zarówno przepływów poddźwiękowych, jak i naddźwiękowych. Zakres ten rozpoczyna się w chwili, kiedy wartość największej z lokalnych liczb Macha na opływającym profilu osiągnie jedność (krytyczna poddźwiękowa liczba Macha na wlocie —  $M_{1krp}$ ), a kończy się, kiedy najmniejsza z lokalnych liczb Macha równa się jedności (krytyczna naddźwiękowa liczba Macha —  $M_{1kpn}$ ) [1].

Zmianę względnej liczby Macha na przestrzeni lat przedstawia rys. 3. Mniejsze wartości liczb Macha w sprężar-

kach stacjonarnych wynikają z wymaganego szerokiego zakresu pracy przy stałych obrotach i żądania wysokiej sprawności przy możliwie wysokim natężeniu przepływu.

Na rys. 4 przedstawiono wzrost obwodowej liczby Macha będącej pochodną ciągłego rozwoju inżynierii materiałowej.

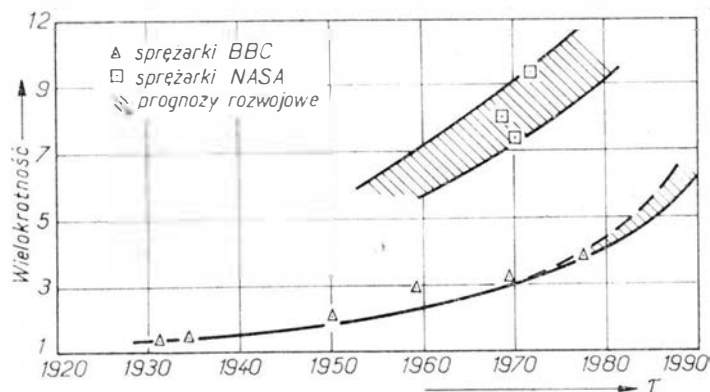
Uzupełnieniem tych wykresów jest rys. 5, ilustrujący zmianę względnej sprawności sprężarki w czasie. Widać z niego wyraźnie, że większe wartości sprężu i jednostkowego natężenia przepływu wentylatora silnika lotniczego NASA zostały okupione spadkiem sprawności.

Aby maksymalnie wykorzystać możliwości, jakie stwarzają przepływy przydźwiękowe, należy uporać się z pewnymi mankamentami tego obszaru, np. z falami uderzeniowymi. W celu matematycznego rozwiązania tego problemu konieczne jest więc poznanie fizycznej strony tego przepływu — i taki jest właśnie cel niniejszego artykułu.

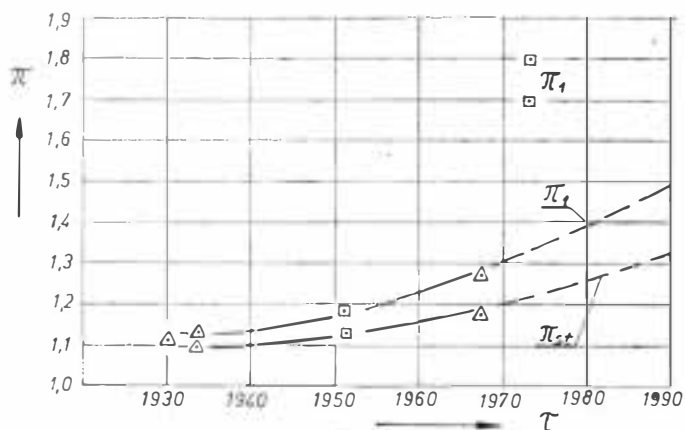
## Opływ izolowanego profilu

W celu pełniejszego zobrazowania i zrozumienia zjawisk zachodzących w kanale łopatkowym maszyny przepływowej, przeprowadzimy analizę struktury przepływu przydźwiękowego wokół pojedynczego profilu.

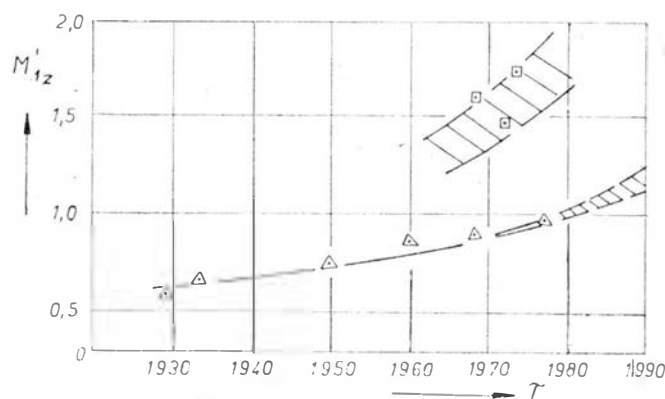
Najwygodniejszą wielkością pozwalającą wyodrębnić poszczególne stany w przepływie przydźwiękowym jest liczba Macha.



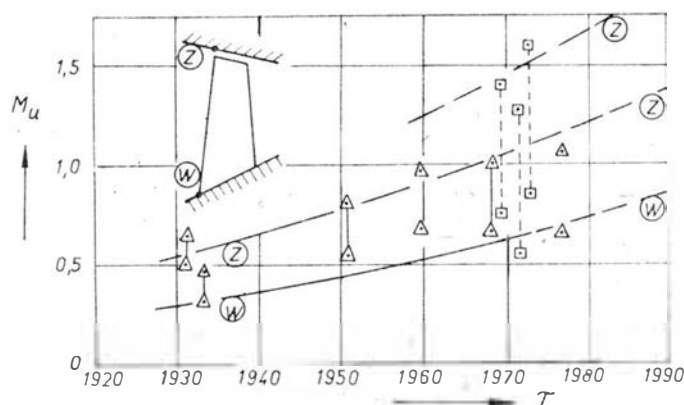
Rys. 1. Wzrost natężenia przepływu z jednostki przekroju czołowego sprężarki w postaci wielokrotności  $\Omega$  w funkcji lat [5]



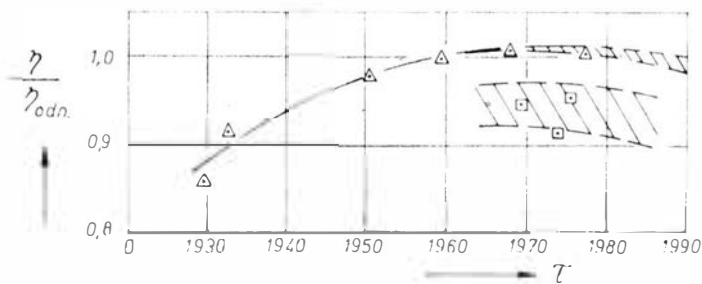
Rys. 2. Wzrost sprężów stopnia w funkcji lat [5]:  $\bar{\pi}_{st} = \pi_k^{1/2}$  — średni spręż stopnia,  $\pi_1$  — spręż pierwszego stopnia; pozostałe oznaczenia jak na rys. 1



Rys. 3. Wzrost względnych wierzchołkowych liczb Macha  $M'_{1z} = w_1 z/a$  na wlocie do pierwszego stopnia [5]; pozostałe oznaczenia jak na rys. 1



Rys. 4. Wzrost obwodowej liczby Macha  $M_u = w/a$ , przy piąście  $w$  i na ścianie obudowy z przed pierwszym stopniem [5]; pozostałe oznaczenia jak na rys. 1

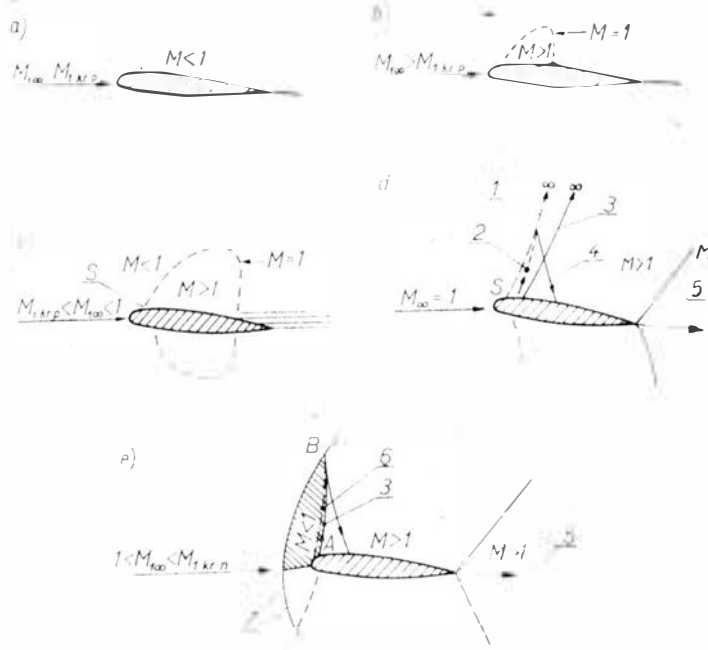


Rys. 5. Zmiana względnej sprawności sprężarki w funkcji lat [5]:  $\eta_{0dn}$  — sprawność odniesienia; pozostałe oznaczenia jak na rys. 1

W przypadku niewielkich wartości  $M_{1\infty}$  (w dużej odległości przed profilem) opływ profilu jest poddźwiękowy (rys. 6a). W miarę wzrostu prędkości napływającej strugi pojawia się punkt na profilu, w którym prędkość czynnika osiąga lokalną prędkość dźwięku; punkt ten określa się mianem dźwiękowego, a liczbę Macha na wlocie — krytyczną lub poddźwiękową krytyczną ( $M_{1krp}$ ). Zwiększając prędkość czynnika, bezpośrednio po przekroczeniu poddźwiękowej krytycznej liczby Macha, w pobliżu miejsca maksymalnej grubości profilu zaczyna się rozwijać lokalny obszar naddźwiękowy zawierający wiele z reguły słabych, niestacjonarnych fal uderzeniowych typu  $\lambda$  [4], które stopniowo w trakcie zwiększania prędkości napływającej strugi przechodzą w jedną zamykającą falę uderzeniową. Ustalona fala uderzeniowa kończąca lokalny obszar naddźwiękowy (rys. 6b) pojawia się w chwili, gdy maksymalna lokalna liczba Macha równa się ok. 1,05 [8].

Ze wzrostem prędkości napływu (w przedziale  $M_{1krp} < M_{1\infty} < 1$ , tzw. dolny zakres przydźwiękowy) lokalny obszar naddźwiękowy powiększa się (rys. 6b, 6c), położenie fali uderzeniowej przemieszcza się w kierunku krawędzi spływu, a punkt dźwiękowy  $S$  nieznacznie przybliża się do noska profilu. Wysokość obszaru naddźwiękowego rośnie odwrotnie proporcjonalnie do grubości profilu — w cieńszych profilach szybciej, w grubszych wolniej.

W samym obszarze naddźwiękowym pojawiają się fale rozrzedzeniowo-zgęszczeniowe, które na rys. 7 przedstawione są odpowiednio w postaci charakterystyk  $\varphi^-$  i  $\varphi^+$ . W każdym punkcie linii dźwięku charakterystyki te są zbieżne i prostopadłe do wektora prędkości lokalnej. Wg [6], tylko fale zgęszczeniowe mogą się gromadzić, aby w końcu utworzyć zamykającą falę uderzeniową (rys. 8). Należy dodać, że fala ta może również powstawać w wyniku gromadzenia się zaburzeń przychodzących „pod prąd” w kierunku lokalnego obszaru naddźwiękowego.

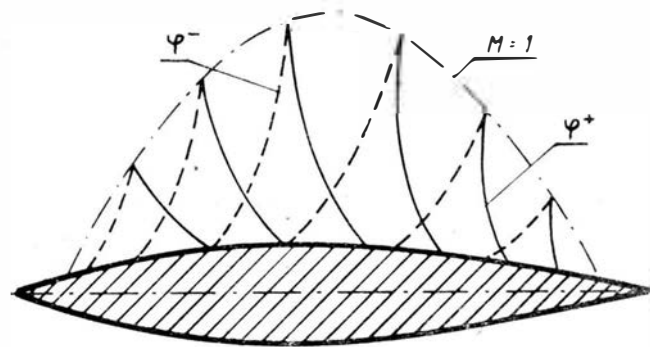


Rys. 6. Charakterystyczne przypadki opływu izolowanego profilu: a) opływ poddźwiękowy ( $M_{1\infty} < M_{1krp}$ ), b) opływ przydźwiękowy z nadkrytyczną prędkością poddźwiękową ( $M_{1krp} < M_{1\infty} < 1,0$ ) bez oderwania strugi, c) opływ przydźwiękowy z nadkrytyczną prędkością poddźwiękową z oderwaniem strugi, d) opływ dźwiękowy ( $M_{1\infty} \approx 1,0$ ), e) opływ przydźwiękowy z podkrytyczną prędkością naddźwiękową ( $1,0 < M_{1\infty} < M_{1krn}$ ) [4, 8]; 1 — linia dźwięku (krytyczna), 2 — fala rozrzedzeniowa, 3 — charakterystyka graniczna, 4 — fala zgęszczeniowa, 5 — fala wyjściowa uderzeniowa, 6 — linia dźwięku, 7 — odsunięta fala uderzeniowa

Do 1968 r. twierdzono, że przepływom przydźwiękowym muszą zawsze towarzyszyć fale uderzeniowe. Wskazywały na to badania nad rozprzestrzenianiem się drobnych zaburzeń — przyczyn powstawania fali uderzeniowej. Zaprzeczyły temu jednak najpierw prace teoretyczne, a później doświadczalne. Okazało się, że quasi-eliptyczny profil Nieuwlanda daje opływ z lokalną strefą naddźwiękową właśnie bez fal uderzeniowych. Stało się więc możliwe użycie teorii przepływu potencjalnego w odniesieniu do przydźwiękowego opływu pojedynczego profilu, dla liczb Macha na napływie niewiele różniących się od  $M_{1krp}$ .

W ostatnich latach opracowano metody projektowe przepływów i profiliów dwuwymiarowych bez fal uderzeniowych. Istnieje już cała gama takich profiliów dwuwymiarowych, np. zmodyfikowany profil NACA 64A410 [10]. Ponadto uzyskano również profile trójwymiarowe gwarantujące przepływ bez fal uderzeniowych. Chociaż liczba takich rozwiązań w porównaniu z obliczeniami dwuwymiarowymi jest stosunkowo mała, nie ma podstaw do twierdzenia, że zakres profiliów trójwymiarowych jest ograniczony.

Wracając do opisu opływu pojedynczego profilu należy zauważyć, że lokalne obszary naddźwiękowe powstają po obu stronach profilu, a dla zerowego kąta natarcia obraz jest symetryczny. Dalszy wzrost  $M_{1\infty}$  sprawia, że obie



Rys. 7. Fale rozrzedzeniowo-zgęszczeniowe w obszarze naddźwiękowym [6]

fale uderzeniowe przemieszczają się w kierunku krawędzi spływu i osiągają ją przy wartości  $M_{1\infty}$  bliskiej jedności (gdy  $M_{1\infty} = 1$ , przepływ nazywa się dźwiękowy). Wtedy to opływ profilu jest naddźwiękowy prawie w całym obszarze; wyjątek stanowi rejon noska od punktu stagnacji do punktu dźwiękowego  $S$  (rys. 6d). Ponieważ w całym polu przepływu przed profilem prędkość napływu jest równa prędkości dźwięku, linia dźwięku wychodząca z punktu  $S$  biegnie do nieskończoności.

Z fal rozrzedzeniowo-zgęszczeniowych występujących w obszarze naddźwiękowym wyróżnia się tzw. charakterystykę graniczną — pierwszą charakterystykę, która nie przecina linii dźwięku.

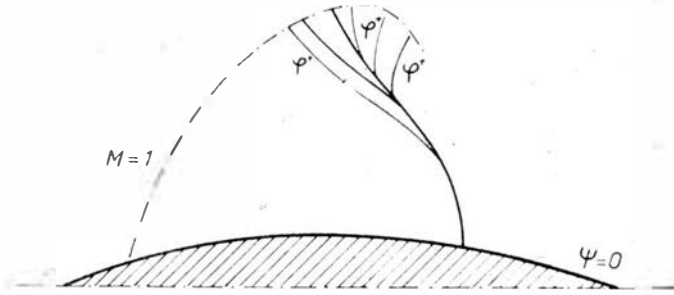
Charakterystyka graniczna dzieli obszar przepływu naddźwiękowego na dwie specyficzne części. Zaburzenia powstające w pierwszej części, ograniczonej linią dźwięku i charakterystyką graniczną, wpływają na poddźwiękowy obszar pola przepływu, tak samo jak fale rozrzedzeniowe wychodzące z profilu między tymi dwiema ograniczającymi liniami. Zaburzenia pojawiające się w drugiej części, między charakterystyką graniczną a falą uderzeniową, nie mogą już swoim wpływem osiągnąć obszaru poddźwiękowego, gdyż podobnie jak charakterystyka graniczna biegną do nieskończoności.

Jeżeli profil jest opływany prędkością naddźwiękową, przy czym  $1 < M_{1\infty} < M_{1krn}$  (tzw. górny zakres przydźwiękowy), to ze względu na spadek tej prędkości do zera na zerowej linii prądu w punkcie stagnacji na profilu, przed profilem powstaje odsunięta fala uderzeniowa, zwana również falą czołową (rys. 6e). Jej odległość od profilu zależy częściowo od prędkości napływającej strugi i częściowo od kształtu przedniej części profilu. W miarę oddalania się od bocznych powierzchni profilu, odsunięta fala uderzeniowa słabnie i zakrzywia się wskutek oddziaływania fal rozrzedzeniowych w części napływowej.

Za lokalnym obszarem poddźwiękowym, ograniczonym odsuniętą falą uderzeniową i linią dźwięku  $SB$ , usytuowana jest (tak jak to było w poprzednio omówionym przypadku) charakterystyka graniczna. Wychodzi ona z punktu  $A$  na profilu (rys. 6e) i rozdziela naddźwiękowe pole przepływu na dwie części, w zależności od jego wpływu na obszar poddźwiękowy. W większości przypadków przepływu

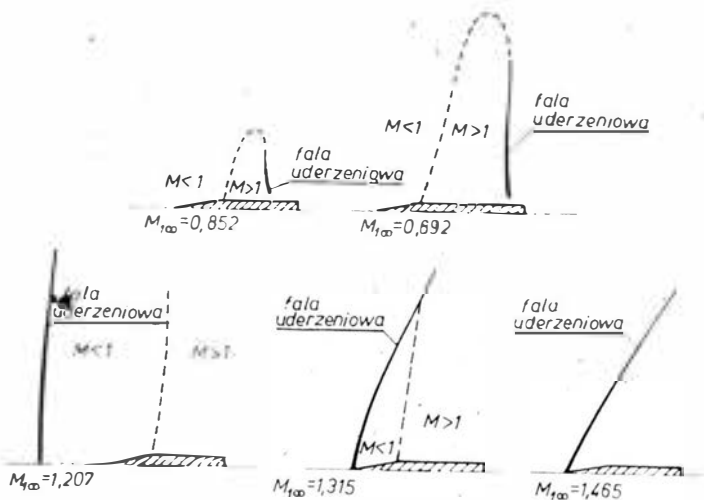
przydźwiękowego ( $M_{1\infty} < 1,69$ ), charakterystyka graniczna kończy się w punkcie przecięcia odsuniętej fali uderzeniowej z linią dźwięku (punkt B, rys. 6e), [4].

Przepływ w lokalnym obszarze poddźwiękowym zależy jedynie od kształtu tej części profilu, która znajduje się między punktem stagnacji i początkowym punktem A charakterystyki granicznej (tzw. obszar wpływu). Kształt profilu za punktem A, tak samo jak i zaburzenia dochodzące z napływającą strugą i przechodzące przez odsuniętą falę uderzeniową powyżej punktu B, nie wpływają już na obszar poddźwiękowy.



Rys. 8. Powstawanie fali uderzeniowej [6]

Obrazy opływu profilu poddźwiękowego (z zaokrąglonym noskiem) lub naddźwiękowego (z ostrą krawędzią natarcia), zarówno podczas napływu poddźwiękowego jak i przydźwiękowego zasadniczo nie różnią się między sobą. W obu przypadkach podczas przepływu w górnym zakresie przydźwiękowym ( $1 < M_{1\infty} < M_{1krn}$ ) wytwarza się odsunięta fala uderzeniowa. W ostatnim przypadku jest to związane z tym, że klin, którego połowa kąta wierzchołkowego  $\omega > \omega_{max}$ , stanowi względem napływającej nań naddźwiękowej strugi ciało tępe. Przykład tego rodzaju rzeczywistego przydźwiękowego opływu ostrego profilu z kątem rozwarcia klina  $20^\circ$  ( $\omega = 10^\circ$ ), przy zerowym kącie natarcia, przedstawia rys. 9 [1]. Wzrost  $M_{1\infty}$  przy prędkościach naddźwiękowych powoduje dosuwanie do noska profilu odsuniętej fali



Rys. 9. Charakterystyczne przypadki przydźwiękowego opływu klina [1]

uderzeniowej. Przy  $M_{1\infty} = M_{1krn}$ , w tym przypadku dla  $M_{1\infty} = 1,465$ , kąt klina zrównuje się z kątem granicznym, a fala uderzeniowa dochodzi (dotyka) do noska przechodząc w prostoliniową skośną falę uderzeniową. Zjawisko to jest specyficzną właściwością opływu ostrego profilu naddźwiękowego, w odróżnieniu od opływu profilu poddźwiękowego z zaokrąglonym noskiem, gdzie zawsze przy  $M_{1\infty} > 1$  występuje odsunięta fala uderzeniowa.

#### Współdziałanie warstwy przyściennej i fali uderzeniowej

Wzajemne oddziaływanie warstwy przyściennej i fali uderzeniowej odbywa się w obu kierunkach: rozwój warstwy przyściennej zależy od rozkładu ciśnienia, a zwłaszcza od skoku ciśnienia w fali uderzeniowej, z drugiej strony, przemieszczanie warstwy przyściennej zmienia efektywną grubość profilu oraz cyrkulację i w ten sposób wpływa na położenie i intensywność fali uderzeniowej.

W obszarze współdziałania znacznej zmianie ulegają parametry przepływającego czynnika. W fali uderzeniowej występują duże zmiany prędkości i temperatury w kierunku normalnym do czoła fali (niewiele różniącym się od kierunku przepływu) w porównaniu ze zmianą tych wielkości wzdłuż fali uderzeniowej. W warstwie przyściennej sytuacja jest odwrotna — zmiany prędkości i temperatury w kierunku przepływu są nieznaczne, a w poprzek warstwy przyściennej — duże. Dlatego główne założenia upraszczające teorii warstwy przyściennej i fal uderzeniowych przestają być w tym przypadku słuszne. Stąd też badania teoretyczne obszaru współdziałania stają się nadzwyczaj złożone. Badania eksperymentalne również nie są proste, jednak wyniki jakimi dysponuje nauka pozwalają przedstawić niektóre zależności ilościowe dotyczącego tego zjawiska.

W profilach stosowanych w sprężarkach przydźwiękowych laminarna warstwa przyścienne przechozi w turbulentną w odległości ok. 10% długości cięciwy od krawędzi natarcia [8], stąd istotne jest współdziałanie fali uderzeniowej z turbulentną warstwą przyściennej.

Fale uderzeniowe powstające w zewnętrznym (w stosunku do warstwy przyściennej) przepływie naddźwiękowym wnika w nią tylko do głębokości, na której prędkość jest naddźwiękowa (tj. blisko powierzchni rozgraniczającej warstwę przyściennej od zewnętrznej strugi) i tym samym nigdy nie dosięgają opływanej powierzchni.

Zaburzenie przepływu nawet słabą falą uderzeniową wywołuje gwałtowny wzrost ciśnienia w strudze, na zewnątrz warstwy przyściennej. Wzrost ten jest przekazywany następnie w kierunku przeciwnym do ruchu czynnika, przez poddźwiękową część warstwy przyściennej. Oddziaływanie to sięga w przypadku turbulentnej warstwy przyściennej na odległość rzędu 10 grubości turbulentnej warstwy przyściennej; dla warstwy laminarnej ma ono zasięg mniej więcej 10÷100 grubości tej warstwy [3, 11]. Różnicę w odległości oddziaływania tłumaczy się zarówno mniejszą grubością poddźwiękowej części turbulentnej warstwy przyściennej, jak również wyraźnym turbulentnym mieszaniną w obszarze oddziaływania [3]. To wsteczne oddziaływanie sprawia, że linie prądu odchylają się od omywanej powierzchni, wytwarzając w naddźwiękowej części warstwy przyściennej rodzinę fal zgęszczeniowych (rys. 10), które rozprzestrzeniają się do strugi zewnętrznej i wpływają na kształt i intensywność fali uderzeniowej w pobliżu obszaru współdziałania. Wzdłużny gradient ciśnienia w warstwie przyściennej jest znacznie mniejszy niż w strudze zewnętrznej.

Jeśli fala uderzeniowa jest słaba, to ruch w warstwie przyściennej odbywa się pod wpływem niedużego dodatniego gradientu ciśnienia i oderwanie strugi nie zachodzi. W miarę wzrostu intensywności fali uderzeniowej rośnie gradient ciśnienia w pobliżu ścianki i tuż za falą uderzeniową pojawia się pęcherz oderwania warstwy przyściennej (rys. 10a). Oderwana struga napływa na omywaną powierzchnię w punkcie przylgnięcia pod pewnym kątem i dlatego w tym miejscu powstaje nowa fala uderzeniowa, która może niekiedy wywołać nowe oderwanie warstwy przyściennej. W ten sposób może pojawić się kilka kolejnych fal uderzeniowych.

Wraz z dalszym wzrostem liczby Macha  $M_{1\infty}$ , początkowo zlokalizowany pęcherzyk gwałtownie rozwija się w kierunku krawędzi splywu, powodując w konsekwencji nagły spadek ciśnienia na krawędzi splywu, któremu towarzyszą ostre zjawiska przepływu nieustalonego (trzeptanie). Przypadek ten ma miejsce, gdy lokalna liczba Macha przed falą uderzeniową wynosi ok. 1,25, prawie niezależnie od liczby Reynoldsa [8].

Omówiony model współdziałania fali uderzeniowej z warstwą przyściennej dotyczy warunków, w których dodatni gradient ciśnienia w obszarze przepływu poddźwiękowego za falą uderzeniową nie jest zbyt duży. W miarę wzrostu tego gradientu pojawia się tendencja do zaistnienia drugiego oderwania, rozprzestrzeniającego się za krawędź splywu, tzw. tylnego oderwania, porównywalnego z oderwaniem turbulentnym występującym przy prędkościach poddźwiękowych (rys. 10b). Rozwój tego typu oderwania zależy głównie od lokalnego gradientu ciśnienia i od charakteru warstwy przyściennej poprzedzającej oderwanie. W przepływie przydźwiękowym charakter warstwy jest określony głównie współdziałaniem z falą uderzeniową. Wystąpienie tylnego oderwania zależy od liczby Reynoldsa.

W kolejnym etapie rozwoju omawianego przypadku oderwanie tylne łączy się z pęcherzem oderwania występującym u stopy fali uderzeniowej (rys. 10c), zwiększając tym samym różnicę między ciśnieniami na krawędzi splywu. Zjawisko oderwania warstwy przyściennej można kon-

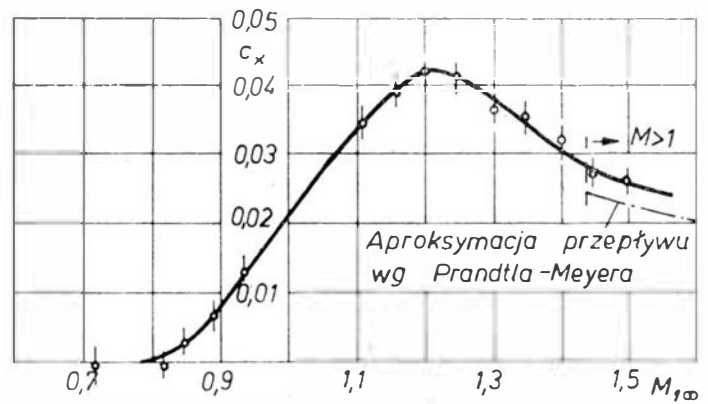
trolować a nawet eliminować, np. stosując odsysanie czynnika w miejscu występowania oderwania względnie stosując nadmuch lub chłodzenie powierzchni [12].

### Współczynniki oporu aerodynamicznego i siły nośnej w zakresie przepływu przydźwiękowego

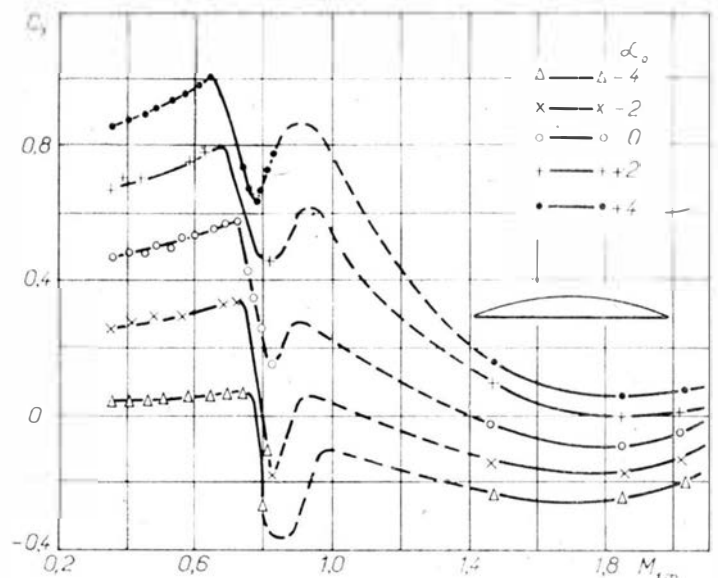
Fale uderzeniowe i oderwania strugi występujące podczas przydźwiękowego opływu profilu powodują (w tym zakresie liczb Macha) wzrost współczynnika oporu aerodynamicznego (rys. 11), spadek współczynnika siły nośnej (rys. 12) oraz wywołują znaczną deformację przebiegu rozkładu ciśnienia wzdłuż profilu (rys. 13).

Rozkład ciśnienia wokół profilu w okolicy prędkości dźwięku ( $M_{1\infty} \approx 1$ ), podobnie jak w przepływie poddźwiękowym, zależy głównie od geometrycznych i aerodynamicznych parametrów profilu, z tym że jest bardziej czuły na ich zmianę. Obserwuje się również niekorzystny wpływ niestacjonarnych zakłóceń, które „zatrzymują się” na profilu, ponieważ prędkość rozchodzenia się ich w kierunku napływającej strugi jest prawie identyczna z prędkością przepływającej strugi.

Dla profilu, którego wyniki badań przedstawione są na rys. 13, poddźwiękowa krytyczna liczba Macha wynosi  $M_{1krp} = 0,59$ . Lokalny obszar naddźwiękowy tworzy się w pobliżu krawędzi natarcia, przy czym towarzyszy mu seria słabych fal uderzeniowych typu 2; rozwinięta fala uderzeniowa zamykająca lokalny obszar naddźwiękowy powstaje przy  $M_{1\infty} = 0,80$ . Obszar ten ze wzrostem  $M_{1\infty}$  po-



Rys. 11. Wpływ napływowej liczby Macha  $M_{1\infty}$  na współczynnik oporu aerodynamicznego  $c_x$  dla soczewkowego profilu naddźwiękowego 8,8% grubości względnej, przy zerowym kącie natarcia. Od  $M_{1\infty} = 1,44$  (pionowa linia przerywana) przepływ staje się czysto naddźwiękowy [1]



Rys. 12. Wpływ napływowej liczby Macha  $M_{1\infty}$  na współczynnik siły nośnej  $c_y$  dla płasko-wypukłego profilu o 10% grubości względnej, przy wybranych kątach natarcia [1]

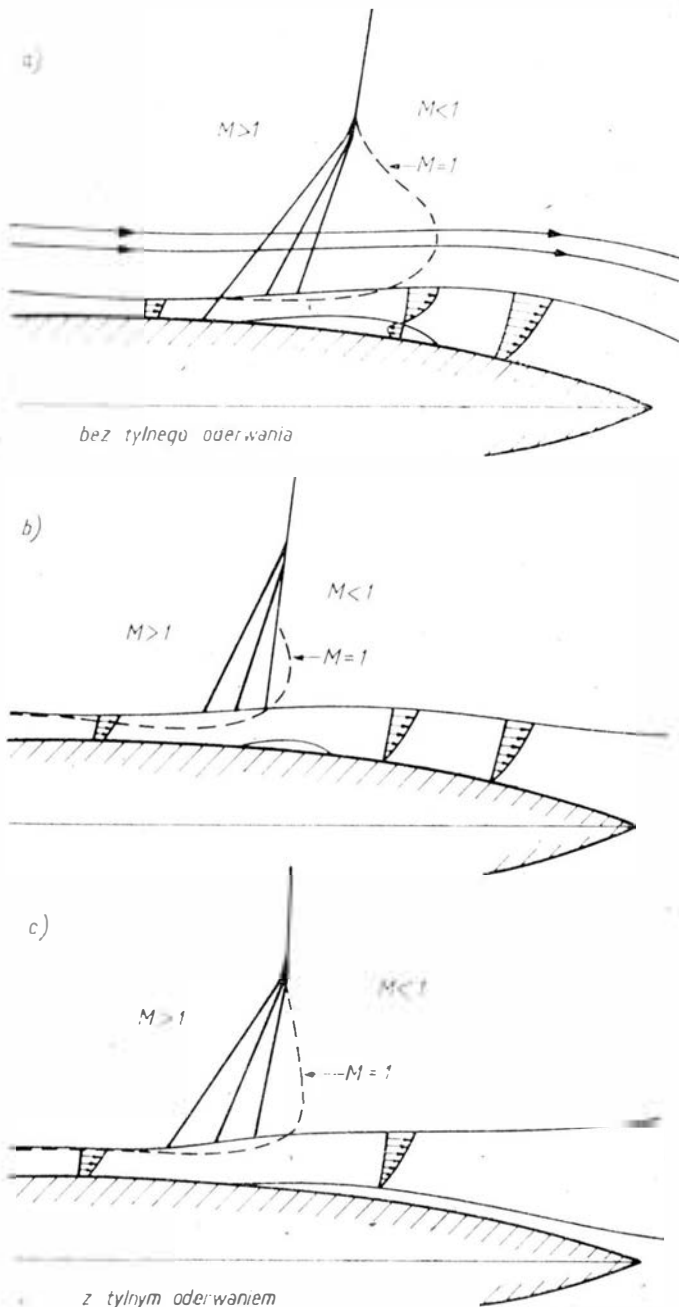
większa się, a fala uderzeniowa przemieszcza się w kierunku krawędzi splywu. Równocześnie wyraźnie zmniejsza się wysokość wierzchołka podciśnienia tuż za krawędzią natarcia.

Przy  $M_{1\infty} \rightarrow 1$ , poczynając od  $M_{1\infty} = 0,82$ , rozkład ciśnienia przed falą uderzeniową od miejsca na profilu określonego wielkością  $x/l \approx 0,2$  zmienia się bardzo nieznacznie i jest prawie identyczny z rozkładem odpowiadającym przypadkowi  $M_{1\infty} \approx 1$  (tzw. zamrożona liczba Macha).

Od wartości  $M_{1\infty} = 0,86$  (fala uderzeniowa znajduje się w pobliżu  $x/l = 0,65$ , a  $M$  przed falą wynosi 1,27) obserwuje się słabe rozszerzenie stopy fali uderzeniowej spowodowane rozpoczynającym się oderwaniem strugi. Ze wzrostem prędkości napływającej strugi, jak już poprzednio wspomniano, obszar oderwania wzrasta. Przemieszczanie się położenia fali uderzeniowej w kierunku krawędzi splywu staje się wolniejsze, ponieważ od wartości  $M_{1\infty} = 0,86$  lokalne wartości  $M$  przed falą uderzeniową już nie rosną, ale spadają [4].

### Przepływ przez sprężarkową płaską palisadę łopatkową

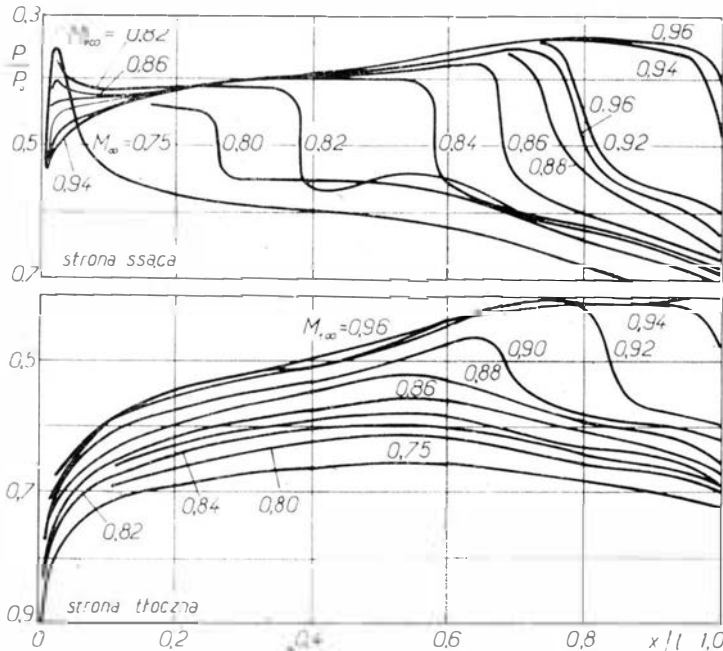
Przepływ przydźwiękowy przez płaską palisadę jest znacznie bardziej skomplikowany niż opływ pojedynczego profilu. W palisadzie sąsiednie profile łopatkowe tworzą kanał przepływowy i faktu tego w rozważaniach nad przepływem przez palisadę łopatkową najczęściej nie można pominąć. Wyjątek stanowi zakres przepływów, w którym po przekroczeniu na wlocie do palisady łopatkowej krytycznej poddźwiękowej liczby Macha powstający lokalny obszar naddźwiękowy (rys. 14) bądź fala uderzeniowa nie dosięgają sąsiedniej łopatki. Zjawisku temu sprzyja duży kąt ustawienia palisady. Wówczas przepływ ten można zastąpić opływem izolowanego profilu. Z reguły wystarczy tylko nieznaczny wzrost napływowej liczby Macha, żeby



Rys. 10. Model współdziałania fali uderzeniowej i warstwy przyściennej, w przepływie dwuwymiarowym [8]

na powiększony obszar naddźwiękowy zaczęły oddziaływać sąsiednie łopatki.

W przypadku gdy między dwiema sąsiednimi łopatkami powstanie przekrój krytyczny, decydujący o maksymalnym masowym natężeniu przepływu, zmienia się charakter przepływu w stosunku do poprzednio opisanego. Linia dźwięku nie zamknie się już na tym samym profilu, lecz na sąsiednim — podobnie jak w dyszy naddźwiękowej. Wskutek różnego od zera kąta ustawienia palisady linia dźwięku przyjmie kształt litery „s”. Palisada jest aerodynamicznie „zamknięta”, gdyż praktycznie nie może dalej wzrastać natężenie przepływu (ewentualne małe zmiany mogą być następstwem niewielkich zmian kształtu i położenia linii dźwięku). Początek tego stanu określa dławiąca liczba Macha —  $M_{dl}$ .



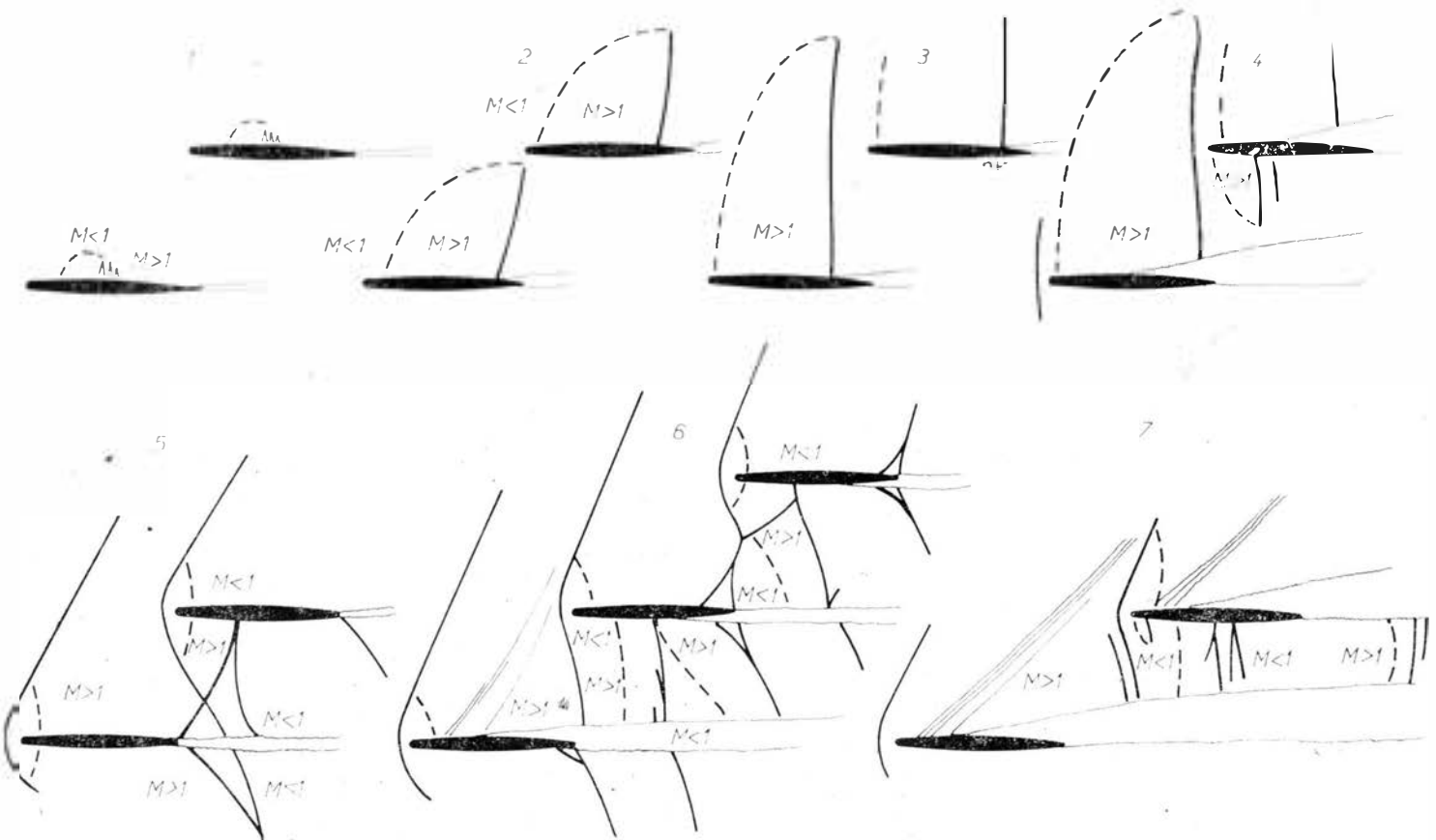
Rys. 13. Wpływ napływowej liczby Macha  $M_{1\infty}$  na rozkład ciśnienia wokół profilu RAE 104 o 6% grubości względnej, przy kącie natarcia  $\alpha_0 = 2^\circ$  [4]

Podczas dalszego zwiększania prędkości napływającej strugi lokalny obszar naddźwiękowy na profilu zaczyna rozszerzać się w kierunku krawędzi natarcia, a wysokość jego pierwszej części rośnie na tyle, że zaczyna wybiegać przed sąsiednią łopatkę. Jeżeli nawet nie dokonuje się dalszego przyspieszania czynnika, to przy ustalonym przeciwiśnieniu może powstać przed sąsiednią łopatką odsunięta fala uderzeniowa, która równocześnie jest falą zamykającą lokalny obszar naddźwiękowy. Powodem powstania jej w tym miejscu nie jest naddźwiękowy opływ krawędzi natarcia, lecz zwężenie efektywnego przekroju poprzecznego między dwiema sąsiednimi zerowymi powierzchniami prądu, zadanymi kształtem kanału międzyłopatkowego. Dlatego kształt i odległość tej fali uderzeniowej zależą przede wszystkim od geometrii napływowej części palisady i od przepływu (zwłaszcza strat) wewnątrz kanału łopatkowego. W tej fazie przepływu zaczyna pojawiać się bardzo wyraźny wpływ lepkości. Rodzaj warstwy przyściennej decyduje o charakterze zamykającej fali uderzeniowej — na laminarnej warstwie przyściennej powstaje fala typu  $\lambda$ , zaś na turbulentnej — jedna, prawie prostopadła fala uderzeniowa.

W zależności od kształtu krawędzi natarcia i wielkości kąta natarcia w bezpośredniej odległości od krawędzi natarcia może dojść do oderwania przepływu, które z jednej strony wpłynie na rozwój lokalnego obszaru naddźwiękowego (podobnie jak w przypadku izolowanego profilu), a z drugiej strony wskutek zmniejszenia efektywnego przekroju przepływu przyspieszy rozwój naddźwiękowego obszaru po stronie ciśnieniowej (dolnej) sąsiedniego profilu.

Dalszy rozwój przepływu zależy przede wszystkim od przeciwiśnienia. Przy małym jego spadku nie dojdzie do dalszego przyspieszenia przepływu; cały przepływ i wpływ z palisady są poddźwiękowe. Dopiero dalej, zmniejszając przeciwiśnienie, można ponownie przyspieszyć przepływ. W największym miejscu efektywnego przekroju palisady powstanie dźwiękowe gardło, za którym przepływ będzie naddźwiękowy. Linia dźwięku przebiega między sąsiednimi łopatkami, stąd palisada jest aerodynamicznie „zamknięta”. Od tego momentu jedyną drogą zwiększenia  $M$  przed profilem jest zmiana następnego parametru, np. kąta wlotowego.

Aby przejść od opisywanego przepływu przydźwiękowego do naddźwiękowego (charakteryzującego się prawie przylegającą, czołową, skośną falą uderzeniową i we wnętrzu rozgałęzioną) masowe natężenie przepływu w płaszczyźnie krawędzi natarcia musi odpowiadać (bądź być mniejsze) masowemu natężeniu przepływu w największym miejscu kanału międzyłopatkowego.



Rys. 14. Charakterystyczne przypadki (od 1 do 7) opływu palisady łopatkowej [4]

Podsumowując te rozważania należy zauważyć, że przepływ czynnika przez przydźwiękowy wieniec łopatkowy będzie jeszcze bardziej skomplikowany od przeanalizowanego powyżej przepływu przez płaską palisadę łopatkową.

W rzeczywistym wieńcu łopatkowym warstwy przysięcenne tworzą się nie tylko na powierzchniach łopatek, lecz także przy zewnętrznej i wewnętrznej ścianie ograniczającej kanał przepływowy. Towarzyszą więc im przepływy wtórne. Do nich należy również zaliczyć przepływy wynikające z konieczności stosowania szczelin promieniowych między łopatkami i ścianami ograniczającymi kanał. Całość dodatkowa zakłócona jest samym charakterem przepływu, który w osiowej maszynie przepływowej jest nieustalony ze względu na ruch względny łopatek kierowniczych i wirników.

LITERATURA

1. G. N. ABRAMOWICZ: Prikladnaja gazowaja dinamika. Nauka, Moskwa, 1976 r.
2. T. C. JR. ADAMSON, A. F. MESSITER: Analysis of Two-Dimensional Interactions. Between Shock Waves and Boundary Layers. Annual Review of Fluid Mechanics, vol. 12, 1980, pp. 103÷138.

3. R. DVOŘÁK: On the Unsteady Boundary Layer-Shock Wave Interaction in the Lower Transonic Region. Archiwum Mechaniki Stosowanej, vol. 16, No. 2, 1964, pp. 213÷222.
4. R. DVOŘÁK: Současná problematika transonického proudu v lopatkových mřížích. Sborník prací ze Semináře. Čs. společnosti pro mechaniku při CSAV, Praha, prosinec 1972, s. 1÷57.
5. F. FARKAS: Die Entwicklung der Brown Boveri Gasturbinen-Kompressoren. Brown Boveri Mitteilungen Nr 1, 1977, s. 52÷59.
6. C. FERRARI, F. G. TRICOMI: Transonic aerodynamics. Academic Press, New York and London, 1968 r.
7. J. KRAUZE: Przepływ transoniczny w sprężarce osiowej. Praca magisterska wykonana w ITCiSS Politechniki Poznańskiej, listopad 1977 r. (praca nie opublikowana).
8. G. Y. NIEUWLAND, B. M. SPEE: Transonic airfoils: recent developments in theory, experiment, and design. Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 5, 1973, pp. 119÷150.
9. R. PIEPRZYK, M. CIAŁKOWSKI: Analiza porównawcza istniejących metod obliczania osiowo-symetrycznego przepływu przez osiowe wieńce sprężarek transonicznych. Opracowanie wykonane dla IMP PAN w Gdańsku. Poznań, czerwiec 1978 r. (praca nie opublikowana).
10. H. SOBIECZKY, N. J. YU, A. R. SEEBASS, K.-Y. FUNG: New Method for Designing Shock-Free Transonic Configurations. AIAA Journal, Vol. 17, No. 7, July 1979, Article No. 78÷1114, pp. 722÷729.
11. G. SCHLICHTING: Teorija pograničnogo sloja. Nauka, Moskwa, 1969 r.
12. Y. TASSA, N.L. SANKAR: Effect of Suction on a Shock-Separated Boundary Layer — A Numerical Study. AIAA Journal, vol. 17, No. 11 November 1979, pp. 1268÷1270.

# Problem rozwoju krajowej komunikacji lotniczej

Dr JAN LASON

W minionym okresie władze, jak i niektórzy pracownicy lotnictwa cywilnego traktowali krajową komunikację lotniczą (KKL) jako luksus, niepotrzebny balast przynoszący przedsiębiorstwu straty finansowe i dlatego ograniczono jej tempo rozwoju oraz kwestionowano ekonomiczną celowość rozwijania w Polsce tego rodzaju usług i dokonywania nakładów z nią związanych. Z tabl. dowiadujemy się,

TABLICA. Przelony krajowej komunikacji PLL LOT [30]

Lata	Długość linii, tys. km	Liczba obsługiwanych miast	Liczba pasażerów, tys.	Liczba tkm, tys.
1954	3,3	10	125,7	3,6
1957	1,4	10	183,5	5,0
1958	1,8	8	89,9	2,1
1963	1,5	6	138,5	3,7
1969	5,6	10	583,0	17,2
1970	4,6	10	637,5	18,9
1972	6,2	10	872,1	25,9
1973	3,1	10	998,1	30,1
1974	4,9	9	515,6	16,1
1977	6,1	12	824,3	24,8
1980	5,1	12	447,7	17,2

że w wyniku absurdalnych decyzji i podwyżek taryf, KKL charakteryzowała się przelomami, osiągając w 1980 r. niższy wzrost i poziom rozwoju niż mieliśmy w 1969 r. Obserwujemy nadal te same metody i poglądy, iż KKL należy „dobijać” nie tylko przez ograniczanie nakładów inwestycyjnych, ale i przez drastycznie zawyżane krajowe taryfy lotnicze, nie wnikając w istotę sprawy. Są oponenti, którzy twierdzą, iż nie oplaca się w Polsce rozwijać KKL ze względu na zbyt krótkie linie i ich nierentowność. A przecież rentowność tej czy innej linii lotniczej to nie tylko taryfy, ale tysiące przeróżnych operacji technicznych, technologicznych, organizacyjnych, ekonomicznych i innych, które mogą wpływać na obniżenie jednostkowych kosztów przewozu na tych liniach i jednocześnie na zwiększenie dochodów PLL LOT.

Powstaje więc pytanie, do czego w Polsce nie dokładaliśmy w minionym okresie? Przecież również i Polskie Koleje Państwowe były deficytowe, mimo że prawie połowę (ok. 43% w 1979 r.) środków inwestycyjnych z ogólnej puli polskiego transportu przeznaczano na ten rodzaj transportu, którego szybkość i punktualność są gorsze niż w 1939 r. Na transport lotniczy zawsze brakowało funduszy. Warto dodać, że kraje o znacznie mniejszym obszarze od Polski jak: Belgia, Holandia, Portugalia, Dania itd. nadal dynamicznie rozwijają linie krajowe, np. Holandia ma kilka najkrótszych regularnych tras przelotowych

na świecie oscylujących w granicach 78÷154 km. Linie te są rozwijane, mimo że komunikacja lotnicza na krótkich trasach nie zawsze jest rentowna, ponieważ stosunek kosztów do wpływów kształtuje się dla tych linii mniej korzystnie niż dla tras długich. Główną przyczyną tego stanu rzeczy jest niski stopień wykorzystania samolotów, stracony czas na start, lądowanie, kołowanie oraz nie zawsze korzystna proporcja czasu dojazdu (i odjazdu) do lotniska.

Od wielu lat znawcy przedmiotu, m.in. Katedra Transportu SGPiS, jednoznacznie wypowiadają się za koniecznością rozwoju KKL. Deficytowość KKL jest chyba nieporozumieniem i niezrozumieniem roli i zadań tych przewozów z punktu widzenia społeczno-ekonomicznego kraju, intensyfikacji nauki i techniki oraz rozwoju turystyki. Mimo oczywistych korzyści nie potrafiliśmy uruchomić mechanizmów racjonalnego działania i określonego programu rozwoju KKL i nadal trasy lotnicze dobiera się do samolotów, a nie samoloty do zasięgu i ekonomiczności przewozów, nadal stosuje się prymitywne metody windowania taryf lotniczych, aby udowodnić brak potrzeb przewozowych KKL. Nawet dziecko wie, że zbyt wysokie w stosunku do innych rodzajów transportu, taryfy lotnicze znacznie obniżają wskaźniki oferowanej ładowności, natomiast zbyt niskie — powodują deficytowość i konieczność dotacji. Podczas gdy w innych krajach cywilizowanych samoloty wyposażane są obecnie w urządzenia pozwalające na sprzanie wymogom lądowania w tzw. III kat., tj. w każdych warunkach pogodowych, w Polsce samoloty są niepewnym środkiem komunikacji, uzależnionym od warunków atmosferycznych. Taryfy lotnicze do 1981 r. były wygórowane w stosunku do ceny biletu kolejowego czy też autobusowego, a przelot naszym samolotem turbośmigłowym nie należy do przyjemności z powodu niskiego komfortu obsługi i dużego hałasu oraz niezbyt dogodnych połączeń lotnisk z centrum miasta (często dojazd do lotniska trwa dłużej niż przelot samolotem).

Uwzględniając powyższe dochodzimy do wniosku, że deficytowość KKL należy widzieć nie tylko w nieskorelowanych relatywnie taryfach lotniczych, ale także w przedsięwzięciach optymalizujących przewozy i zmniejszających koszty jednostkowe i przedsiębiorstwa. Trzeba więc rozpowszechniać KKL i rozłożyć koszty na większą liczbę obsługiwanych pasażerów, a także obniżyć koszty eksploatacyjne m.in. przez wprowadzanie do eksploatacji bardziej ekonomicznych i nowoczesnych samolotów transportowych, gdyż stanowczo jest za małą liczbą pasażerów w samolocie na liniach krajowych — 32 osoby w 1980 r. Potrzeba tutaj szczegółowych analiz i dokładnego rachunku ekonomicznego w dłuższych okresach, przyjmując tezę,

że jednostkowe koszty KKL maleją w miarę zwiększania zakresu przewozów i ich doskonalenia. Istotną sprawą są koszty eksploatacji samolotów danej linii lotniczej, np. zmiana typu samolotu Il-14 na Il-18 zmniejszyła jednostkowe koszty eksploatacji o 30% [7]. A więc wprowadzenie na krajowe linie lotnicze optymalnych samolotów tj. odpowiedniej pojemności w stosunku do zasięgu i rodzajów przewozów oraz wymogów nowoczesnego ruchu lotniczego może obniżyć jednostkowe koszty (pkm lub tkm) o 20÷30%. Ponadto obniżka kosztów KKL powinna postępować w miarę wzrastania średniej produktywności samolotów i lotnisk, średniej częstotliwości obsługi linii, średniego natężenia godzin na samolot, doskonalenia struktur organizacyjnych, postępu techniki lotniczej oraz automatyzacji i mechanizacji obsługi pasażerów, obniżania średnich kosztów amortyzacji urządzeń lotniskowych, zwiększania dyscypliny i wydajności pracy, doskonalenia taryfikacji płać itd. Np. średni roczny nalot na naszych liniach krajowych kształtuje się przeciętnie 1700 h na samolot inwentarzowy, podczas gdy w krajach zachodnich wynosi on o 50÷70% więcej. Duże efekty może przynieść integracja funkcjonalna i likwidacja zbędnego aparatu administracyjnego, modernizacja linii i stosowanie rozmaitych udogodnień oraz uelastycznienie rozkładów lotów do aktualnych potrzeb. Efektywność KKL można też poprawić polepszając współpracę PLL LOT z przedsiębiorstwami turystycznymi i innymi przewoźnikami w celu akwizycji wycieczek dla przewozów lotniczych, w tym głównie czarterowych, a także wprowadzając elastyczny i różnicowany system taryf w KKL (np. wyższych w okresach sezonowych i szczytowych oraz niższych w innych, szersze zastosowanie różnego rodzaju zniżek grupowych, rodzinnych, czarterowych, powrotnych, okolicznościowych itp.). Należałoby też zmienić przepisy ograniczające korzystanie z samolotów (np. w podróżach służbowych). Aby KKL była rentowna, trzeba jej zapewnić postęp techniczny, organizacyjny i ekonomiczny, uwzględniając długość tras przelotowych — 300÷600 km, liczbę lotów rozkładowych — co najmniej 4 dziennie w obu kierunkach, ekonomiczne typy samolotów — ok. 100-miejscowe i ich przeciętne zaopatrzenie — 60÷65%, wysoki wskaźnik pewności i bezpieczeństwa podróży itp.

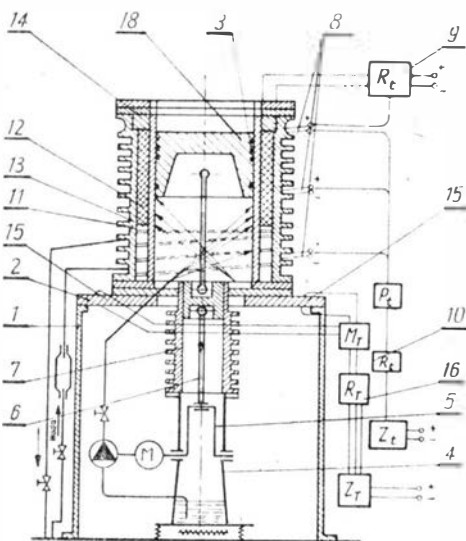
#### LITERATURA

1. P. ELSZTEIN: Tendencje rozwojowe w budowie wielkich samolotów cywilnych. *Międzyn. Roczn. Transp.*, s. 307, 1969 r.

2. B. KLIMASZEWSKI: Nie jestem aż takim Robespierem. *Przeł. Techn.-Innowacje*, 38/1981 r.
3. J. RACZKOWSKI: Szansa lotnictwa cywilnego. *Skrzydł. Polska* 10/1980 r.
4. A. K.: LOT-em za granicę — więcej połączeń. *Tryb. Ludu* 142/1980 r.
5. T. JACBI: Podstawy metodyczne oraz kierunki doskonalenia zagranicznej sieci linii lotniczych. Warszawa, 1979 r.
6. J. R. KONIECZNY: Bez echa. *Skrzydł. Polska*, 20/1981 r.
7. J. LASON: Transport lotniczy na tle świata współczesnego. *TLiA*, 6 i 7/1981 r.
8. B. LITWIŃSKI: Polskę musimy uskrzydlić. *Skrzydł. Polska*, 43/1980 r.
9. D. ŁAPIŃSKI: Czynniki kształtujące popyt na przewozy pasażerskie w transp. lotn. Rozpr. dokt. UG-Gdańsk, 1980 r.
10. E. MARCISZEWSKA: Czynniki ekonomiczne w kształtowaniu popytu na usługi krajowe komunik. lotn. *Przeł. Komunik.*, 4/1981 r.
11. K. RATAJCZAK: Transport w trzyletnim programie stabilizacji gospodarki. *Przeł. Komunik.*, 4/1981 r.
12. K. RUTKOWSKI: Gospodarze uzasadnienie zastosowania transp. lotn. w międzynarod. przewozach towarów. Rozpr. dokt. SGPiS, Warszawa, 1980 r.
13. B. RZECZYŃSKI: Krajowa komunik. lotn. *Skrzydł. Polska*, 51÷52/1980 r.
14. W. WIONCZEK: Lepiej — oszczędniej — taniej. *Skrzydł. Polska*, 8/1980 r.
15. K. FRONCZAK: Jak rozwijać skrzydła. *Z. Gosp.* 1/1981 r.
16. W. WILANOWSKI: Kluczowe problemy i główne kierunki rozwoju kraj. komun. lotn. *TLiA*, 6/1972 r.
17. M. KAWCZYŃSKI: Metody oszczędzania paliwa w lotnictwie komunik. (I). *TLiA*, 8÷9/1980 r.
18. B. KŁUSEK: Paliwo dla lotn. *Skrzydł. Polska*, 39/1980 r.
19. J. KOWALSKI: Myśleć i działać z wyprzedzeniem. *Skrzydł. Polska*, 41/1981 r.
20. J. KOWALSKI: Przyjmijmy każdą koncepcję, która będzie korzystna dla LOT-u. *Przeł. Techn.-Innowacje*, 38/1981 r.
21. A. GLASS: Oszczędność i lotnictwo, ale bez paniki. *TLiA*, 8/1981 r.
22. W. WILANOWSKI: LOT 1980—1981. *Skrzydł. Polska*, 11/1981 r.
23. M. MIKULSKI, A. GLASS: Transport lotniczy 1918÷1978. (Książka wyróżn. nagr. II stopnia NSZWiT). Warszawa, 1980. s. 25.
24. W. ZALEWSKI: Postęp techniczny a ceny sprzętu lotn. *Wojsk. Przeł. Techn.* 11/1974; *Przeł. Techn. Innowacje*, 13 i 38/81.
25. W. GRZYWACZ: *Ekonomia pracy w transp.* Warszawa, 1979, s. 100.
26. J. TARSKI: Unifikacja środków trwałych w przewozach kontenerowych. *Międzyn. Roczn. Transp.*, s. 71, 1971.
27. A. BOCHENSKI: LOT nie chce zbankrutować. *Z.W.*, 123/1981, „*Życie i Nowoczesność*”.
28. J. SŁAWIŃSKA: Efektywność ekonomiczna transp. w świetle dotychczas. wyników i w perspektywie. *Przeł. Komunik.*, 10/1980.
29. Statystyka 35-lecia LOT; *Skrzydł. Polska*, 33/1979, 7, 11, 17/81.

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Rzeszów zgłosiła do opatentowania wynalazek pn. Stoisko badawcze do określania sił tarcia zespołu tłok-cylinder (autorzy: W. Jaworski, A. Mruk, K. Pleśniak, B. Stolarski), oceniający wielkość zużycia zespołu tłok-cylinder, w zależności od rodzaju smaru, intensywności smarowania i warunków pracy.



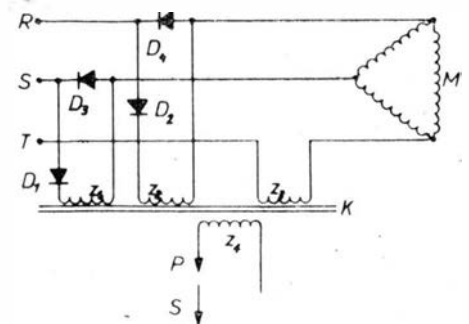
Stoisko badawcze ma obudowę 1, elastyczno-odkształcającą płytę nośną 2 wykonaną jako jednolitą albo rozbierną, do której przymocowany jest zespół tulei cylindra 11 z wymienną tuleją cylindra 12, w której umieszczony jest tłok 18 wraz z pierścieniami tłokowymi 3. Tłok 18 jest

napędzany za pomocą zespołu napędowego składającego się z karteru 4 wału korbowego 5, korbowa 6 oraz wodzika 7. Ponadto stoisko wyposażone jest w układ regulacyjny składający się z nagrzewnicy 14, chłodnicy 13, termopar 8, regulatora temperatury 9 i rejestratora temperatury 10 oraz układu pomiarowego tensometrów 15 rozmieszczonych na obwodzie i po obu stronach elastycznie odkształcalnej płyty nośnej 2 wielopunktowego mostka tensometrycznego 8, rejestratora automatycznego 16 i zasilacza tensometrycznego 17. Skróć opisu wynalazku, chronionego w BUP nr 10/1980, w klasie G 01M, pod nr P.209721.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Warszawa II zgłosiła w Urzędzie Patentowym PRI, do opatentowania urządzenie do kontrolowania i sygnalizacji stanu działania elektrycznego trójfazowego silnika urządzenia giroskopowego (wynalazcy: S. Czapla i W. Bernacki). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania urządzenia o prostej budowie, niezawodnego i dokładnego w działaniu, łatwego do dozoru i konserwacji.

Urządzenie podłączone (lub wbudowane) do kontrolowanego urządzenia giroskopowego charakteryzuje się tym, że ma rdzeń magnetyczny K, trzy uzwojenia prądowe Z<sub>1</sub>, Z<sub>2</sub>, Z<sub>3</sub>, wtórne uzwojenie sygnałowe Z<sub>4</sub> nawinięte na ten rdzeń, cztery diody D<sub>1</sub>, D<sub>2</sub>, D<sub>3</sub>, D<sub>4</sub> włączone w uzwojenia prądowe oraz urządzenie progowe P podłączone do wtórnego uzwojenia sygnałowego Z<sub>4</sub> i sterujące znane urządzenie sygnalizacyjne S, przy czym jedno uzwojenie prądowe Z<sub>3</sub> jest włączone bezpośrednio w szereg z jedną z faz sieci zasilającej silnik urządze-

nia giroskopowego, zaś dwa pozostałe uzwojenia prądowe Z<sub>1</sub>, Z<sub>2</sub> połączone są szeregowo wraz z włączonymi w nie diodami



D<sub>1</sub>, D<sub>2</sub> z pozostałymi fazami zasilającymi silnik. Ponadto uzwojenia Z<sub>1</sub>, Z<sub>2</sub> są bocznikowane dodatkowymi diodami D<sub>3</sub>, D<sub>4</sub> włączonymi w przeciwnym kierunku do diod D<sub>1</sub>, D<sub>2</sub> w celu umożliwienia przepływu prądu zmiennego zasilającego silnik, przy czym uzwojenia te podłączone są tak, że prądy płynące przez nie wytwarzają pola pod magnesujące rdzeń, skierowane w przeciwnych kierunkach, a w uzwojeniu sygnałowym Z<sub>4</sub> indukuje się napięcie proporcjonalne do prądu płynącego przez uzwojenie prądowe Z<sub>3</sub> i zasilające urządzenie progowe P i przez nie sterujące urządzenie sygnalizacyjne S.

Skróć opisu patentu, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 14/1980 r., w klasie G01C, pod nr P.210291.



Samolot rolniczy

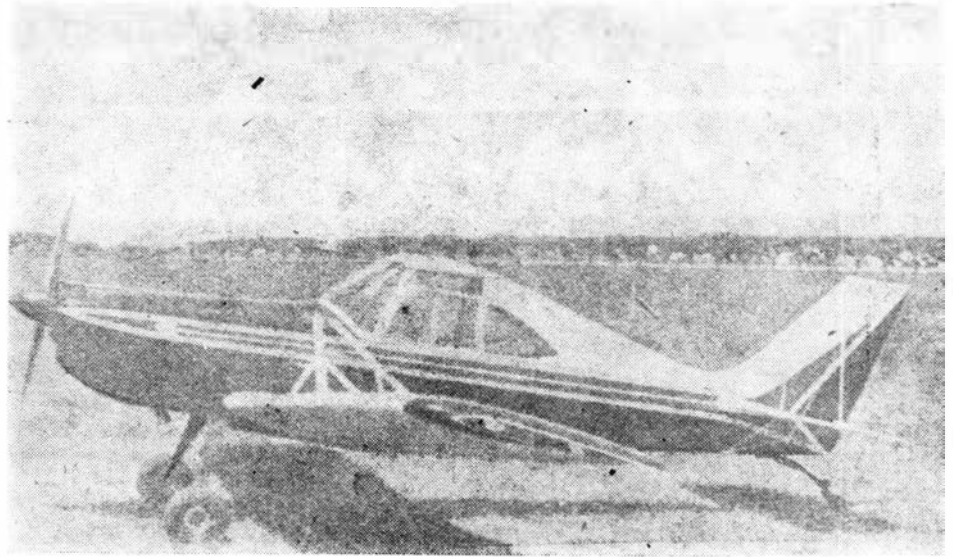
**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, jednomiejscowy zastrzałowy dolnopłat o konstrukcji metalowej ze stałym podwoziem.

**Plat.** Obrys prostokątny, trapezowy na bardzo krótkim odcinku przy końcówce. Profil NACA 23012, wznios 5°. Konstrukcja dwuczęściowa metalowa, półskorupowa, dwudźwigarowa. Skrzydła wsparte rurowymi zastrzałami rozstawionymi w kształcie litery V. Zastrzały usztywnione rozpórkami. W kesonach skrzydeł po 2 zbiorniki paliwowe. W nosku lewego skrzydła umieszczone są reflektory. Kłapy i lotki szczelinowe, konstrukcji metalowej. Końcówki skrzydeł laminatowe, zagięte ku dołowi.

**Kadłub.** Przekrój prostokątny. Konstrukcja kratownicowa spawana z rur stalowych, pokrycie z tworzyw sztucznych i tkaniny na szkielecie z profili duralowych. Przednia gródź kratownicy mieści zbiornik chemikaliów. Zastrzały i okucia skrzydeł wprowadzone są za zbiornikiem. Bogato oszklona kabina pilota zaopatrzona w drzwi-okna z obu stron, jest przewietrzana i ogrzewana. Istnieje możliwość awaryjnego zrzutu drzwi kabiny. Za kabiną znajduje się niewielki bagażnik dostępny z zewnątrz.

**Usterzenie.** Usterzenie klasyczne, obrysy usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne. Profile płaskie, stateczniki usztywnione cięgnami z drutu. Szkielet stateczników spawany z rur stalowych, pokrycie laminatowe. Analogiczna jest konstrukcja sterów. Stery wyważone masowo i ociążone aerodynamicznie (rogowo). Na lewym sterze wysokości klapka wyważająca.

**Podwozie.** Podwozie klasyczne z kołem tylnym. Golenie podwozia głównego sprę-



zyste, wygięte łukowato. Koła podwozia głównego wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne. Golenie podwozia tylnego sprężyste, kołko na widelcu. Golenie podwozia głównego mocowane do kadłuba za pośrednictwem amortyzatorów sprężynowych.

**Zespół napędowy.** Płaski, sześciocylin-drowy, chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy Lycoming 0-540 o mocy 194 kW. Śmigło dwułopatowe, metalowe McCauley P235/AFA8456. Łoże silnika spawane z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego laminatowe.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki skrzydełowe o łącznej pojemności 268 l.

**Wyposażenie.** Zestaw przyrządów wymagany przepisami, radiostacja VHF (jako standard).

**Wyposażenie rolnicze.** Laminatowy zbiornik chemikaliów o pojemności 500 l wy-

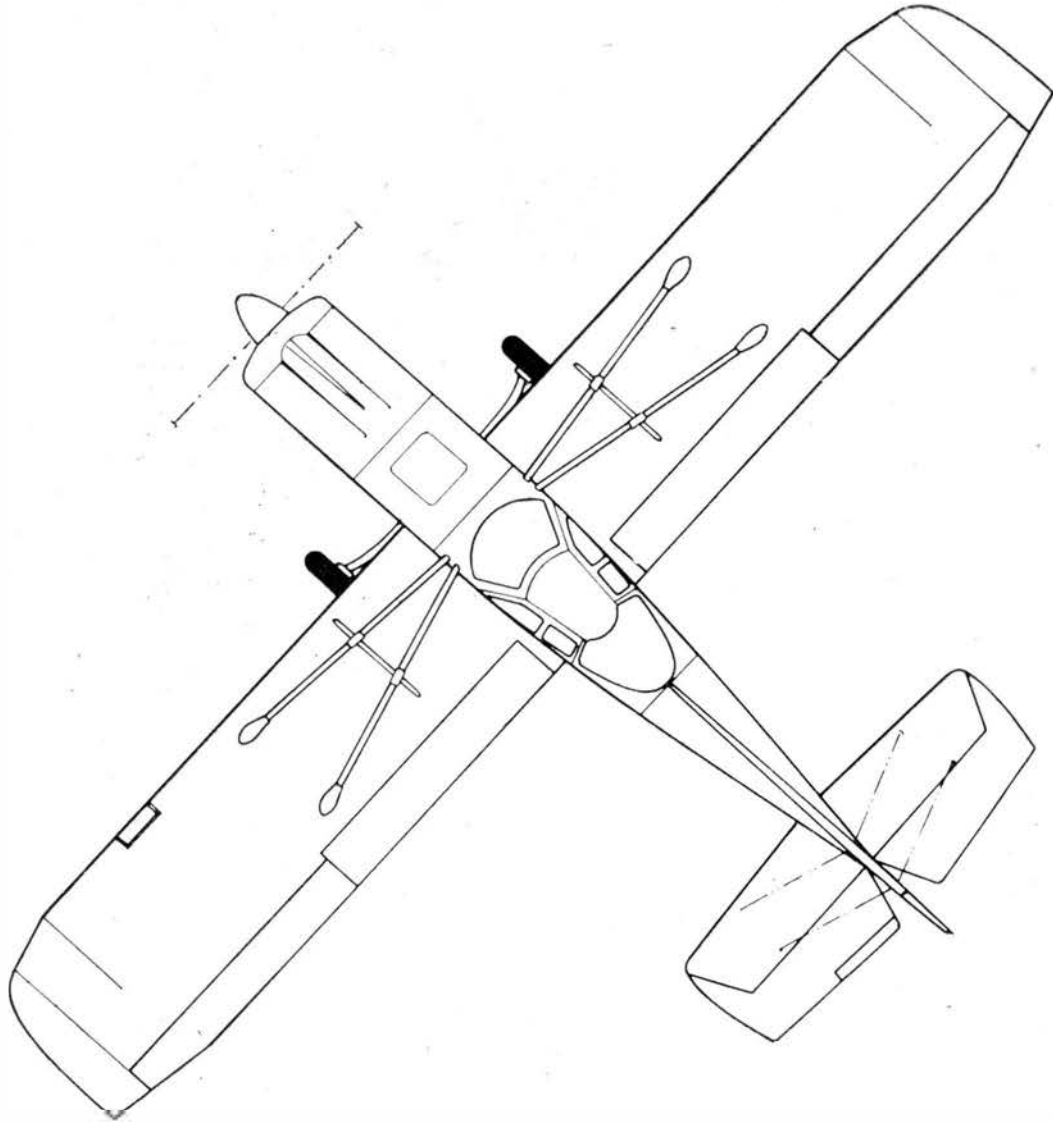
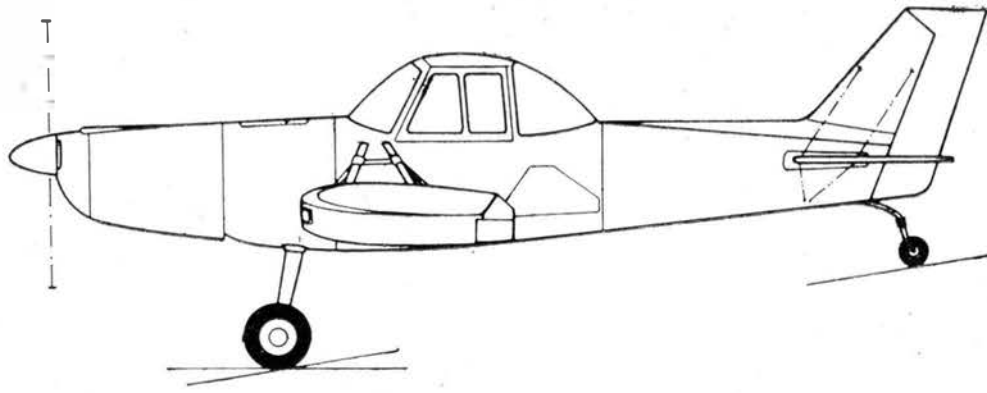
posażony w dennicę z klapą do awaryjnego zrzutu ładunku. Pompa do chemikaliów ciekłych napędzana od silnika. Możliwość stosowania różnego typu aparatury do opylania i opryskiwania.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Po weześniejszym produkowaniu podobnych do samolotów Cessna górnołatych 180RV, 180RVR, 180Ag, 150RV, 150Ag i dwupłacie 180SP w 1971 r. biuro konstrukcyjne firmy Aero Boero podjęło prace nad nowym typem samolotu, który otrzymał oznaczenie AG.335/260. Zdecydowano się na szerokie zastosowanie laminatów i tworzyw sztucznych na części konstrukcji narażone na najczęstszy bezpośredni kontakt z chemikaliami. Prototyp samolotu oblatano 23 grudnia 1972 r. Egzemplarze seryjne otrzymały zmodyfikowaną kabinę (zmiana kształtu w tylnej części, poprawa widoczności). Program badań i certyfikacji zakończono w 1978 r.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	10,90 m	Wydłużenie skrzydła	6,8
Długość	7,45 m	Masa własna	720 kg
Wysokość	1,90 m	Masa startowa maks.	1350 kg
Ciężka skrzydła	1,61 m	Obciążenie powierzchni maks.	77,28 kg/m <sup>2</sup>
Rozpiętość usterzenia	3,04 m	Obciążenie mocy maks.	6,96 kg/kN
Srednica śmigła	2,13 m	Prędkość dopuszczalna	217 km/h
Powierzchnia skrzydła	16,47 m <sup>2</sup>	Prędkość przelotowa maks. (H = 0)	201 km/h
Powierzchnia klap	1,94 m <sup>2</sup>	Prędkość ekonomiczna	177 km/h
Powierzchnia lotek	1,84 m <sup>2</sup>	Prędkość przeciągnięcia (z klapami)	97 km/h
Powierzchnia statecznika pionowego	0,93 m <sup>2</sup>	Wznoszenie maks. (H = 0)	6,8 m/s
Powierzchnia steru kierunku	0,41 m <sup>2</sup>	Pułap	6400 m
Powierzchnia statecznika poziomego	1,40 m <sup>2</sup>	Start na 15 m	200 m
Powierzchnia steru wysokości	0,97 m <sup>2</sup>	Ładowanie z 15 m	120 m
		Zasięg maks.	1100 km

T.M.



Lekki samolot wielozadaniowy

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, dwumiejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

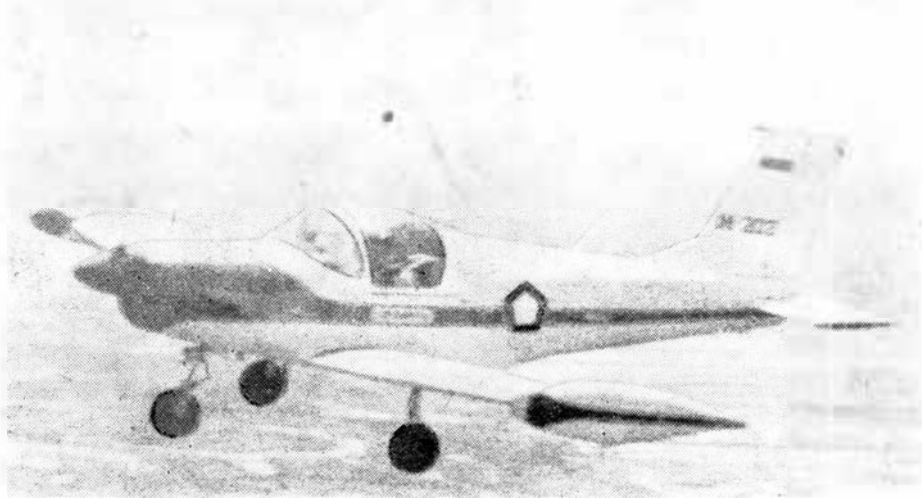
**Plat.** Obrys prostokątny, profil NACA 63<sub>2</sub>615, wznios 5°, kąt zaklinowania przy kadłubie — 2°20'. Konstrukcja niedzielona, jednodźwigarowa, skorupowa (pokrycie podparte tylko żebrami). Kłapy i lotki metalowe o identycznej konstrukcji, zawieszane bezszceelinowo na zawiasach taśmowych. Kłapy zawieszane na dolnej, a lotki na górnej krawędzi. Na końcach skrzydeł zbiorniki paliwowe o kształcie kropłowym zamocowane na stałe.

**Kadłub.** Przekrój protokątny, owalny w części górnej. Konstrukcja metalowa, półskorupowa. Kabina załogi z miejscami obok siebie, za fotelami obszerny bagażnik. Oszklenie kabiny składające się z wiatrochronu i wypukłej, otwieranej do tyłu osłony zapewnia doskonałą widoczność. Tylna część kadłuba stopniowo spłaszcza się z boków.

**Usterzenie.** Klasyczne, obrys usterzenia poziomego prostokątny, usterzenie pionowe trapezowe, skośne. Usterzenie poziome płytowe z klapką sterującą dociążającą-wyważającą. Statecznik pionowy jednodźwigarowy. Ster kierunku jednodźwigarowy, metalowy. Płyta usterzenia wysokości dwudźwigarowa.

**Sterowanie.** Sterownice (drażek i pedały) zdwojone. Układ sterowania lotkami — popychaczowy, usterzeniem wysokości — linkowo-bowdenowy, kłapy otwierane ręcznie.

**Podwozie.** Stałe, trójkołowe z kołem przednim. Podwozie przednie ma goleń częściowo zunifikowaną z goleniami podwozia głównego (teleskopowe golenie stanowią amortyzatory). Koło przednie zawieszane na widelcu, sterowane. Kola główne wyposażone w hamulce hydrauliczne.



Ogumienie niskociśnieniowe — 215,8 kPa. Amortyzacja olejowo-powietrzna.

**Zespół napędowy.** Płaski, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy Lycoming 0-320-E2A o mocy 96,4 kW przy obrotach 45 s<sup>-1</sup> (2700 obr./min). Śmigło dwupłatowe metalowe o stałym skoku McCauley. Silnik zawieszony na łożu z rur stalowych. Osłony silnika metalowo-laminatowe.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki laminatowe na końcówkach skrzydeł po 47 l, zbiornik skrzydłowy 94 l (łącznie 188 l), elektropompa awaryjna, filtry, zawór przełączający w kabinie. Elektryczna — napięcie 12 V.

**Wyposażenie.** Komplet przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontroli silnika, radiobusola, radiostacja.

**ROZWOJ KONSTRUKCJI.** LT-200 jest produkowaną w Indonezji odmianą samolotu Pazmany Pl-2, zaprojektowanego przez

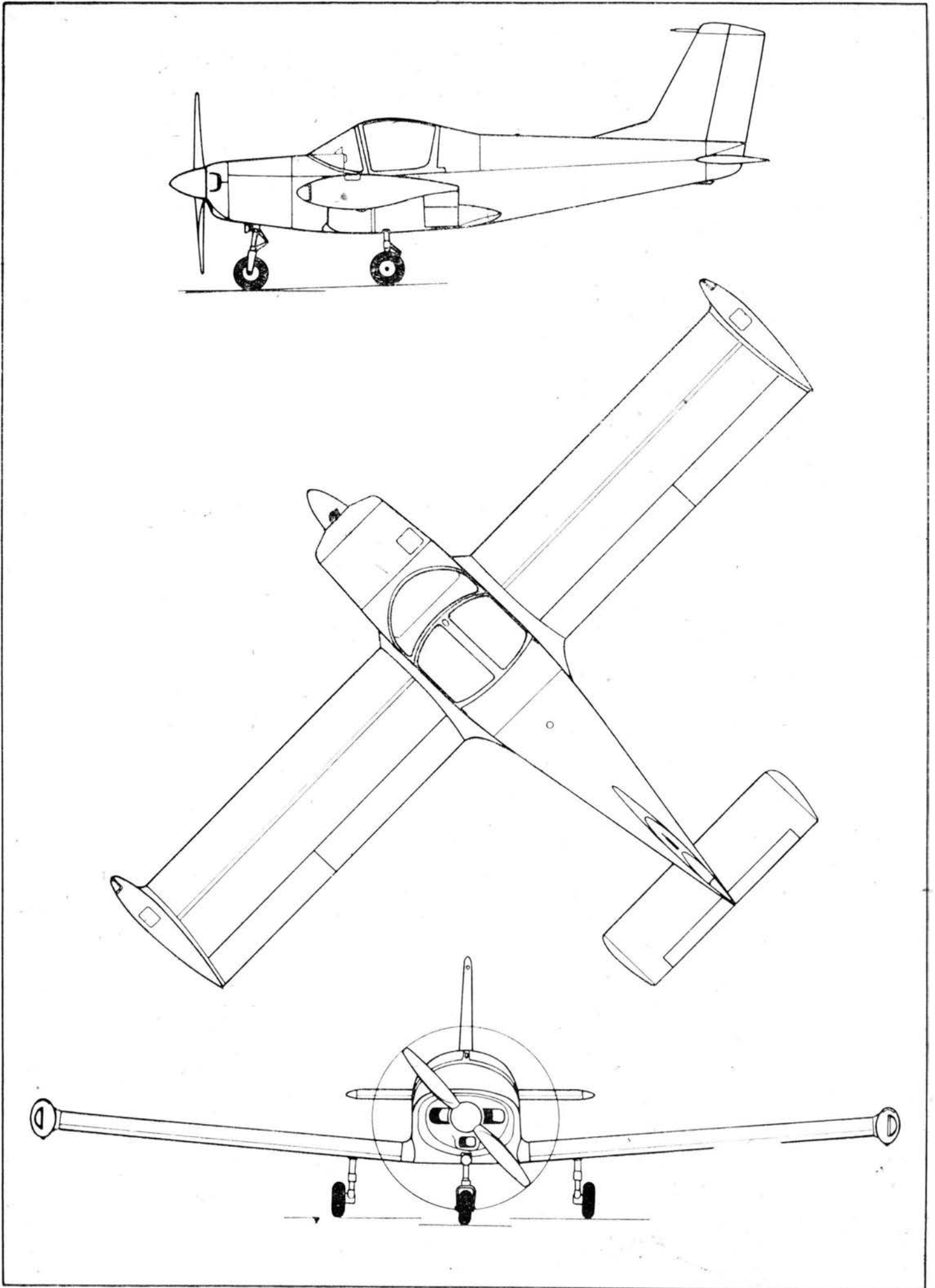
amerykańskiego konstruktora Vladislao Pazmany. Konstrukcja Pl-2 wywodzi się z wcześniejszego Pl-1, produkowanego z dużym powodzeniem w zestawach od początku lat sześćdziesiątych. W 1968 r. ulepszoną wersją Pl-1, oznaczoną Pl-18 Ciensu, opracowano na Tajwanie. Równocześnie z rozpoczęciem produkcji Pl-1 konstruktor samolotu opracował jego powiększoną wersję dwumiejscową Pl-2, którą oblatano 4 kwietnia 1969 r. Pl-2 znalazł uznanie w krajach Azji wschodniej (m.in. Japonia, Indonezja), gdzie podjęto jego produkcję. W zakładach indonezyjskich Lipnur samolot został zmodyfikowany, aby mógł spełniać nowe wymagania (m.in. bogatsze wyposażenie) i oznaczony LT-200. Prototyp LT-200 oblatano 9 listopada 1974 r. LT-200 może być wykorzystany jako szkolno-treningowy, sportowo-turystyczny oraz do nauki i treningu w podstawowej akrobacji. Program rozwoju LT-200 przewidywał opracowanie wersji czterociśnieniowej oraz wariantu rolniczego i wojskowego (uzbrojonego). Samolot budowano w oparciu o przepisy FAR23.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	8,53 m
Długość	5,90 m
Wysokość	2,64 m
Cięciwa skrzydła	1,27 m
Rozpiętość usterzenia	2,44 m
Baza podwozia	1,35 m
Rozstaw podwozia	2,50 m
Długość kabiny	1,27 m
Szerokość kabiny	1,07 m
Wysokość kabiny	1,02 m
Średnica śmigła	1,83 m
Wydłużenie skrzydła	6,7
Powierzchnia skrzydła	10,78 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	0,98 m <sup>2</sup>
Powierzchnia kłap	1,61 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia poziomego	1,67 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika pionowego	0,68 m <sup>2</sup>

Powierzchnia steru kierunku	0,29 m <sup>2</sup>
Masa własna	409 kg
Masa startowa maks.	720 kg
Masa bagażu	18 kg
Obciążenie powierzchni	66,7 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	7,47 kg/kN
Prędkość maks. (H = 0)	246 km/h
Prędkość ekonomiczna	219 km/h
Prędkość przeciągnięcia (z klapami)	87 km/h
Wznoszenie maks.	8,5 m/s
Pułap praktyczny	5500 m
Zasięg (przy prędkości ekonomicznej)	1216 km
Długość wlotu	5,6 h
Start na 15 m	239 m
Lądowanie z 15 m	335 m
Zużycie paliwa (moc. ekonomicz. przelot.)	33 l/h
Współczynniki obciążenia	n — +6 do -3

T.M.



Samoloty i śmigłowce specjalne

- 1 — lotnictwo gospodarcze, l. specjalnego przeznaczenia
- 2 — badania zanieczyszczeń środowiska
- 3 — sprawdzanie linii napowietrznych
- 4 — kierowanie ruchem drogowym, kontrola ruchu drogowego
- 5 — żegluga wodna
- 6 — ruchy gór lodowych
- 7 — rybołówstwo
- 8 — poszukiwanie ławic ryb
- 9 — lot dla celów służby meteorologicznej, oblot pogody
- 10 — samolot meteorologiczny, s. rozpoznania pogody
- 11 — latająca stacja przekazykowa
- 12 — klęska żywiołowa
- 13 — teren dotknięty klęską
- 14 — powódź
- 15 — służba zdrowia
- 16 — transport chorych
- 17 — tereny oddalone (od cywilizacji)
- 18 — szpital
- 19 — lądowanie w terenie
- 20 — l. na łódkach
- 21 — samolot sanitarny
- 22 — śmigłowiec sanitarny
- 23 — nosze
- 24 — urządzenia do podtrzymania życia
- 25 — aparat do sztucznego oddychania, a. oddechowy
- 26 — instalacja tlenowa
- 27 — (elektro)kardiograf
- 28 — zlewozmywak chirurgiczny
- 29 — szafka z lekami, apteczka
- 30 — pulpit lekarza
- 31 — lek, lekarstwo
- 32 — krew konserwowana
- 33 — transfuzja (krwi)
- 34 — personel sanitarny
- 35 — lekarz
- 36 — zdalny wywiad, zdalne rozpoznanie
- 37 — pole sił
- 38 — nośnik informacji
- 39 — aerogeofizyka, badania geofizyczne z powietrza
- 40 — anomalie geofizyczne
- 41 — geofizyczne zdjęcie terenu
- 42 — pomiar magnetyzmu z powietrza
- 43 — pole magnetyzmu ziemskiego
- 44 — sonda magnetyczna
- 45 — magnetometr protonowy
- 46 — sonda Förstera, s. permalojowa
- 47 — przyrząd pomiarowy elektromagnetyczny
- 48 — energia elektromagnetyczna
- 49 — pomiar geoelektryczny z powietrza
- 50 — radiometria powietrzna
- 51 — promieniowanie gamma, promienie g.
- 52 — p. g. Ziemi
- 53 — promienie rentgenowskie, p. Röntgena, p. X
- 54 — p. podczerwone, podczerwień
- 55 — badania z pomocą podczerwieni
- 56 — grawimetria powietrzna
- 57 — siła ciężkości, s. ciężenia, s. grawitacji
- 58 — zasoby naturalne Ziemi
- 59 — statek powietrzny dla badania zasobów Ziemi
- 60 — poszukiwanie złóż
- 61 — napełnianie paliwem w locie, tankowanie w powietrzu
- 62 — samolot-zbiornikowiec, s.-cysterna
- 63 — śmigłowiec-cysterna
- 64 — wąż
- 65 — (sztywna teleskopowa) rura tankowania w locie

- 66 — końcówka lejkowa
- 67 — samolot napełniany, s. zaopatrywany w paliwo
- 68 — odbiornik paliwa
- 69 — o. p. chowany
- 70 — sprzęt automatyczny
- 71 — powietrzna operacja dźwigowa
- 72 — prace budowlano-montażowe
- 73 — śmigłowiec-dźwig
- 74 — ś. z zewnętrznym ładunkiem
- 75 — ś. do układania przewodów elektrycznych
- 76 — obszary leśne
- 77 — pożar lasu
- 78 — niebezpieczeństwo pożarów leśnych
- 79 — klęska ognia
- 80 — charakterystyka pożaru
- 81 — pożar ukryty
- 82 — p. tłący się
- 83 — p. w wyniku samozapłonu
- 84 — ponowny zapłon
- 85 — ochrona lasu
- 86 — wykrywanie ognia
- 87 — walka z pożarem (lasu)
- 88 — metoda gaszenia bezpośredniego
- 89 — m. g. pośredniego, gaszenie pośrednie
- 90 — zrzut spadochronowy, skok s., desant s.
- 91 — gaszenie wodą (z powietrza)
- 92 — g. środkami chemicznymi
- 93 — zrzut (wody) z głęboką penetracją, z. z głębokim przenikaniem
- 94 — metoda płytkiego pasa przeciwpożarowego
- 95 — strefa ognia
- 96 — unoszenie wiatrem, znoszenie w., z. przez wiatr
- 97 — rozproszenie
- 98 — rozmiar kropli
- 99 — wysokość zrzutu
- 100 — salwa
- 101 — wydatek opóźniająca, w. środka opóźniającego
- 102 — rozkład (o.) na ziemi
- 103 — system wykrywania (pożaru)
- 104 — termiczny analizator sterujący
- 105 — analizator mikrofalowy
- 106 — samochód pożarniczy, s. strażacki
- 107 — samolot pożarniczy
- 108 — chwytak wody
- 109 — zbiornik (wody)
- 110 — z. integralny wpływu
- 111 — drzwi (zrzutu wody)
- 112 — zanek solenoidowy
- 113 — odpowiedzenie zbiornika
- 114 — zwalnianie awaryjne, zwalnicz awaryjny
- 115 — zbiornik membranowy
- 116 — szpula membrany
- 117 — nóż
- 118 — uchwyt membrany, zacisk m.
- 119 — śmigłowiec pożarniczy
- 120 — kubek, czerpak (z zaczepem)
- 121 — drabinka sznurowa
- 122 — materiał palny
- 123 — chemiczny środek zabezpieczający, s. opóźniający, opóźniacz
- 124 — o. typu wodnego, o. wodopodobny
- 125 — zwilżacz
- 126 — woda z dodatkiem zwilżacza
- 127 — reologia (nauka o płynięciu ciał)
- 128 — własności reologiczne
- 129 — środek zagęszczający, chemiczny zagęstnik wody

100/23/K/82

K.D.

Avions et Hélicoptères de Missions Uniques

- 1 — aviation (f) de missions unies
- 2 — inspection (f) de pollution d'environnement
- 3 — l. (f) des lignes aériennes
- 4 — régulation (f) du trafic routier
- 5 — navigation (f)
- 6 — mouvements (mpl) des icebergs
- 7 — pêche (f)
- 8 — recherche (f) des bancs de poissons
- 9 — vol (m) de reconnaissance météorologique
- 10 — avion (m) météorologique, a. (m) de r.m.
- 11 — station (f) relais volante, avion (m) de relais radio-électrique
- 12 — cataclysme (m), désastre (m)
- 13 — terrain (m) de cataclysme
- 14 — inondation (f)
- 15 — service (m) de santé, service sanitaire
- 16 — transport (m) des malades
- 17 — (terrain (m) lointain)
- 18 — hôpital (m)
- 19 — atterrissage (m) en campagne
- 20 — a. (m) en glaciers
- 21 — avion (m) ambulance, a. sanitaire, a.-hôpital
- 22 — hélicoptère (m) sanitaire
- 23 — brancard (m), civière (f)
- 24 — dispositif (m) de réanimation
- 25 — appareil (m) respiratoire, a. de réanimation
- 26 — système (m) d'oxygène
- 27 — électrocardiographe (m)
- 28 — évier (m) chirurgical
- 29 — armoire (f) à drogues, pharmacie (f) portative
- 30 — pupitre (m) du médecin
- 31 — médicament (m), remède (m), médecine (f)
- 32 — sang (m) conservé
- 33 — transfusion (f) (de sang)
- 34 — personnel (m) sanitaire
- 35 — docteur (m), médecin (m)
- 36 — reconnaissance (f) à distance
- 37 — champ (m) de forces
- 38 — support (m) d'information, porteur (m) d'i.
- 39 — géophysique (f) aérienne
- 40 — anomalie (f) géophysique
- 41 — levé (m) g., lever (m) g.
- 42 — mesures (fpl) aériennes de magnétisme
- 43 — champ (m) de m. terrestre
- 44 — sonde (f) magnétique
- 45 — magnétomètre (m) à protons
- 46 — sonde (f) à permalloy
- 47 — appareil (m) (de mesure) ferromagnétique
- 48 — énergie (f) électromagnétique
- 49 — mesures (fpl) aériennes d'électricité terrestre
- 50 — radiométrie (f) aérienne
- 51 — rayons (mpl) gamma
- 52 — r. g. de la Terre
- 53 — rayonnement (m) X, rayons (mpl) X
- 54 — infrarouge (m), rayonnement (m) i.
- 55 — recherches (fpl) par i.
- 56 — gravimétrie (f) aérienne
- 57 — force (f) de gravité, f. (f) gravitationnelle, pesantEUR (m)
- 58 — ressources (fpl) terrestres
- 59 — aéronef (m) pour recherche des ressources terrestres
- 60 — prospection (f) géologique, p. (f) de gisements
- 61 — ravitaillement (m) air-air, r. (m) en vol
- 62 — avion (m) ravitailleur, a. (m)—citerne, a. de ravitaillement
- 63 — hélicoptère (m)—citerne
- 64 — tuyau (m) flexible, t. souple
- 65 — tube (f) (telescopique) de ravitaillement en vol
- 66 — about (m) à entonnoir, c. (m) conique
- 67 — avion (m) ravitaillé
- 68 — prise (f) de ravitaillement

- 69 — p. (f) de r. escamotable
- 70 — embrayage (m) automatique
- 71 — opération (f) de grue volante
- 72 — travaux (mpl) de construction, t. (m) de montage
- 73 — hélicoptère (m) grue
- 74 — h. (m) avec la charge extérieure
- 75 — h. (m) pour pose des cables
- 76 — régions (mpl) forestiers
- 77 — incendie (m) de forêt
- 78 — danger (m) des incendies forestiers
- 79 — calamité (f) d'incendie
- 80 — caractéristique (f) d'i.
- 81 — i. (m) latent
- 82 — i. (m) couverte, combustion (f) sans flammes
- 83 — i. (m) par inflammation spontanée
- 84 — réallumage (m) d'i., reprise (f) du feu
- 85 — protection (f) de la forêt
- 86 — détection (f) de feu
- 87 — lutte (f) contre l'i., combat (m) l'i. (de la forêt)
- 88 — méthode (f) d'attaque directe, m. (f) directe
- 89 — m. (f) indirecte, m. (f) indirecte
- 90 — parachutage (m), droppage (m)
- 91 — bombardement (m) à l'eau
- 92 — épandage (m) des retardants
- 93 — largage (m) d'eau à pénétration profond
- 94 — méthode (f) de ligne pare-feu, m. (f) de tranchée pare-feu
- 95 — zone (f) de feu
- 96 — dérive (f) par le vent
- 97 — dispersion (f)
- 98 — dimension (f) des gouttes
- 99 — hauteur (m) de largage
- 100 — salve (f)
- 101 — débit (m) du retardant
- 102 — distribution (f) (du r.) au sol
- 103 — explorateur (m), système (m) de la détection (de feu)
- 104 — analyseur (m) thermique
- 105 — a. (m) à micro-ondes
- 106 — autopompe (f), fourgon-pompe (f)
- 107 — avion (m)—bombardier d'eau
- 108 — prise (f) d'eau
- 109 — cuve (f)
- 110 — c. (f) intégrale dans le flotteur
- 111 — porte (f) (de largage d'eau)
- 112 — verrou (m) à solénoïde
- 113 — mise (f) à l'air libre dans la cuve
- 114 — deserrage (m) de secours, déciel (m) de s.
- 115 — cuve (m) à membrane
- 116 — bobine (f) de la membrane
- 117 — couteau (m)
- 118 — pince (f) de m.
- 119 — (hélicoptère) (m) bombardier d'eau
- 120 — seau (m) (à crochet)
- 121 — échelle (f) de corde
- 122 — combustible (m), matériau (m) c.
- 123 — produit (m) ignifuge
- 124 — p. (m) i. aqueux
- 125 — agent (m) d'humidification
- 126 — eau (f) avec agent humide
- 127 — rhéologie (f)
- 128 — propriétés (fpl) rhéologiques
- 129 — épaissant (m)

# Tymczasowe zasady sprawdzania zdatości statków powietrznych budowanych w pojedynczych egzemplarzach\*)

Niniejsze tymczasowe zasady przeznaczone są dla konstruktorów lub zespołów konstrukcyjnych podejmujących budowę statków powietrznych wykonywanych w pojedynczych egzemplarzach, w warunkach nieprodukcyjnych, przy czym budowa ich nie jest przeznaczona dla celów zarobkowych.

Stanowią one zbiór informacji o podstawowych wymaganiach i toku postępowania w procesie sprawdzania i uznawania zdatości statków powietrznych budowanych w pojedynczych egzemplarzach i nie zawierają wymagań szczegółowych dotyczących obciążeń, konstrukcji i właściwości lotnych. Wymagania szczegółowe mają być uzgadniane w programie nadzoru nad budową i próbami, omówionego w rozdz. 4 niniejszych zasad.

Tymczasowe zasady oparte zostały na założeniu stworzenia warunków pozwalających na dostosowywanie w możliwie maksymalnym stopniu procedury sprawdzania zdatości statku powietrznego budowanego w pojedynczych egzemplarzach do stopnia złożoności jego konstrukcji, kwalifikacji i doświadczenia konstruktorów lub zespołów konstrukcyjnych oraz do realnych warunków, w jakich jest budowany statek.

Szczegółowe części niniejszych tymczasowych zasad bardziej precyzyjnie określają wymagania i tok postępowania w odniesieniu do samolotów, motoszybowców i szybowców, przy założeniu, że w odniesieniu do innych statków powietrznych (np. balony, sterowce) wymagania i tryb będą indywidualnie określone przez organ nadzoru w oparciu o założenia niniejszych tymczasowych zasad.

## 1. Część ogólna

1.1. Statek powietrzny budowany przez pojedyncze osoby lub zespoły na podstawie gotowej dokumentacji musi mieć świadectwo typu. Pierwotór statku powietrznego, przewidzianego do budowy w większej liczbie egzemplarzy w oparciu o gotową dokumentację, nie podlega dopuszczeniu do użytkowania w trybie uproszczonym przewidzianym tymczasowymi zasadami sprawdzania zdatości. Musi on być poddany próbom w zakresie przewidzianym rozporządzeniem ministra Komunikacji z dn. 29 września 1965 r. w sprawie sprawdzania zdatości sprzętu lotniczego (Dz. Ustaw PRL nr 43 z dn. 22 października 1965 r.), przy czym zgodnie z 1.3 niniejszych zasad, nie musi spełniać wymagań obowiązujących przepisów zdatości dla danego typu sprzętu, jednak musi być zaprojektowany i przebadany w oparciu o warunki techniczne uzgodnione przed rozpoczęciem budowy z państwowym organem nadzoru lotniczego. W trakcie prób musi być sprawdzona przydatność i celowość rozwiązań konstrukcyjnych do budowy w warunkach amatorskich (nieprzemysłowych). Orzeczenie końcowe z prób musi określać warunki, na jakich sprzęt może być budowany nieprofesjonalnie oraz podawać zakres prób na ziemi i w locie wymaganych do przeprowadzenia po zakończeniu budowy poszczególnych egzemplarzy. Generalnie, przy budowie statków powietrznych w oparciu o gotową dokumentację, nie znajdują zastosowania postanowienia zawarte w 3.5 a dotyczące prób w locie. Procedury formalne oraz nadzór nad budową (wykonaniem warsztatowym) mają być zgodne z odpowiednio zmodyfikowanymi wymaganiami rozdziału 4 niniejszych tymczasowych zasad.

1.2. Osoby budujące, wykonujące próby oraz użytkujące statki powietrzne budowane w pojedynczych egzemplarzach obowiązane są do przestrzegania przepisów Prawa Lotniczego z dn. 31 maja 1962 r. (Prawo opublikowane w Dz. U. PRL nr 32 z dn. 8 czerwca 1962 r.), a w szczególności:

działu II — statki powietrzne i inny sprzęt lotniczy, działu IV — personel lotniczy, działu V — ruch lotniczy.

1.3. Omawiane niniejszymi tymczasowymi zasadami konstrukcje nie muszą spełniać wymagań przepisów dotyczących poszczególnych kategorii sprzętu. Musi być jednak dozwiedzone w trakcie prób, przeprowadzonych w zakresie wymaganym przez państwowy organ nadzoru lotniczego, że mogą być bezpiecznie użytkowane w zakresie ustalonych ograniczeń.

## 2. Określenia

2.1. Jako konstrukcje omawiane niniejszymi tymczasowymi zasadami, zwane dalej również konstrukcjami w kategorii „experimental”, mogą być budowane:

- samoloty,
- motoszybowce,
- szybowce,

lub inne statki powietrzne.

*Uwaga:*

— Kryteria uproszczone stosowane przy sprawdzaniu zdatości ww. statków powietrznych nie uwzględniają wykonywania akrobacji lotniczej. Warunki, jakim musi odpowiadać sprzęt budowany amatorsko, dopuszczony do wykonywania akrobacji, muszą być każdorazowo uzgodnione z nadzorem. Należy zaznaczyć, że w takich przypadkach będzie wymagana zgodność wytrzymałości samolotów z wymaganiami przepisów budowy samolotów lekkich.

— Jako konstrukcja budowana zgodnie z niniejszymi tymczasowymi zasadami może być uznany szybowiec składający się z fabrycznie wykonanego płotowca i zespołu napędowego zabudowanego na nim w celu umożliwienia wykonania samodzielnego startu. Pojemność zbiornika paliwa powinna być ograniczona tak, aby wykonanie dłuższego samodzielnego lotu z pracującym silnikiem było niemożliwe. Ograniczenia pojemności zbiornika paliwa oraz czasu lotu z pracującym silnikiem wynikają z konieczności przyjęcia daleko idących odstępstw (w zakresie budowy zespołu napędowego) od normalnie stosowanych wymagań.

— Motoszybowce muszą spełniać wymagania osiągowie Aneksu 4 Kodeksu Sportowego FAI Dział 3-D.

2.2. Samoloty i motoszybowce mogą być wyposażone bądź w silniki lotnicze, mające świadectwo typu, bądź w silniki typu nielotniczego. W przypadku silników nielotniczych, muszą to być silniki produkowane przez przemysł seryjny, których zdatość do pracy i niezawodność zostały potwierdzone w innych zastosowaniach, a sposób ich zabudowy i zakres przystosowania do pracy w powietrzu zostaną potwierdzone co najmniej przez próby naziemne i w locie, których program powinien być uzgodniony z państwowym organem nadzoru lotniczego.

2.3. Śmigła powinny mieć świadectwa typu i pochodzić z produkcji przemysłowej. Dopuszcza się wykonywanie we własnym zakresie wyłącznie śmigieł drewnianych o stałym skoku, osadzonych bezpośrednio na wale silnika lub na wałku przekładni elastycznej (pasowej). Zakres prób śmigła lub śmigła z przekładnią należy każdorazowo uzgodnić z państwowym organem nadzoru lotniczego.

2.4. Silniki i śmigła inne niż omówione w 2.2 i 2.3 mogą być dopuszczone do użytkowania po przeprowadzeniu prób w oparciu o odpowiednio uproszczone wymagania przepisów dotyczących silników lotniczych i śmigieł uzgodnione z państwowym organem nadzoru lotniczego.

## 3. Wymagania

3.1. Maksymalna dopuszczalna masa w locie nie może przekraczać:

\*) Wyd.: Ministerstwo Komunikacji, Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego, Warszawa, styczeń 1982 r.

- a) — dla samolotów z silnikami lotniczymi (mającymi świadectwa typu) — 900,0 kg,  
 — dla samolotów z silnikami nielotniczymi i dla motoszybowców — 700,0 kg,  
 — dla szybowców — 500,0 kg

lub

- b) dla samolotów bez klap wyporowych:

$$Q_{\max} \text{ (kg)} = 65,0 \text{ (kg/m}^2\text{)} \times S \text{ (m}^2\text{)}$$

dla samolotów z klapami wyporowymi w zależności od wielkości i skuteczności klap do:

$$Q_{\max} \text{ (kg)} = 100,0 \text{ (kg/m}^2\text{)} \times S \text{ (m}^2\text{)} \times A$$

gdzie:  $S$  — powierzchnia nośna skrzydła,  $A$  — współczynnik skuteczności klap (wartość współczynnika  $A$  uzgodnić każdorazowo z państwowym organem nadzoru lotniczego),

- c) dla szybowców i motoszybowców

$$Q_{\max} \text{ (kg)} = 40,0 \text{ (kg/m}^2\text{)} \times S \text{ (m}^2\text{)}$$

**Uwaga:**

— z maksymalnych mas wyznaczonych wg 3.1.a i 3.1.b obowiązuje wartość mniejsza,

— ograniczenia maksymalnego obciążenia jednostkowe powierzchni nośnej nie obowiązują dla motoszybowców, budowanych w oparciu o fabrycznie wytwarzane szybowce.

3.2. Maksymalna masa pustego statku powietrznego (z wyposażeniem niezbędnym) musi być tak dobrana, aby zapewnił on możliwość zabrania załogi o masie nie mniejszej niż 80,0 kg na osobę, a w przypadku samolotów i motoszybowców odpowiedniej ilości paliwa i oleju. W przypadku statków powietrznych dopuszczonych do wykonywania akrobacji, masa załogi wliczana do masy maksymalnej w locie nie może być mniejsza niż 90,0 kg na osobę (członek załogi ze spadochronem).

3.3. Moc silników samolotu musi być tak dobrana, aby zapewnić na wysokości  $H = 0$  m MAW (przy temp. otoczenia  $+19^\circ\text{C}$ ) wznoszenie gwarantujące przyrost wysokości równy 300,0 m w czasie nie dłuższym niż 3 min. Próbę należy prowadzić przy maksymalnej masie płatowca i przy startowej mocy silnika, a pomiar należy rozpocząć w momencie uzyskania ustalonego wznoszenia. W trakcie pomiaru prędkość po torze nie może być mniejsza niż  $1,3$  prędkości przeciągnięcia z silnikiem zdławionym ( $1,3 V_{s1}$ ).

3.4. Minimalne wymagane wyposażenie obejmuje:

- a) pasy bezpieczeństwa, czteroczęściowe, dla wszystkich statków powietrznych,

- b) dla samolotów i motoszybowców:

- ścianę ogniową i elementy izolujące zespół napędowy od pozostałej konstrukcji,
- prędkościomierz,
- wysokościomierz,
- busołą magnetyczną,
- obrotomierz,
- wskaźnik ciśnienia oleju (dla silników ze smarowaniem obiegowym),
- wskaźnik ilości paliwa dla każdego zbiornika (jeżeli kontrola ilości paliwa jest możliwa wyłącznie na ziemi, to musi być ustalony odpowiedni równoważny sposób informacji),
- wskaźnik ilości oleju,
- wskaźnik temperatury głowic dla silników chłodzonych powietrzem (gdy konieczność zabudowy wskaźników wynika z rozwiązań konstrukcyjnych lub z próby chłodzenia).

**Uwaga:**

— w przypadku szybowców wyposażonych w silniki, przeznaczone wyłącznie do przeprowadzania startów, ograniczenie zakresu wymaganych przyrządów kontroli pracy silnika musi być każdorazowo uzgodnione z państwowym organem nadzoru lotniczego:

— w przypadku płatowców bezkabinowych lub o ograniczonym czasie trwania lotu, zakres wymaganych wyposażenia może być ograniczony i wymaga każdorazowego uzgodnienia z państwowym organem nadzoru lotniczego.

- c) dla szybowców:

- prędkościomierz,
- wysokościomierz.

3.5. W celu zebrania niezbędnych doświadczeń i umożliwienia oceny zdolności konstrukcji do normalnego użytkowania każdy płatowiec musi wylatać minimum:

a) 75 h w przypadku samolotów i motoszybowców wyposażonych w silniki typu nielotniczego.

b) 50 h w przypadku samolotów i motoszybowców wyposażonych w silniki lotnicze (mające świadectwo typu),

c) 10 h w przypadku szybowców.

**Uwaga:**

— jeśli silnik typu nielotniczego ma być dopuszczony do użytku na konkretnym płatowcu w oparciu o próby w locie, należy w próbach 75-godzinnych przeprowadzić 50-godzinną próbę silnika obejmującą: 100 startów, 10 lotów

trwających ponad 1 h każdy, 60 lotów do wysokości co najmniej 600 m, w trakcie których moc startowa musi być rozwijana nie krócej niż 5 minut. Program próby silnika powinien określać liczbę lotów wykonanych w warunkach letnich (z temp. na poziomie lotniska pow.  $+20^\circ\text{C}$ ) oraz liczbę lotów wykonywanych w warunkach zimowych i sprzyjających oblodzeniu (zakres niskich temperatur dodatnich). Należy przewidzieć odpowiednią ilość rozruchów silnika gorącego i zimnego;

— w przypadku motoszybowca budowanego w oparciu o szybowiec pochodzący z produkcji przemysłowej liczba godzin lotów próbnych może być, w porozumieniu z państwowym organem nadzoru lotniczego, odpowiednio skrócona.

#### 4. Wykonanie warsztatowe i próby

4.1. Przed przystąpieniem do budowy statku należy państwowemu organowi nadzoru lotniczego zgłosić zamiar rozpoczęcia jej. Zgłoszenie powinno zawierać:

a) imię i nazwisko oraz adres osoby zgłaszającej (w przypadku zespołu konstruktorów — nazwisko i imię oraz adres osoby reprezentującej zespół),

b) opis techniczny płatowca z niezbędnymi danymi geometrycznymi i masowymi, rysunkiem zestawieniowym w trzech rzutach oraz rysunkami lub szkicami głównych węzłów konstrukcji,

c) co najmniej szacunkowe wielkości obciążeń głównych węzłów konstrukcji (połączenie skrzydło-kadłub, zawieszenia usterzeń i lotek, łożo silnika i jego zamocowanie do kadłuba, węzły połączenia podwozia z płatowcem) oraz co najmniej szacunkową ocenę stateczności i sterowności (dopuszczalne zakresy położenia środków masy w locie),

d) w miarę możliwości opinię o konstrukcji wydaną przez osobę lub instytucję miarodajną (stowarzyszenie techniczne, biuro konstrukcyjne zakładu lotniczego itp.),

e) stwierdzenie, że budowa dalszych egzemplarzy ani przekazywanie dokumentacji osobom trzecim nie jest przewidziane.

Zgłoszenie należy przesłać do CZLC za pośrednictwem właściwego rejonowego okręgu KCSP.

4.2. Pracownicy okręgu KCSP po otrzymaniu zgłoszenia i zapoznaniu się z projektem oraz po przeprowadzeniu lustracji warunków, w których ma odbywać się budowa sprzętu, przesyłają zgłoszenie do CZLC wraz ze swoimi uwagami i opiniami dotyczącymi:

- zgłoszonego projektu,
- kwalifikacji zgłaszającego,
- zaplecza warsztatowego,
- możliwości uzyskania (przez zgłaszającego) materiałów

atestowanych lub możliwości testowania materiałów o niegwarantowanych właściwościach fizyko mechanicznych.

4.3. CZLC po zapoznaniu się ze zgłoszeniem i uwagami okręgu KCSP określi (w przypadku koniecznym po ponownej wizji lokalnej u zgłaszającego) warunki, na jakich może być budowany płatowiec. Decyzję, na piśmie, otrzymują zgłaszający i okręg KCSP. Po otrzymaniu decyzji zgłaszający powinien uzgodnić z okręgiem KCSP tryb nadzoru nad budową oraz sposób rejestracji przeprowadzonych kontroli i ich wyników. Zakończenie budowy stanowi przeprowadzenie ważenia płatowca pustego i załadowanego, w celu określenia rzeczywistych mas i położenia środków masy. Po wykonaniu ważeń i kontroli końcowej zmontowanego płatowca (obejmującej pomiary sił tarcia i sztywności układów napędowych). Okręg KCSP wystawia pisemne stwierdzenie zgodności zbudowanego sprzętu ze zgłoszonym projektem, użycie właściwych materiałów oraz stosowanie w trakcie budowy poprawnych procesów technologicznych. W przypadkach niezbędnych, na potwierdzenie budowy pracownicy KCSP zamieszczają swoje uwagi dotyczące ewentualnych ograniczeń, jakie powinny być nałożone na sprzęt.

4.4. Po zakończeniu budowy i uzyskaniu potwierdzenia budowy oraz przeprowadzeniu w przypadku samolotów i motoszybowców prób silnika na ziemi, zgłaszający powinien wystąpić do okręgu KCSP z wnioskiem o dopuszczenie płatowca do prób.

Do wniosku należy załączyć:

a) potwierdzenie budowy wydane przez okręg KCSP wraz z protokołem ważeń i szkicem ustawienia płatowca przy ważeniu;

b) wykaz zespołów zabudowanych we własnym zakresie i wykaz zespołów pochodzących z produkcji przemysłowej;

c) stwierdzenie zgłaszającego o wykonaniu prób zespołu napędowego na ziemi z wynikiem pozytywnym (w przypadku gdy znajduje zastosowanie),

d) program prób w locie opracowany przez zgłaszającego, zawierający m.in. imię i nazwisko pilota lub pilotów,

ktorzy będą wykonywali próby oraz opinię tego pilota lub pilotów o programie prób (2 egz.);

e) pisemną zgodę instytucji (cywilnej lub wojskowej), administrującej lotniskiem wskazanym przez zgłaszającego, na wykonywanie prób płatowca w rejonie danego lotniska oraz zgodę na kierowanie lotami w trakcie prób;

f) instrukcję użytkowania w locie zawierającą niezbędne pouczenia i informacje oraz ograniczenia warunków użytkowania (2 egz.);

g) wniosek o wpisanie płatowca do ewidencji znaków rozpoznawczych dla statków powietrznych przeznaczonych wyłącznie do wykonywania lotów próbnych doświadczalnych;

h) dowód ubezpieczenia sprzętu.

Uwaga: program prób w locie podany w 4.4.d musi być zaopiniowany przez osobę mającą uprawnienia pilota doświadczalnego, który będzie wykonywał oblot płatowca oraz przeprowadzał pierwszy etap prób. Zakres udziału w próbach pilotów nie będących pilotami doświadczalnymi, w przypadku gdy zgłoszony zostanie odpowiedni wniosek, będzie ustalony każdorazowo w zależności od wyników pierwszego etapu prób i właściwości sprzętu.

4.5. Po przekazaniu przez okręg KCSP wniosku o dopuszczenie do prób, CZLC akceptuje programy prób i instrukcje użytkowania w locie (w przypadkach niezbędnych po wprowadzeniu przez zgłaszającego odpowiednich zmian) przez ich parafowanie. Jeden komplet jest przechowywany w CZLC, drugi po przesłaniu do zgłaszającego stanowi podstawę rozpoczęcia prób. Jednocześnie podaje się zgłaszającemu do wiadomości zarezerwowane znaki rozpoznawcze.

W trakcie prób należy prowadzić:

— ewidencję wykonywanych lotów (rejestrując lot po locie) z podaniem czasu trwania (godzina startu i lądowania) oraz zadaniem lotu,

— rejestrację czasu pracy silnika na ziemi.

Wpisy muszą być potwierdzone przez pilota wykonującego próby. Należy prowadzić wykaz usterek i uszkodzeń sprzętu w trakcie prób z podaniem ich przyczyny i sposobu usunięcia — wszystkie wpisy muszą być podpisane przez zgłaszającego sprzęt do prób.

4.6. Po zrealizowaniu programu prób i wylataniu wymaganej ilości godzin zgłaszający ma prawo wystąpić z wnioskiem o zniesienie ograniczeń ustalonych na okres prób.

Do wystąpienia należy dołączyć:

a) wykaz lotów,

b) wykaz usterek i uszkodzeń sprzętu,

c) informację o cechach specjalnych sprzętu, które muszą być uwzględnione przy jego normalnej eksploatacji,

d) sprawozdanie z próby wznoszenia (patrz. 3.3),

e) dokumentację niezbędną do normalnego użytkowania sprzętu w postaci instrukcji, opisów lub tabliczek informacyjnych zawierających:

— krótki opis techniczny z rysunkiem w trzech rzutach lub fotografiami,

— ograniczenia warunków użytkowania (masy, położenia środka masy, dopuszczalne prędkości, temperatury, obroty, warunki meteorologiczne),

— wykazy czynności przy normalnym użytkowaniu dotyczące zakresu kontroli przed lotem, czynności podczas startu, podejścia do lądowania oraz lądowania,

— informację o cechach specyficznych sprzętu,

— uwagi o zachowaniu się w sytuacjach awaryjnych,

— wykaz niezbędnego wyposażenia,

— terminarz i zakresy prac technicznych niezbędnych do

zapewnienia zdatności do lotu płatowca, silnika, śmigła i osprzętu.

4.7. Po zweryfikowaniu przekazanych dokumentów (w przypadkach koniecznych po wprowadzeniu zmian i uzupełnieniu przez zgłaszającego) CZLC wydaje, na specjalnym blankiecie, świadectwo sprawności technicznej w kategorii „experimental”. Świadectwo to nie ma ważności międzynarodowej.

a) samoloty, motoszybowce i szybowce mające świadectwa sprawności technicznej w kat. „experimental”:

— nie mogą wykonywać lotów nad rejonami gęsto zaludnionymi ani w rejonach lotnisk o dużym ruchu lotniczym,

— nie mogą być wykorzystywane do celów zarobkowych (wypożyczanie za opłatą, przewożenie osób lub towarów itp.),

— w przypadku niezarobkowego udostępnienia sprzętu osobom trzecim lub nieodpłatnego zabierania na pokład pasażerów obowiązują zastrzeżenia podane w 4.7.b,

— mogą wykonywać loty jedynie wg warunków VFR w dzień;

b) przy wykonywaniu lotów:

— każda osoba znajdująca się na pokładzie musi być poinformowana o eksperymentalnym charakterze konstrukcji,

— należy poinformować służbę ruchu lotniczego o eksperymentalnym charakterze płatowca;

c) ważność świadectwa sprawności technicznej wynosi jeden rok. Po upływie tego czasu statek powietrzny musi być przedstawiony właściwemu rejonowo okręgowi KCSP, w celu przeprowadzenia kontroli stanu technicznego. W przypadku pozytywnego wyniku kontroli, ważność świadectwa sprawności technicznej zostaje przedłużona o jeden rok. Dla konstrukcji kat. „experimental” nie ustala się dopuszczalnego czasu pracy, dopuszczając do lotów na podstawie stwierdzonego bieżącego stanu technicznego;

d) dopuszczenie do użytkowania w zakresie wykraczającym poza określony w 4.7.a wymaga oddzielnej zgody i może być wydane po uprzednim spełnieniu warunków dodatkowych określonych przez nadzór.

## 5. Modyfikacja

5.1. Wymiana silnika na inny typ unieważnia wydane świadectwo sprawności technicznej i wymaga ponownego zgłoszenia płatowca do prób. W przypadku, gdy zarówno silnik pierwotny jak i nowo zabudowany są typu lotniczego, zatwierdzonego, liczba godzin prób w locie podana w 3.5.b może być zmniejszona do 25,0.

5.2. Wymiana podwozia kołowego, na narty lub pływaki nie powoduje zawieszenia ważności świadectwa sprawności technicznej. Wymaga porozumienia się z właściwym rejonowo okręgiem KCSP w celu zapewnienia nadzoru nad wprowadzaną modyfikacją oraz przeprowadzenia, po modyfikacji, ponownych ważeń, w celu określenia nowej masy płatowca pustego oraz położenia środka masy. W przypadku wymiernych zmian masy i położenia środka masy, właściciel sprzętu powinien opracować odpowiednie zmiany dotyczące stanów załadowań i ew. warunków użytkowania i przesłać je, za pośrednictwem okręgu KCSP, do CZLC w celu zaaprobowania.

5.3. Tryb postępowania przy innych rodzajach modyfikacji należy uzgadniać każdorazowo z właściwym rejonowo okręgiem KCSP.

EO/23/K/82

## PRENUMERATA

Prenumeratę przyjmuje bezpośrednio **Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych SIGMA — skrytka 1004, 00-950 Warszawa. Konto bankowe: 1036-7490-139-11 III O/M NBP Warszawa.**

Jednostki gospodarki społecznej, instytucje i organizacje przesyłają zamówienia zawierające: tytuł czasopisma, okres prenumeraty oraz adres zamawiającego wraz z kodem pocztowym, ewent. adresy odbiorców, którzy na zlecenie zamawiającego mają otrzymywać przesyłki, a także numer konta bankowego zamawiającego.

Dopisując w zamówieniu — **PRENUMERATA STAŁA**, zamawiający nie będzie musiał corocznie ponawiać zamówienia, a jedynie dokonywać przedpłaty wg aktualnie obowiązujących cen na wezwanie Wydawnictwa.

Warunkiem realizacji zamówienia jest równoczesne dokonanie odpowiedniej przedpłaty na ww. konto Wydawnictwa SIGMA.

Prenumeratorki indywidualni dokonują przedpłaty przekazem na ww. konto, podając na odwrocie odcinka dla adresata — posiadacza rachunku — tytuł czasopisma, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz okres prenumeraty.

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

— do 25 listopada (w 1982 r. wyjątkowo do 5 grudnia) na I kwartał, I półrocze i cały rok następny oraz prenumeratę stałą (wieloletnią),

— do 10 marca — na II kwartał,

— do 10 czerwca — na III kwartał i na II półrocze,

— do 10 września — na IV kwartał.

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

**Prenumerata „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” wynosi: kwartalnie 180 zł, półrocznie 360 zł, rocznie 720 zł.**

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

Dodatkowych informacji udziela: Dział Handlowy Wyd. SIGMA Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.



# Eksploracja śmigłowca na terenie pochyłym (II)

Mgr inż. JERZY BEREŻAŃSKI  
 Mgr inż. JAROSŁAW STANISŁAWSKI  
 Dr inż. KAZIMIERZ SZUMAŃSKI

Instytut Lotnictwa

## Model symulacyjny próby

W celu zweryfikowania członów modelu trudnych do ścisłego odwzorowania matematycznego (dotyczy to zwłaszcza aerodynamiki wirnika), rozwiązano symulacyjnie równanie kapotażu. Dla zakładanej jak w próbie, jako zmienna niezależna, funkcji sterowania — otrzymaną odpowiedź układu (reakcje na koło, położenie układu, parametry kinematyczne śmigłowca) porównuje się z wynikami uzyskanymi w próbie.

Należy podkreślić, że elementy mechaniczne złożonego układu (sprężystość podparcia śmigłowca na podłożu, geometria układu i wyważenie) mogą być wystarczająco ściśle odwzorowane i nie ma potrzeby ich weryfikacji. Najwięcej wątpliwości nasuwa wierność odwzorowania obciążeń wirnika pracującego w pobliżu ziemi przy wiejącym wietrze, zwłaszcza momentu przeciwkapotażowego i siły przeciwześlizgiwaniu lub staczaniu. Dlatego weryfikacja tych elementów składowych musiała być przeprowadzona. Kontrola tylko kapotażu jest wystarczająca, gdyż te same elementy w podobnej proporcji występują w równaniu ześlizgu i staczania.

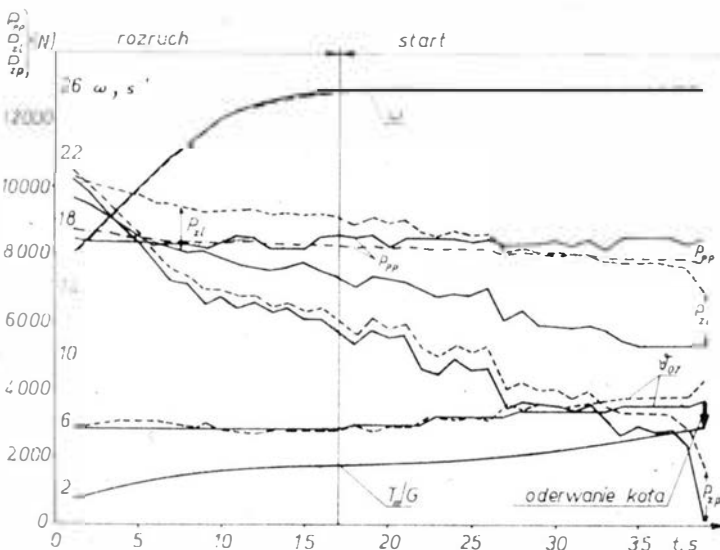
Przykładowy przebieg weryfikacji rozruchu i startu pokazano na rys. 6.

Interesujące są także wyniki weryfikacji odciążenia podwozia śmigłowca i sterowania w fazie rozruchu i startu dla różnych warunków otoczenia (rys. 7, 8, 9).

## Próby kapotażu na terenie płaskim symulujące eksploatację na terenie pochyłym

W pierwszym etapie, nazwanym umownie etapem badań laboratoryjnych, prowadzone były próby rozruchów, startów, lądowań i zatrzymywania silników i wirnika mające na celu badanie faz kapotażu śmigłowca na terenie płaskim z uwzględnieniem różnych warunków wykonywania próby (masa śmigłowca, wyważenie, prędkość i kierunek wiatru, kierunek kapotażu, wychylenie sterownic). Rejestracja kompletu parametrów stanu układu, znaczna precyzja i łatwość powtórzeń prowadzonych doświadczeń symulujących sytuacje, jakie mogą się zdarzyć podczas eksploatacji w warunkach naturalnych, uzasadnia w pełni nazwę tego etapu.

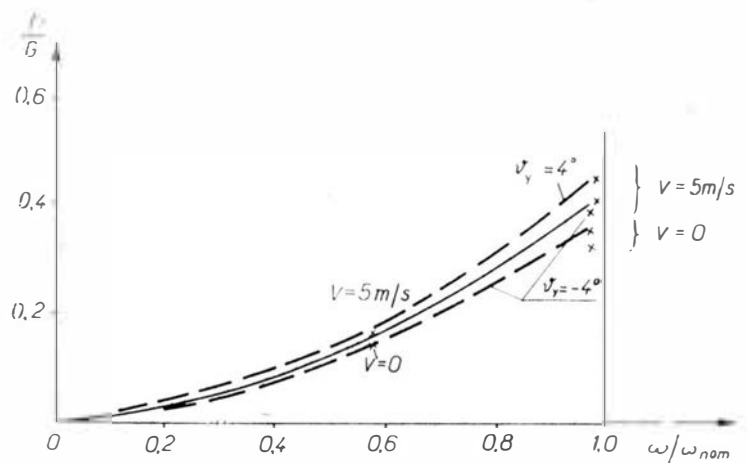
Podczas lotów próbnych dokonywano rejestracji następujących parametrów wektora stanu układu: położenia elementów układu sterowania, położenia kąтового śmigłowca, obrotów wirnika nośnego, kąta wahań łopat, składowej pionowej siły reakcji działającej na koła podwozia przed-



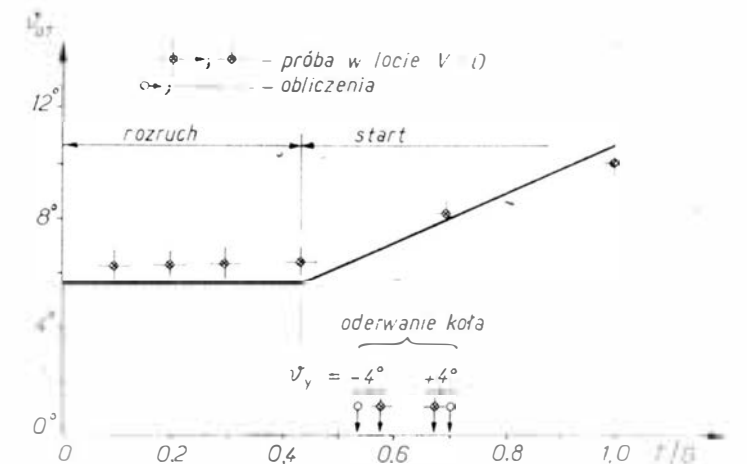
Rys. 6. Weryfikacja modelu symulacji dla fazy rozruchu i startu wykonanego w próbie kapotażu 4 i 5: linia ciągła — próba, linia przerywana — obliczenia

niego (za pomocą czujnika tensometrycznego naklejonego na wahaczu kół przednich) oraz składowych pionowych sił reakcji działających na koła podwozia głównego (za pomocą specjalnie przygotowanego stanowiska wag tensometrycznych). Ponadto notowano prędkość wiatru w chwili wykonywania próby, temperaturę zewnętrzną oraz stan paliwa w zbiornikach.

Warunkiem poprawnego zapisu przebiegu próby śmigłowca traktowanego jako obiekt sterowania była ciągła i jednoczesna rejestracja czasowych przebiegów funkcji stero-



Rys. 7. Weryfikacja odciążenia podwozia w fazie rozruchu przy uwzględnieniu zmian kierunku i prędkości wiatru oraz przechyleń drążka:  $Q = 3500$  kg,  $V = \pm 5$  m/s,  $\vartheta_u = 0, \pm 4^\circ$ : x — próby w locie, linie: ciągła i przerywana — obliczenia

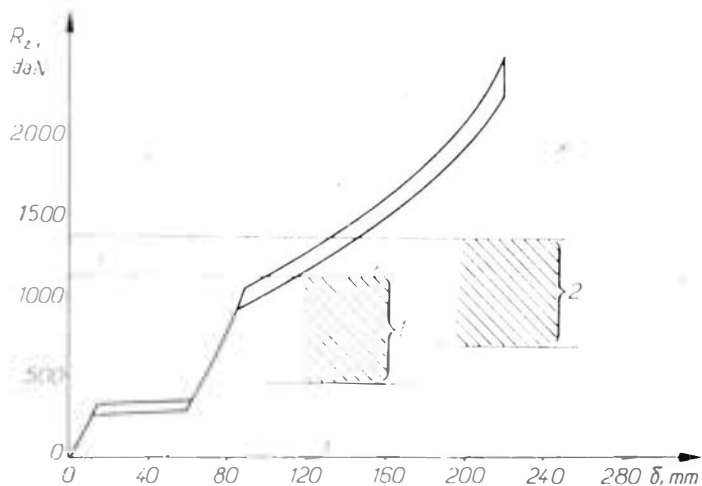


Rys. 8. Weryfikacja skoku ogólnego podczas rozruchu i startu śmigłowca oraz momentu oderwania koła głównego (początek kapotażu):  $Q = 3500$  kg

wania  $\vartheta_x, \vartheta_y, \vartheta_\theta, n_w(t)$  oraz zbioru pozostałych mierzonych parametrów, z których zapis reakcji  $R_{z1}, R_{z2}, R_{zpp}(t)$  wykorzystywano do oceny stopnia odciążenia i chwili kapotażu (reakcje na kole równe zero).

Próby realizowano następująco. W śmigłowcu stojącym na stanowisku wag tensometrycznych z silnikami pracującymi na biegu jałowym ( $n_{wbj} = 50\%$   $n_{w nom}$  wg pokładowego wskaźnika obrotów wirnika) i z dźwignią skoku ogólnego w położeniu skrajnie dolnym  $\vartheta_0 = \vartheta_{0 min}$ , w zależności od badanego typu kapotażu, zadawano odpowiednie wielkości przechYLECIA i pochylenia tarczy sterującej. Następnie wprowadzono silniki w zakres pełnej mocy. Obroty wirnika wzrastały wówczas do wartości ok.  $n_w = 79\%$  i następowało odczuwalne odciążenie kół podwozia przez wzrastający

ciąg wirnika. Zwiększano stopniowo skok ogólny  $\vartheta_0$  z kilkusekundowym wytrzymaniem na poszczególnych wartościach (ząbkach), w celu zredukowania do minimum wpływu dynamicznych ruchów śmigłowca i wolnego przyspieszenia silników. Podczas zwiększania skoku pilot nie wywierał żadnych sił na drążek sterowy ( $\vartheta_x$  i  $\vartheta_y = \text{const}$ ) i nie reagował na powstające przechylenia śmigłowca, aż do znalezienia się w pozycji wymagającej interwencji, tzn. gdy jedno z kół traściło kontakt z podłożem. Był to stan chwiejnej równowagi śmigłowca i tuż przed jego osiągnięciem pilot musiał już w pełni „pilotować” śmigłowca, aby zapobiec jego przewróceniu.



Rys. 9. Charakterystyka amortyzacji podwozia głównego. Zakres odciążenia podczas rozruchu: 1 — odciążenie podwozia głównego w fazie rozruchu dla  $Q = 3000$  kg, 2 — odciążenie podwozia głównego w fazie rozruchu dla  $Q = 3500$  kg

Przy badaniach kapotażu bocznego przetrzymowań dokonywano w poprzecznym kanale sterowania przy  $\vartheta_y = 0$ . W badaniach kapotażu podłużnego zmiany przetrzymowań w kanale podłużnym obejmowały kąty pochylenia tarczy sterującej w zakresie od położenia neutralnego do tylnego, gdyż przy zmianach wytrzymowania do przodu śmigłowca staczał się ze stanowiska pomiarowego.

Ponieważ po osiągnięciu stanu równowagi chwiejnej nawet minimalne zwiększenie wartości skoku ogólnego  $\vartheta_0$  powodowało pogłębianie pochylenia lub przechylenia śmigłowca i kapotaż (wywracanie) wokół odpowiedniej osi obrotu, dlatego ze względów bezpieczeństwa w pierwszej fazie prób stosowano bardzo małe przetrzymowania.

Zjawisko kapotażu występowało wtedy przy stosunkowo dużych wartościach ciągu  $T$ , co ułatwiało przerwanie próby i ewentualną „ucieczkę” w zawis.

W dalszych fazach prób zwiększono przetrzymowania aż do uzyskania granicznych położenia tarczy sterującej, tj. wartości  $\vartheta_{x \max}$  w lewo i w prawo (przechylenia) i  $\vartheta_{y \max}$  do tyłu (pochylenia). Wykonywanie próby nawet z małymi przetrzymowaniami, czyli małymi odchyleniami w stosunku do wartości „normalnych” także nie należało, wbrew pozorom, do czynności łatwych. Prowadząc próbę metodą quasi-statycznych przyrostów ciągu wirnika osiągało się stan, w którym dla wartości  $T/G \approx 1$  koła podwozia zaczynały „pływać”. Wobec ograniczonej powierzchni stanowisk wagowych, było to istotnym utrudnieniem próby. Pewną poprawę dawało hamowanie kół podwozia głównego, ale w tej fazie skuteczność hamowania była niewielka.

Badając fazę rozruchu wirnika, wykonano próbę odpor-



Rys. 10. Śmigłowca w stanie równowagi chwiejnej przy kapotażu do tyłu. Fot. Z. Zych

ności śmigłowca na rezonans przyziemny. Aby uchwycić maksymalny wpływ wektora wirującego w postaci siły powstającej z niewyrównowazenia łopat względem osi wału wirnika nośnego, przed rozruchem ustawiono łopaty wirnika w najmniej korzystnym położeniu, a następnie wykonywano rozruch dokonując zapisu pulsacji reakcji podwozia i przechyleń kadłuba. W czasie rozruchu powstawały silne wahania kadłuba, które zanikały po osiągnięciu przez wirnik odpowiedniej prędkości obrotowej i pojawieniu się centrujących łopat sił odśrodkowych.

Dla badanego śmigłowca niewyrównowazenie łopat względem osi wału, w początkowej fazie rozruchu nie ma wpływu na graniczne kąty kapotażu. Maksymalne pomierzone przechylenia śmigłowca wywołane niewyrównowazieniem wynoszą ok.  $2^\circ$  i przy stosunkowo bardzo małej wartości  $T/G$  (rzędu kilku procent) nie stanowią zagrożenia nawet na pochyleniach o wartościach granicznych.

Rys. 12 przedstawia zapis parametrów przy rozruchu śmigłowca podczas próby „odporności na rezonans” [5].

Przeprowadzone badania obejmowały też loty próbne, mające na celu ustalenie wpływu na kapotaż masy śmigłowca  $Q$  oraz położenia środka masy. Przesunięcie środka masy do przodu, w bok (w kierunku linii kapotażu) i w górę zdecydowanie przyspiesza kapotaż boczny. Np. zatankowanie zbiornika bocznego wywołuje różnicę w wartościach odciążenia równą  $5\%$  ( $\Delta \frac{T}{G} = 5\%$ ). Minimalna masa,

przy której wykonywano loty wynosiła 2890 kg, zaś maksymalna 3578 kg.

Istotnym czynnikiem wpływającym na graniczne kąty kapotażu był wiatr. Zweryfikowanie jego wpływu wymagało prowadzenia lotów próbnych przy różnych kierunkach nadmuchu wiatru na stoisko pomiarowe i przy różnych prędkościach wiatru. Miernikiem wpływu wiatru była wartość ciągu potrzebnego do oderwania jednego z kół podwozia głównego. Na podstawie wyników pomiarów [5] można stwierdzić, że wiatr nawiewający na wirnik z góry działa ustającąco na śmigłowca. Równowaga chwiejna występuje dla dość dużej wartości ciągu  $T/G = 63,1\%$  i  $\vartheta_0 = 11,9^\circ$  w przeciwieństwie do wiatru nawiewającego na wirnik z dołu, przy którym oderwanie prawego koła zachodzi już przy ciągu  $T/G = 53,7\%$  i  $\vartheta_0 = 10,5^\circ$ . Dla startu w ciszy wartość ciągu jest pośrednia ( $T/G = 56,4\%$  i  $\vartheta_0 = 11,1^\circ$ ). Analizowane przypadki dotyczą przewracania śmigłowca w lewo. Przewracanie w prawo zachodzi przy wartościach ciągu większych ze względu na ustającąco działające działanie śmigła ogonowego. Różnica ( $\Delta T/G$ ) wynosi ok.  $11\%$ .



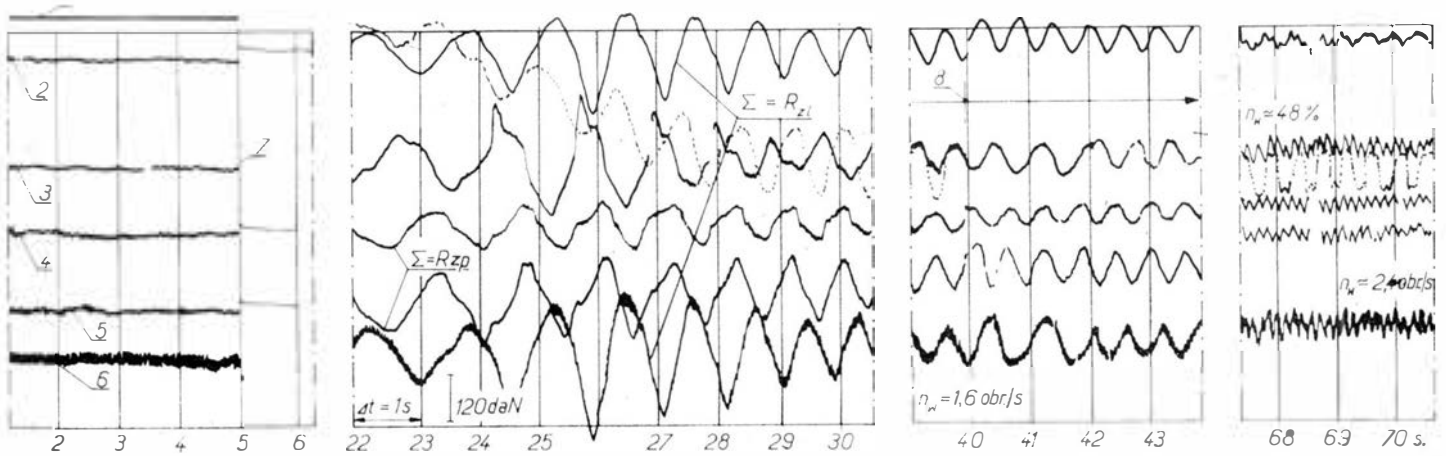
Rys. 11. Śmigłowca w stanie równowagi chwiejnej przy kapotażu w lewo. Fot. Z. Zych

Powyższe wyniki pozwalają na przeprowadzenie szybkiej analizy poprawności modelu matematycznego eksploatacji śmigłowca na terenie pochylonym i modelu symulacyjnego oraz umożliwiają sformułowanie wniosków dla drugiego etapu badań śmigłowca w rzeczywistym terenie pochylonym.

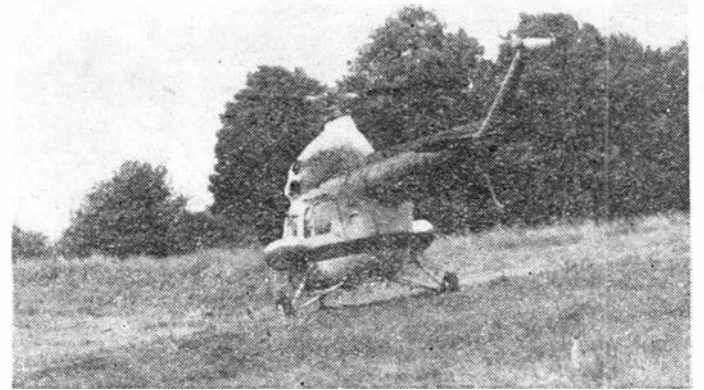
Przykład ekstrapolacji doświadczeń ze stanowiska laboratoryjnego na warunki rzeczywiste można przedstawić następująco. Na stanowisku otrzymano wyniki dowodzące znacznego wpływu ustającącego lub rozstającącego wiatru w zależności od kąta napływu na wirnik.

Wpływ ten zmniejsza odciążenie śmigłowca w fazie rozruchu dla kątów dodatnich i zwiększa dla ujemnych oraz zmniejsza zapasy przeciwnapotażowe przy reakcji sterownicą wychylającej wektor ciągu pod wiatr.

W warunkach naturalnych w przypadku wiatru wiejącego w dół stoku przy podtrzymywaniu przeciwnapotażowym wychyleniem wektora ciągu pod stok wiatr napływa na



Rys. 12. Zapis przebiegu reakcji na kołach podczas rozruchu śmigłowca w warunkach skrajnego niewyważenia łopat: 1 — kąt wahań łopaty  $\eta$ , 2 — waga lewa nr 26, 3 — tensometr przedniego podwozia, 4 — waga prawa nr 27, 5 — waga prawa nr 29, 6 — waga lewa nr 28, 7 — początek rozruchu, 8 — rozruch prawego silnika



Rys. 13 i 14. Fazy lądowania śmigłowca w konfiguracji prawym bokiem do stoku. Fot.: Z. Zych

wirnik z góry. Zgodnie z wnioskami wyciągniętymi z próby na symulacyjnym stanowisku wagowym, mimo zmniejszenia się granic możliwości wychylenia wektora ciągu pod stok, zwiększa się obciążenie kół w końcowej fazie rozruchu, zwiększając tym samym dopuszczalne granice pochylenia stoku.

Odrotna sytuacja wystąpi przy wietrze wiejącym pod stok, czyli nawiewającym na wirnik od dołu. Wiatr taki, podobnie jak podczas próby symulacyjnej, mimo że kapotażowo usztywnia śmigłowca, zwiększa wielkość odciążenia podwozia przy granicznych parametrach rozruchu (obrotu wirnika  $n_{w\text{ nom}}$  i  $\vartheta_0 = \vartheta_{0\text{ min}}$ ). Wartość odciążenia, która przy masie śmigłowca  $Q = Q_{\text{min}}$ , dochodzi nawet do ok. 55% (rys. 7), znacznie ogranicza dopuszczalny kąt pochylenia stoku dla rozruchu i zatrzymywania silników i wirnika.

Przeprowadzając podobne rozumowania wybrano odpowiednią kolejność prób w warunkach naturalnych, zaczynając od pozycji najbezpieczniejszych. Na początek wybrano zatem konfigurację lewym bokiem do stoku przy wietrze wiejącym pod stok jako zdecydowanie najkorzystniejszą pod względem zapasu sterowania, pozwalającą na eksploatację śmigłowca w warunkach większych pochyłeń terenu. Niesprzyjającym czynnikiem jest wzrost minimalnego wektora ciągu przy silnym wietrze napływającym z dołu. Powstające w tych warunkach duże odciążenie podwozia, w sytuacji gdy  $\vartheta_0 = \vartheta_{0\text{ min}}$ , może utrudnić stabilne przyziemienie śmigłowca. Sytuacja taka dla badanego śmigłowca może jednak zaistnieć dopiero przy wietrze bocznym wiejącym z prędkością większą niż 10 m/s, czyli w warunkach przekraczających granice określone instrukcją użytkownika śmigłowca w locie, przyjmującą za dopuszczalną graniczną wartość wiatru bocznego równą 5 m/s.

Reasumując, badania wstępne przeprowadzone na stanowisku wagowym na terenie płaskim pozwalają na dobrą ocenę zachowania się śmigłowca w naturalnych warunkach użytkowania, analizę odpowiedzi układu oraz właściwą ocenę wpływu czynników zewnętrznych na zapasy sterowania.

#### Próby w terenie naturalnym

W drugim etapie prób, podobnie jak w etapie pierwszym,

dokonywano rejestracji czasowych przebiegów funkcji sterowania  $\vartheta_x, \vartheta_y, \vartheta_0, n_w(t)$  oraz odpowiedzi układu  $R_{z1}, R_{zp}$  i  $R_{zpp}(t)$  podczas lądowań, startów oraz zatrzymywania i rozruchów śmigłowca w warunkach naturalnego pochylenia podłoża z tym, że pomiar sił reakcji kół podwozia głównie realizowano przez rejestrację wskazań uprzednio wyskalowanych czujników tensometrycznych umieszczonych na odpowiednich elementach podwozia.

Przed przystąpieniem do właściwej próby (lądowania i startu) szacunkowo określano maksymalne pochylenie stoku, na którym miał być wykonywany pomiar. Do badań wybierano tylko taki stok, którego kąt pochylenia, ustalony w wyniku wstępnego pomiaru, zawierał się w granicach wyznaczonych metodą teoretyczną, zweryfikowaną wynikami pomiarów dokonanych w etapie badań laboratoryjnych. Na takim stoku wykonywano lądowanie z zawisu z pełną rejestracją parametrów sterowania i odpowiedzi układu.

Po przyziemieniu obroty wirnika redukowano przez prze-



Rys. 15. Start śmigłowca w konfiguracji pod stok. Fot.: Z. Zych



## Rozwój samolotu Mc Donnell Douglas DC-10

W nawiązaniu do interesujących artykułów nt. wad konstrukcyjnych samolotu komunikacyjnego Mc Donnell Douglas DC-10, zamieszczonych w *TLiA* nr 6 i 7/1980, podajemy krótką historię techniczno-eksploatacyjną tego typu.

Przed prawie 14 laty (w lutym) towarzystwo American Airlines zamówiło w zakładach Mc Donnell Douglas 25 szerokokadłubowych, trzysilnikowych samolotów odrzutowych DC-10. W tym samym czasie towarzystwa TWA, Eastern i Delta zdecydowały się na odnowienie swego parku 3-silnikowymi samolotami (w identycznym układzie) Lockheed L-1011 (TriStar). Niezdecydowane co do zakupu były linie United Airlines i to wstrzymywało uruchomienie rozwojowej produkcji w zakładach Mc Donnell Douglas. Wreszcie w kwietniu 1968 r. towarzystwo United zdecydowało się na samoloty komunikacyjne DC-10 i wówczas ruszyła produkcja w fabrykach Mc Donnell Douglas. Założenia konstrukcyjne dla obu typów szerokokadłubowca były podobne, lecz firmy konkurencyjne wybrały różne silniki: Lockheed — Rolls-Royce RB.211 (ciąg ok. 15 000 daN), a Douglas — General Electric CF.6 (ciąg ok. 16 800 daN).

Oba typy samolotów mają pewne identyczne szczegóły: silnik w końcu kadłuba, rozpiętość i skos (35°) skrzydła, mechanizacja skrzydła (konstrukcja slotów i klap), kadłuby dostosowane do ośmiu foteli w rzędzie, rozwiązanie części nosowej kadłuba, górne pokłady, wreszcie specjalne kontenery towarowe typu Boeing 747. Obydwa typy przewożą 260 pasażerów klasy mieszanej przy zasięgu 4800 km. Najwyraźniejszą różnicę między samolotami TriStar i DC-10 stanowi zabudowa silnika ogonowego: w samolocie TriStar jest on wbudowany w ogon, a w DC-10 jest zamocowany na gondoli.

To rozwiązanie zakładów Mc Donnell Douglas pozwoliło uniknąć komplikacji z S-owym (charakterystycznym dla L-1011) wlotem, który ma jednak większą masę. Instalacje silnikowe spowodowały, że ster kierunkowy DC-10 jest mniejszy, co utrudnia manewrowanie samolotem przy u nieruchomionym silniku skrzydłowym. Ma to wpływ na odpowiednie usytuowanie silników skrzydłowych. Podczas wznoszenia i zbliżania DC-10 jest sterowany mniej precyzyjnie niż TriStar, korzystający z nadmuchu na spoilery skrzydła.

Do sukcesu eksploatacyjnego samolotu DC-10 przyczyniła się decyzja firmy wcześniejszego rozpoczęcia produkcji rozwojowych odmian długodystansowych.

Jedną z przyczyn, dla których towarzystwa lotnicze USA były zainteresowane samolotami trzysilnikowymi, było przekonanie, że mogą one być wielozadaniowe, ekonomiczne zarówno na dalekich, jak i krótkich, wahadłowo obsługiwanych, trasach.

Firma Mc Donnell Douglas w 1969 r. pierwsza rozpoczęła przyjmowanie zamówień na samoloty dalekiego transportu. North-west Airlines zamówiła typ DC-10-20 (później typ DC-10-40 z silnikami Pratt and Whitney JT9D-20), grupa europejska (SAS, KLM, Swissair i UTA) zakupiła DC-10-30.

Późniejsza wersja dalekodystansowych samolotów DC-10, na którą było najwięcej zamówień, miała zabudowane silniki General Electric CF6-50 o ciągu nominalnym ok. 22 250 daN, natomiast na krajowych liniach USA eksploatowano typ DC-10-10 z silnikami CF6-6.

Transkontynentalny DC-10 ma polepszony start dzięki zwiększeniu powierzchni nośnej skrzydła. Odmiana ta ma również w osi samolotu zapasowe podwozie o podwójnych kołach, przewidziane dla zwiększonej masy startowej, wynoszącej 25 200 kg. Wersja DC-10-30 ma zasięg 8000 km przy przewozie kompletu pasażerów wraz z bagażem.

Gdy w 1974 r. na liniach lotniczych wszedł do eksploatacji samolot europejski A.300, zmienił się stosunek towarzystw do trzysilnikowców. Pod względem liczby pasażerów i przewozu ładunku samolot A.300 niewiele ustępował amerykańskiemu samolotom trzysilnikowym. Podstawową różnicę stanowił fakt, że A.300 był zoptymalizowany na krótsze trasy niż samoloty DC-10 i TriStar. Są też niedogodności konstrukcyjne samolotów trzysilnikowych. Tego typu samoloty wymagają większego usterzenia ogonowego, osprzętu do tylnego silnika, a ich niezawodność i ekonomia eksploatacji są mniejsze niż samolotu dwusilnikowego. Krótkodystansowe wersje amerykańskich samolotów 3-silnikowych przestały cieszyć się popytem, odkąd na rynek weszły europejskie A.300.

Gdy wzrosły ceny ropy a w transporcie wystąpiła recesja, firmy Mc Donnell Douglas i Lockheed zaczęły ponosić straty w produkcji samolotów 3-silnikowych. Do tych trudności ekonomicznych doszły problemy rynków zbytu. Firmy te konkurowały ze sobą. Doprowadziło to do zgłoszenia zamówienia przez japońskie towarzystwo lotnicze All Nippon Airways na samoloty TriStar, podczas gdy zakłady Mc Donnell Douglas miały w produkcji sześć DC-10, zamówionych przez firmę Mitsui, przeznaczonych również dla linii lotniczych ANA.

Trzeba jednak stwierdzić, że samolot DC-10 miał wady konstrukcyjne, ale także wyraźnego pecha. Gdy po awarii samolotu DC-10 American Airlines zakłady Mc Donnell Douglas wprowadzały wzmocnienia w zamkach pokrywy tylnego luku bagażowego, nie zmodyfikowane samoloty tego typu zostały sprzedane towarzystwom Laker Airways i Turkish Airlines. I właśnie turecki samolot w marcu 1974 r. uległ katastrofie pod Paryżem, powodując śmierć 346 osób. Przyczyną katastrofy było odpadnięcie pokrywy luku bagażowego.

W ślad za periodykami zachodnimi, wypadki tego pechowego samolotu zostały omówione i poddane analizie również w *TLiA*. Dodać tylko należy, że publikacja ta nie objęła ostatniej katastrofy z 1980 r. (Antarktyda, 257 ofiar).

Pewną rekompensatą dla reputacji firmy Mc Donnell Douglas było najwcześniejsze rozpoczęcie budowy i sprzedaż samolotów dalekiego zasięgu DC-10-30/40 (głównie dlatego, że Lockheed nie miał do dyspozycji odmiany silnika RB.211, porównywalnej z CF6-50).

W 1973 r. DC-10-30 oraz częściowo TriStar stały się problemem dla Boeinga 747 z powodu czwartego silnika „łatającego słoniam”, który liniom lotniczym wydawał się zbyt ciężki.

Perturbacje samolotu typu DC-10 z amerykańskimi władzami lotnictwa cywilnego (Federal Aviation Agency, Civil Airworthiness Authority i National Transportation Safety Bureau) oraz z europejskim organem lotnictwa (Civil Aviation Conference) omówiono w *Technice Lotniczej i Astronautycznej*.

W 1979 r. w firmie Mc Donnell Douglas zaprojektowano pojemniejszy samolot DC-10: wersję 400-osobową dla wewnętrznych połączeń USA oraz 350-osobową dla komunikacji międzykontynentalnej.

Z samolotu DC-10 korzystał w lutym 1981 r. papież Jan Paweł II podczas swej dziewiątej, najdłuższej (35 120 km) podróży apostołskiej do Japonii i krajów azjatyckich.

Trzeba dodać, że obecnie samoloty DC-10 znów ulegają licznym wypadkom.

Mgr inż. Wacław Zaremba

cd. ze s. 26

dół stoku wykonywano w sposób opisany wyżej z tym, że zetknięcie śmigłowca z nawierzchnią lądowiska następuje w tych przypadkach odpowiednio przednimi kółkami względnie kołami podwozia głównego.

Utрудnieniem lądowania w konfiguracji w dół stoku była konieczność obserwacji odległości śmigła ogonowego od nawierzchni lądowiska ze względu na możliwość kolizji, natomiast wyłączenie silników ograniczone było przez stacjanie się śmigłowca przy zahamowaniu kołach podwozia. Manewry lądowania w terenie naturalnym, szczególnie w warunkach bliskich ekstremalnym, wymagały bardzo du-

żej precyzji pilotażu. Procentowało tutaj doświadczenie nabyte w badaniach na stanowisku laboratoryjnym.

Przeprowadzone próby w locie, mimo przebadania w zasadzie wszystkich istotnych zjawisk i uzyskania zadowalających rezultatów, nie obejmują jeszcze eksploatacji śmigłowca na terenie wahlwym.

Na rys. 17 [9], pokazane jest specjalistyczne stanowisko pomiarowe (obrotowa płyta o trzech stopniach swobody) do badania warunków użytkowania śmigłowca na wahlwym podłożu. Stanowisko to zostało opracowane m.in. dla prób startów i lądowań w symulowanych warunkach kołyszącego się pokładu okrętu. Stoisko zbudował koncern MBB (Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH) do badań warunków użytkowania śmigłowca Bö-105.

# Kilka uwag o matematycznym modelu charakterystyki statycznej turbinowego silnika odrzutowego

Dr inż. FRANCISZEK LENORT

Instytut Lotnictwa

W matematycznych modelach silników turbinowych często przyjmuje się za podstawę wyznaczoną doświadczalnie zależność zużycia paliwa od prędkości obrotowej pędni silnika oraz prędkości i wysokości lotu. W artykule omówiono dwie funkcje aproksymujące przebiegi zużycia paliwa jako elementu charakterystyki statycznej\*) jednowałowego turbinowego silnika odrzutowego z nieregulowaną dyszą wylotową. Oceniono dokładność odwzorowania danych doświadczalnych przez wybrane funkcje.

Po wykreśleniu krzywych przez odpowiednie smugi punktów pomiarowych otrzymuje się obraz charakterystyki statycznej silnika (rys. 1). Położenie punktów pomiarowych wykazuje wyraźną zależność zużycia paliwa od wysokości i prędkości lotu. Każdej parze wielkości wysokości lotu  $H$  i prędkości lotu  $v$  odpowiadają określone pomiarami wartości ciśnienia całkowitego powietrza przed wlotem do silnika  $p_{1c}$ , temperatury całkowitej  $T_{1c}$  i liczby Macha lotu  $Ma$ . Oprócz mierzonych wielkości  $n$ ,  $p_{1c}$ ,  $T_{1c}$  i  $Ma$  na zużycie paliwa  $Q$  mają wpływ nie mierzone wielkości zakłócające (rys. 2). Zalicza się do nich m.in. wilgotność powietrza, stan techniczny silnika, skład chemiczny paliwa i powietrza, wartość opałową paliwa, obecność spalin i pyłów w powietrzu i in. Wielkości te wraz z błędami pomiarowymi powodują rozrzut punktów względem krzywych aproksymujących.

Dysponowano danymi z ponad dwustu punktów pomiarowych wykonanych w całym zakresie zmian  $n$ ,  $H$ ,  $v$ . Pomiary były wykonane na siedmiu wysokościach, dla kilku prędkości obrotowych pędni silnika i kilku różnych prędkości lotu.

## Dobór postaci funkcji przybliżającej

Z rys. 1 widać dość wyraźnie charakter zależności wydatku paliwa  $Q$  od prędkości obrotowej  $n$  i od wysokości lotu, natomiast charakter zależności wielkości  $Q$  od prędkości lotu  $Ma$  jest mniej wyraźny i jednoznaczny.

Do określenia postaci funkcji przybliżającej wykorzystano graficzne przedstawienie omawianej charakterystyki silnika we współrzędnych zredukowanych, tzw. bezwymiarowych:

$$n' = \frac{n}{10^3 \sqrt{T_{1c}}} \quad Q' = \frac{Q}{p_{1c} \sqrt{T_{1c}}}$$

Przebieg krzywych w tym układzie współrzędnych pokazano na rys. 3. Pierwszą funkcję przyjęto w postaci wzoru:

$$\hat{Q}' = \hat{Q}'_0 \left( 1 + k \frac{n' - n'_0}{n'_0} \cdot Ma \right) \quad (1)$$

gdzie:  $\hat{Q}'_0 = a_0 + a_1 n' + a_2 n'^2 + \dots + a_l n'^l$  jest wielomianem potęgowym przybliżającym dane pomiarowe na ziemi dla  $Ma = 0$ .

Zgodnie z zależnością (1), krzywe dla  $Ma > 0$  otrzymuje się przez obrót krzywej  $\hat{Q}'_0$  wokół punktu  $n'_0$  proporcjonalnie do liczby  $Ma$  i szukanej współczynnika  $k$ . Zredukowana prędkość obrotowa  $n'_0 = 0,9$  jest prędkością, powyżej której dysza wylotowa pracuje w nadkrytycznych warunkach rozprężania gazów wylotowych.

Do obliczeń zredukowaną prędkość obrotową  $n'$  przyjęto w postaci wzoru:

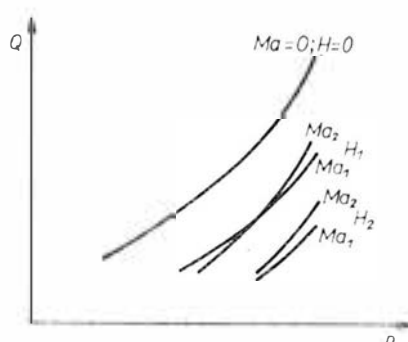
$$n' = \frac{n}{10^3 \sqrt{T_{1c}}}$$

sprowadzając wartości  $n'$  do zakresu w pobliżu jedności:  $n' \in (0,4 \div 1,1)$

\*) Jako charakterystykę statyczną silnika rozumie się tu charakterystykę, której poszczególne punkty wyznaczono w ustalonych warunkach pracy silnika, tj. nie podczas procesów przejściowych (np. przyspieszanie) — przyp. redakcji.

Dla takich wartości  $n'$  uzyskuje się współczynnik  $a_l$  w wielomianie potęgowym o podobnym rzędzie wielkości.

Ze względu na iloczynową postać zależności (1), optymalnych współczynników  $a_l$  i  $k$  szukano niejako dwustopniowo.



Rys. 1. Zmierzony zużycie paliwa w funkcji obrotowej na różnych wysokościach i przy różnych prędkościach lotu  $Ma_2 > Ma_1$ ,  $H_2 > H_1$

Najpierw stosując metodę analizy regresywnej, określono współczynniki  $a_l$  minimalizując sumę

$$S_1 = \sum_{i=1}^{N_1} (Q_{zi} - \hat{Q}_{zi})^2 \quad (2)$$

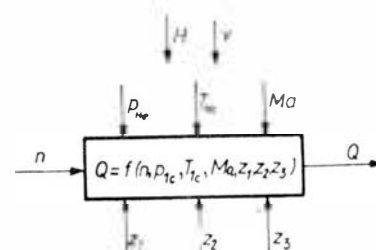
i biorąc pod uwagę dane pomiarowe dla  $Ma = 0$ ;  $N = 50$ .

Następnie, mając już obliczone współczynniki  $a_l$ , szukano optymalnej wartości współczynnika  $k$  minimalizując sumę

$$S_2 = \sum_{i=1}^{N_2} (Q'_i - \hat{Q}'_i)^2 \quad (3)$$

i biorąc pod uwagę dane pomiarowe dla  $Ma > 0$ ;  $N = 169$ .

Szukano optymalnych współczynników  $a_l$  dla wielomianów od pierwszego do piątego stopnia włącznie i otrzymano:  $S_{12} = 265,0$ ;  $S_{13} = 85,79$ ;  $S_{14} = 82,80$ . Wybrano wielomian potęgowy o stopniu  $l = 3$ .



Rys. 2. Model charakterystyki statycznej silnika; wielkość wejściowa — prędkość obrotowa  $n$ , wielkość wyjściowa — natężenie przepływu paliwa  $Q$ , wielkości zakłócające mierzone — prędkość i wysokość lotu wyrażone przez  $p_{Hc}$ ,  $T_{Hc}$  i  $Ma$ ; wielkości zakłócające nie mierzone —  $z_1$ ,  $z_2$ ,  $z_3$ , np. wilgotność powietrza, wartość opałowa paliwa, stan techniczny silnika

Dla  $Q$  w  $\text{dm}^3/\text{h}$ ,  $n$  w  $\text{obr}/\text{min}$ ,  $T_{Hc}$  w  $\text{K}$ , wartości współczynników są następujące:  $a_0 = -571,3$ ;  $a_1 = 3879$ ;  $a_2 = -7036$ ;  $a_3 = 4754$ ;  $k = 1,69$ .

W drugiej postaci funkcji przybliżającej nie zakładano, że krzywe charakterystyki statycznej silnika dla różnych wartości  $Ma$  przecinają się w punkcie  $n'_0 = 0,9$ . Przyjęto postać bardziej ogólną

$$\hat{Q}' = a_0 (1 + k_0 Ma) + a_1 (1 + k_1 Ma) n' + a_2 (1 + k_2 Ma) n'^2 + a_3 (1 + k_3 Ma) n'^3 \quad (4)$$

W wielomianie (4) uziemiono współczynniki przy odpowiednich potęgach wielkości  $n'$  w sposób liniowy od prędkości lotu  $Ma$ .

Współczynniki  $a_0, a_1, a_2, a_3$  są współczynnikami obliczonymi wyżej z danych doświadczalnych dla  $Ma = 0$ .

Współczynniki  $k_0, k_1, k_2, k_3$  obliczono minimalizując sumę

$$S_3 = \sum_{i=1}^{N_3} (Q_i - \hat{Q}_i)^2 \quad (5)$$

i wykorzystując dane pomiarowe dla  $Ma > 0$ .

Otrzymano:  $k_0 = 0,552; k_1 = 0,299; k_2 = 0,372; k_3 = 0,398$ .

Mimo bardziej rozbudowanej postaci funkcji (4), średni błąd kwadratowy aproksymacji danych doświadczalnych określony wzorem:

$$\sigma = \sqrt{\frac{1}{N_3} \sum_{i=1}^{N_3} (Q_i - \hat{Q}_i)^2}; \text{ gdzie: } N_3 = 219;$$

jest dla obu funkcji jednakowy i wynosi 28 dm<sup>3</sup>/h, czyli ok. 2,3‰.

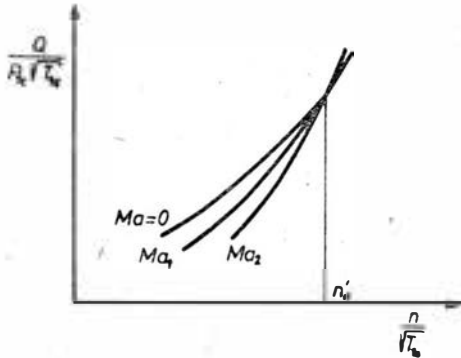
Ponieważ błędy pomiarów ocenia się na taką samą wartość można stwierdzić, że funkcje (1) i (4) dobrze aproksymują dane doświadczalne. Ograniczeniem dokładności przybliżenia są błędy pomiarowe.

Ze względu na prostotę budowy funkcji, charakterystykę statyczną silnika, przyjęto jak w zależności (1).

### Statystyczna ocena funkcji (1)

Posługując się metodami statystyki matematycznej możemy ocenić istotność przyjętej funkcji przybliżającej istotność jej współczynników.

Im stopień  $l$  wielomianu  $\hat{Q}'_z$  jest wyższy, tym lepsze otrzymujemy odwzorowanie danych doświadczalnych, istot-



Rys. 3. Zmierzona charakterystyka statyczna w układzie współrzędnych zredukowanych

ność funkcji  $\hat{Q}'_z$  rośnie. Rozbudowuje się jednak funkcja aproksymująca. Należy zbadać celowość zwiększenia liczby współczynników  $a_i$ .

Dla przyjętej funkcji  $\hat{Q}'_z$  współczynnik korelacji między danymi doświadczalnymi i funkcją aproksymującą wynosi:

$$R_{Q\hat{Q}} = \sqrt{1 - \frac{S_{13}}{S_{10}}} = \sqrt{1 - \frac{85,79}{23253}} = 0,998$$

Funkcja  $\hat{Q}'_z$  jest istotna nawet dla poziomu istotności  $\alpha = 0,01$ , gdyż wartość krytyczna współczynnika korelacji  $R_{Q\hat{Q}_{kr}} = 0,501$ .

Dla poziomu istotności  $\alpha = 0,05$ , współczynnik korelacji, powyżej którego funkcja z matematycznego punktu widzenia jest istotna dla  $l = 3$  i  $N_1 = 50$  wynosi  $R_{Q\hat{Q}_{kr}} = 0,433$ .

Aby ocenić celowość przyjęcia wielomianu trzeciego stopnia, posłużono się testem Fishera-Snedecora. Wielomian trzeciego stopnia zmniejsza resztową sumę kwadratów błędów aproksymacji w stosunku do wielomianu drugiego stopnia o wartość  $S_{12} - S_{13} = 265,00 - 85,79 = 179,21$ .

Wartość testu:

$$F = \frac{S_{12} - S_{13}}{S_{13}} (N_1 - 3 - 1) = \frac{179,21}{85,79} \cdot 46 = 91,51$$

a dla  $\alpha = 0,05$  wartość krytyczna testu  $F_{kr} = 2,82$ .

Celowe było więc zwiększenie liczby współczynników z trzech do czterech. Celowe było również przyjęcie wielomianu trzeciego zamiast drugiego stopnia. Natomiast przyjęcie wielomianu czwartego stopnia byłoby niecelowe, gdyż wartość testu w tym przypadku:

$$F = \frac{85,79 - 82,80}{82,80} \cdot (50 - 4 - 1) = 1,61$$

zaś dla drugiego poziomu istotności  $\alpha = 0,05$  krytyczna wartość testu wynosi  $F_{kr} = 2,59$ .

Uzależnienie charakterystyki statycznej we współrzędnych zredukowanych od prędkości lotu  $Ma$  zmniejszyło resztową sumę kwadratów błędów aproksymacji danych doświadczalnych z 4474 do 1424 i w związku z tym współczynnik  $k$  w zależności (1) jest istotny nawet na poziomie istotności  $\alpha = 0,01$ , gdyż test  $F = 201,85$ , zaś wartość krytyczna  $F_{kr} = 2,43$ .

Reasumując, z matematycznego punktu widzenia, przyjęta funkcja (1) jest istotna i jej współczynniki są istotne.

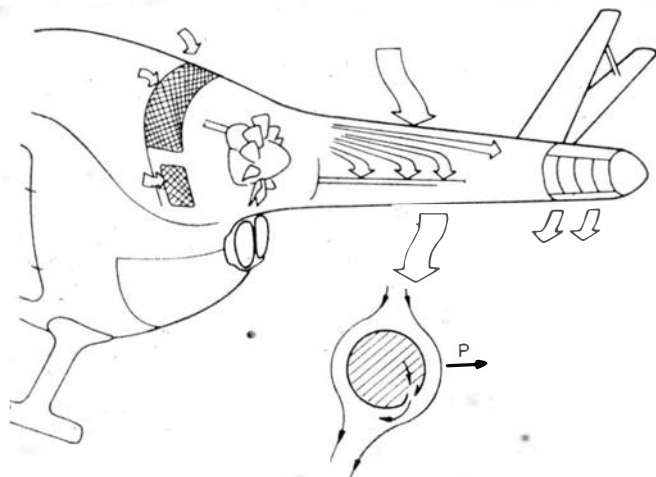
### LITERATURA

1. F. LENORT: Próba określenia modelu matematycznego silnika turbodrzutowego jako obiektu regulacji. *Prace Instytutu Lotnictwa*, nr 68, 1977 r.
2. K. MAŃCZAK: Metody identyfikacji wielowymiarowych obiektów sterowania. WNT, Warszawa, 1971 r.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Śmigłowiec bez wirnika ogonowego

Firma Hughes Helicopters konstruuje nowy śmigłowiec bez wirnika ogonowego. Nazwano go NOTAR, co jest skrótem od No-Tail-Rotor (bez wirnika ogonowego). Prace te są finansowane przez wojska lądowe Stanów Zjednoczonych (US Army) i DARPA (Defence Advanced Research



Projects Agency). Kontrakt opiewa na 1,4 mln dol. i przewiduje wykonanie badań wstępnych, konstrukcję śmigłowca oraz wykonanie jednego prototypu. Badania wstępne prowadzone są na zmodyfikowanym śmigłowcu OH-6. W

ramach badań śmigłowiec wylatał 30 h w ciągu 10 miesięcy.

W nowym sposobie równoważenia momentu reakcyjnego wirnika głównego śmigłowca wykorzystano dwa zjawiska: powstawanie bocznej siły nośnej na belce ogonowej opływanej strumieniem zza wirnika nośnego oraz powstawanie reakcji przy przepływie powietrza przez dyszę na końcu belki ogonowej. Wydmuchiwanie powietrza przez podłużną szczelinę w belce ogonowej o przekroju kołowym wprowadza asymetrię opływu tej belki przez strumień powietrza zza wirnika nośnego, dając w rezultacie boczna siłę nośną wystarczającą do zrównoważenia momentu reakcyjnego w warunkach lotu ustalonego.

Dysza powietrza na końcu belki ogonowej składa się z dwóch stożków. Stożek zewnętrzny jest nieruchomy i ma na obu bokach wycięte otwory powietrzne, zaś stożek wewnętrzny jest ruchomy i ma kierownice i otwory kierujące powietrze w jednym kierunku, prostopadłe do osi belki. Stożek wewnętrzny jest połączony z pedałami. Jeśli pilot naciśnie lewy pedał, to stożek wewnętrzny obróci się tak, że jego otwory zgrają się z otworami z prawej strony stożka nieruchomego i śmigłowiec skęci w prawo. Naciśnięcie prawego pedału powoduje reakcję przeciwną. W ten sposób zrealizowane jest sterowanie kierunkowe.

Powietrze wydmuchiwane przez szczelinę w belce oraz dyszę na jej końcu dostarczane jest przez wentylator o zmiennym skoku. Jest on napędzany przez zespół napędowy śmigłowca. Do poprawnej pracy układu potrzebne jest niskie ciśnienie zasilające (ok. 0,0035 MPa) i niskie prędkości wypływu powietrza ze szczeliny i dyszy. Wg firmy Hughes sterowanie śmigłowcem nie różni się niczym od sterowania śmigłowcem z klasycznym wirnikiem ogonowym.

JMR

## SIAI Marchetti SF600-TP • Włochy •

**Lekki samolot wielozadaniowy z dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi**

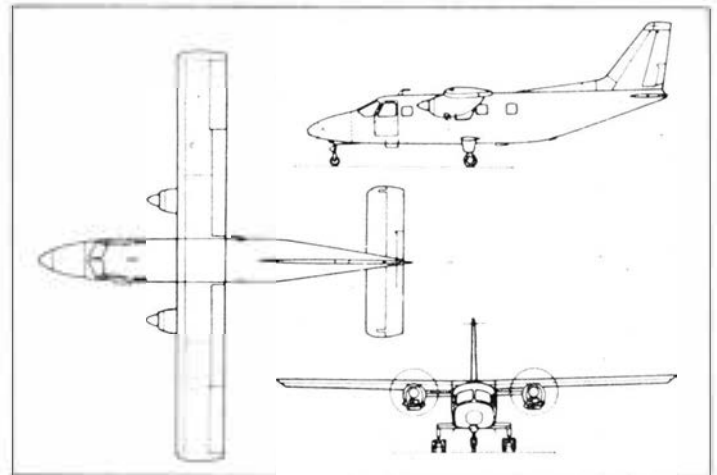
W kwietniu 1981 r. wykonał pierwszy lot samolot wielozadaniowy SIAI Marchetti SF600-TP. Jest on modyfikacją samolotu SF600 Canguro, którego silniki tłokowe Lycoming T10-540J zastąpiono turbinowymi silnikami śmigłowymi Allison 250B-17C o mocy 310 kW (420 KM), zwiększając równocześnie rozpiętość płata.

SF600-TP jest bardzo prostym i ekonomicznym samolotem mogącym korzystać z nieprzystosowanych lądowisk; jego kabina ma długość 5,05 m, szerokość 1,23 m i wysokość 1,27 m. W wersji pasażerskiej będzie przewoził 6 pasażerów w oddzielnych fotelach, 3 pasażerów na kanapie w tyle kabiny i 1 w fotelu obok pilota. W wersji towarowej zastosowano odchylany w bok ogon, co ułatwia załadunek samolotu. Kabina wersji do przewożenia ładunków na paletach będzie zaopatrzona w dwa rzędy rolek do przesuwania palet. Wersja sanitarna jest przystosowana do przewożenia 4 noszy i 2 osób towarzyszących. Poza tym przewiduje się budowę wersji fotogrametrycznej, morskiej patrolowej i rolniczej.

Stosunkowo duży zasięg samolotu SF600-TP zapewniają 4 zbiorniki paliwowe (w płacie) o łącznej pojemności 1100 l. Do przebazowania używa się dwóch zbiorników zewnętrznych po 300 l.

### Dane techniczne

Rozpiętość	15,00 m
Długość	12,15 m
Wysokość	4,60 m
Powierzchnia nośna	24,00 m <sup>2</sup>
Masa własna	1800 kg
Masa startowa maks.	3300 kg
Masa startowa samolotu przeciążonego	3700 kg
Prędkość maks. na wys. 3050 m	315 km/h
Prędkość przelotowa maks.	290 km/h
Prędkość przeciągnięcia z klapami wypuszczonymi	109 km/h
Wznoszenie maks.	7,72 m/s
Pułap praktyczny	6700 m



Długość startu na 15 m	390 m
Długość lądowania z 15 m	320 m
Zasięg maks.	1580 km
Zasięg przebazowania (ze zbiornikami zewnętrznymi)	2250 km W.K.

## KSIAŻKI LOTNICZE

**MALIZIA N.: Vita e vicende de L'Aeronautica Militare Italiana in 645 foto.** Wyd. dell'Ateneo — Bizzarri, Roma, 1979, s. 332, cena L 20 000.

Album przedstawia w ilustracji dzieje włoskiego lotnictwa wojskowego, które w 1898 r. zapoczątkowało swą działalność za pomocą balonów, a w 1909 r. za pomocą samolotów. Lotnictwo włoskie jako jedno z pierwszych w świecie wzięło udział w działaniach wojennych, w wojnie włosko-

tureckiej w Libii (29.9.1911÷18.10.1912). Początkowo używało ono samoloty francuskie Farman, Bleriot i Nieuport budowane z licencji we Włoszech, a następnie samoloty włoskiej konstrukcji Caproni, Savoia, Macchi, Ansaldo i in. Dla okresu I wojny światowej zostały pokazane oprócz samolotów włoskich także niektóre samoloty sojuszników i przeciwników. Lata międzywojenne to okres rozwoju włoskiego lotnictwa i włoskiej produkcji lotniczej. Szczególnie znane były, należące do światowej czołówki, samoloty wytwórni Fiat, Macchi, Savoia, Cant, Caproni, Breda. Osobno przedstawiono wojnę włosko-abisyńską (3.10.1935÷9.5.1936) i udział w wojnie w Hiszpanii (17.7.1936÷30.3.1939). Okres II wojny światowej został przedstawiony w dwóch etapach. Dla lotnictwa włoskiego etap pierwszy (10.6.1940÷26.7.1943) to działania we Francji, przeciw Małcie i w Afryce. Zaprezentowano tu dużo zdjęć samolotów myśliwskich Fiat G-50, Macchi 200 Saetta, 202 Folgore i 205 Veltro, Reggiane 2000, torpedowych Caproni 314, Fiat RS 14 i Cant Z-506, bombowych Fiat BR-20, Cant Z-1007 bis i Savoia SM-79. Etap drugi (8.9.1943÷25.4.1945) zapoczątkowało przejście armii włoskiej na stronę Aliantów. Dla obu etapów pokazano również samoloty sojuszników i przeciwników. Zdjęcia z okresu po II wojnie światowej przedsta-

wiają nieliczne samoloty włoskiej konstrukcji używane w pierwszych latach powojennych, liczne typy samolotów amerykańskich używanych do dziś oraz kilka typów współcześnie używanych samolotów włoskiej konstrukcji: Fiat G-82, Fiat G-91, Piaggio P-136 i P-166, Macchi MB-326 i MB-339, Fiat G-222 i angielsko-włosko-za-

chodnoniemieckiej Tornado. Album raczej prezentuje samoloty włoskiego lotnictwa niż dzieje jego działalności. Duży format i kredowy papier pozwalają na dobrą jakość i duże wymiary zdjęć. Do mniej już dziś znanych należą zdjęcia eskadry wodnosamolotów Savoia S-55 gen. Balbo, która w 1933 r. przelatała z Włoch do Ameryki Płn. i z powrotem, wodnosamolotów rekordowych Macchi M-52 (1927 r.) i M-72 (709 km/h — 23.10.1934) czy pierwszego włoskiego samolotu odrzutowego Caproni-Campini CC-2 (1 lot 28.8.1940). Wiele zdjęć przedstawia samoloty w locie w ładnych ujęciach i w ciekawej scenarii. Nie brak też interesujących zdjęć z wypadków lotniczych. W sumie książka daje dobrą informację fotograficzną o samolotach włoskiego lotnictwa wojskowego na przestrzeni jego dziejów. A. Glass

**Uwaga:** Wydawnictwo dell'Ateneo opublikowało już wiele książek na tematy historii lotnictwa wojskowego i dziejów poszczególnych typów samolotów, szczególnie z okresu II wojny światowej. Wydawnictwo wysła zainteresowanym bezpłatnie katalog swych książek lotniczych. Adres wydawnictwa: Edizioni dell'Ateneo s.p.a., POBox 7216, 00100 Roma, Włochy.





## Australian Aircraft Consortium ABT

### • Australia •

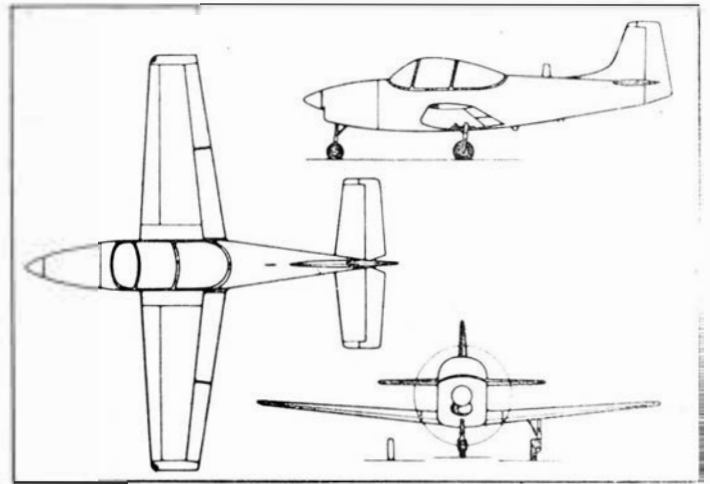
#### Turbośmigłowy samolot szkolno-treningowy

Stowarzyszenie przemysłowe Australian Aircraft Consortium, złożone z Government Aircraft Factories, Commonwealth Aircraft Corp. i Hawker de Havilland Australia, opracowuje turbośmigłowy samolot szkolno-treningowy ABT (Australian Basic Trainer), który ma zastąpić dotychczas stosowany samolot do szkolenia wstępnego CT4 Airtrainer i przejąć część zadań szkoleniowych samolotu odrzutowego Aermacchi MB326. Czas szkolenia na ABT ma wynosić 100 h.

Samolot będzie miał stosunkowo wysokie osiągi, dużą trwałość (8000 h lotu lub 20 lat) i będzie zbudowany zgodnie z przepisami wojskowymi MIL w zakresie dotyczącym statycznej i dynamicznej stateczności w manewrach, przy oderwaniu i w korkociągu. Współczynnik obciążenia przy maks. masie startowej w wersji szkolnej (2000 kg) zawiera się w granicach +6 g i -2,5 g. Ze względu na dużą turbulencję powietrza nad obszarem lotów, zakres obciążeń zmęczeniowych przyjęto ponad 2 g dla wszystkich wartości współczynnika obciążenia. Samolot ma wytrzymywać w zakrętach 2,5 g na wysokości powyżej 3000 m. Poza tym będzie przystosowany do pionowego nurkowania (20 s), lotu odwróconego (20-30 s) i korkociągu (30 s). Ma to zapewnić metalowa struktura samonośna z selektywnie stosowanymi tworzywami zbrojonymi. Kabina z dwoma miejscami obok siebie (z możliwością zainstalowania dwóch dodatkowych) została opracowana zgodnie z analizą antropometryczną, ma instalację tlenową, a temp. jest utrzymywana w określonych granicach.

Do napędu wybrano silniki PW of Canada PT6A-25 i Garrett TPE331-1 lub -6 o mocy ograniczonej do 410 kW (560 KM), przy czym rozważano również silniki Alfa Romeo AR318 i Avco Lycoming LTP101. Trójłopatowe śmigło ma średnicę 2,30 m.

W celu zwiększenia możliwości eksportowych projektuje się wersje do treningu bojowego, bezpośredniego wsparcia, rozpoznawczą i patrolową o masie startowej zwiększonej o 600 kg. Wersje te będą zaopatrzone w cztery uchwyty do podwieszania ładunków o łącznej masie 800 kg, a sil-



nik będzie miał pełną moc. W przypadku podjęcia decyzji budowy samolotu ABT, próby w locie rozpoczęłyby się w końcu 1983 r., a dostawy pierwszych samolotów — w marcu 1987 r.

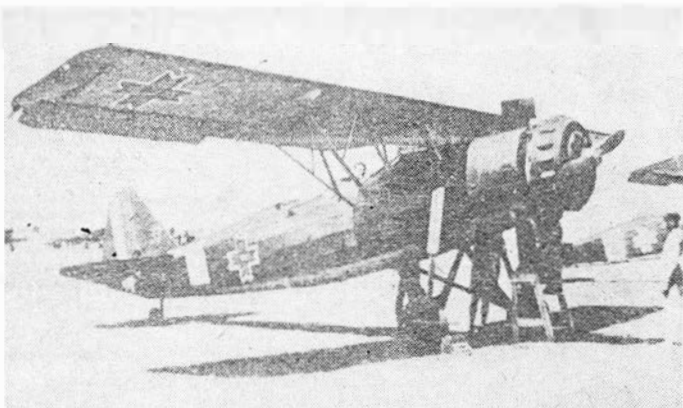
#### Dane techniczne

Rozpiętość	11,00 m
Długość	10,10 m
Wysokość	3,70 m
Powierzchnia nośna	20,00 m <sup>2</sup>
Masa własna z wyposażeniem	1390 kg
Masa paliwa	388 kg
Masa startowa	2000 kg
Prędkość dop. maks. (wg przyrządu)	519 km/h
Maks. dop. liczba Macha	0,575
Prędkość dop. przy maks. podmuchach	333 km/h
Prędkość przelot. n.p.m. maks.	360 km/h
Wznoszenie maks.	9,65 m/s
Pałap praktyczny	9150 m
Długość drogi startu i lądowania (przeszkoda 15 m)	poniżej 500 m
Długość trwania lotu na 3000 m	3 h 50 min.
(Osiągi dla średniego klimatu tropikalnego, tj. 26°C n.p.m.)	W.K.

## Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ

### Jeszcze o samolotach RWD na szerokim świecie

Ostatnio p. M. Passingham z Anglii uzyskał i udostępnił dotychczas zupełnie nieznaną fotografię samolotów RWD-14b



Czapla ze znakami rumuńskimi. Jest to pierwsze zdjęcie pokazujące Czaple w służbie lotnictwa rumuńskiego. Ze zdjęcia wynika, że samoloty były malowane podobnie jak w Polsce, tj. od góry na zielonooliwkowo, zaś od spodu na jasnoniebiesko. Samoloty rumuńskie nosiły znaki rozpoznawcze na wierzchniej i spodniej stronie skrzydeł i na kadłubie, zaś na sterze kierunku trójkolorowy pas. Na tyle kadłuba był namalowany żółty pas, a na stateczniku pionowym numer samolotu. Wg źródeł rumuńskich lotnictwo wojskowe Rumunii używało 11 samolotów RWD-14 Czapla.

Powyższa notatka jest uzupełnieniem artykułu o samolotach RWD na szerokim świecie zamieszczonym w TLiA nr 5/82.

Przy okazji pragniemy poinformować, że redakcja spodziewa się w niedługim czasie opublikowania szczegółowego materiału o ewakuacji w 1939 r. polskich samolotów na Węgry.

A.G.

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

Warszawa, ul. Spiska 4 m. 16

Tel. 22-15-24

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: Silniki piętą Achillesową polskiego przemysłu lotniczego . . .	Str. 1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Przewozy LOT-u w poszczególnych miesiącach 1981 r. (regularne i nieregularne razem); Rozwój lotniczych przewozów na świecie w 10-lecie 1972÷1981 (w 150 krajach ICAO); Wskaźniki wzrostu przewozów lotniczych na świecie (1972÷1981); Zatrudnienie i wydajność pracy w PLL LOT . . .	4
J. Kędziński, P. Pleciński, R. Switkiewicz: Eksperymentalny ultralekki szybowiec ULS z kompozytów polimerowych. Cz. I. Geneza programu i budowa szybowca . . .	5
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . .	7
R. Pieprzyk, J. Krauze: Przepływ przydźwiękowy wokół izolowanego profilu oraz przez palisadę łopatkową — analiza fenomenologiczna . . .	8
J. Lasoń: Problem rozwoju krajowej komunikacji lotniczej . . .	13
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . .	14
KARTOTEKA TLiA: Aero Boero 260 Ag — Argentyna . . .	15
LT-200 Lipnur Trainer — Indonezja . . .	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Samoloty i śmigłowce specjalne . . .	19
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Tymczasowe zasady sprawdzania zdolności statków powietrznych budowanych w pojedynczych egzemplarzach . . .	20
J. Bereżański, J. Stanisławski, K. Szumański: Eksploatacja śmigłowca na terenie pochyłym (II) . . .	23
Rozwój samolotu MC Donnell Douglas DC-10 — Wacław Zaremba . . .	27
F. Lenort: Kilka uwag o matematycznym modelu charakterystyki statycznej turbiny silnika odrzutowego . . .	28
NOWOŚCI TECHNICZNE: Śmigłowiec bez wirnika ogonowego . . .	29
PROTOTYPY: SIAI Marchetti SF600-TP — Włochy . . .	30
KSIĄŻKI LOTNICZE . . .	30
PROJEKTY: Australian Aircraft Consortium ABT — Australia . . .	31
Jeszcze o samolotach RWD na szerokim świecie (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . .	31
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP I SITK . . .	

III okł.

Na okładce: Wodnosamoloty: LeO H-13, LeO H-135 i Latham 43 — rys. K. Cieślak

KĘDZIERSKI J., PLECIŃSKI P., ŚWITKIEWICZ R.: Eksperymentalny ultralekki szybowiec ULS z kompozytów polimerowych. Cz. I. Geneza programu i budowa szybowca. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 7, s. 5.

W trójczęściowym opracowaniu omówiono powstanie „Programu ULS” oraz jego realizację, przedstawiono opis eksperymentalnej konstrukcji, przebieg badań i prób naziemnych oraz pierwszych prób w locie. Część pierwsza przedstawia problematykę budowy szybowca ULS na tle uwarunkowań wynikających z doświadczeń przeszłości, jak również dalszych planów rozwojowych, związanych z ideą popularnego szybowca nowej generacji.

PIEPRZYK R., KRAUZE J.: Przepływ przydźwiękowy wokół izolowanego profilu oraz przez palisadę łopatkową — analiza fenomenologiczna. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 7, s. 8.

Przedstawiono zmiany podstawowych parametrów sprzężek silników lotniczych a dla porównania — silników stacjonarnych w funkcji lat i omówiono fizyczną stronę zjawisk i zagadnień przydźwiękowego przepływu przez sprężarkę; obraz opływu izolowanego profilu, wzajemne oddziaływanie fal uderzeniowych i warstwy przyściennej, zmiany współczynników oporu i siły nośnej profilu w zależności od liczby Macha oraz przepływu przez płaską palisadę sprężarkową.

LASOŃ J.: Problem rozwoju krajowej komunikacji lotniczej. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 7, s. 13.

Przedstawiono przyczyny deficytowości krajowych linii lotniczych i potrzebę właściwego ustawienia proporcji między taryfami lotniczymi i kolejowymi.

BEREŻAŃSKI J., STANISŁAWSKI J., SZUMAŃSKI K.: Eksploatacja śmigłowca na terenie pochyłym (II). TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 7, s. 23.

W artykule podano model prób symulacyjnych oraz prób w terenie naturalnym służących do empirycznego wyznaczenia granic eksploatacji śmigłowca na terenie pochyłym oraz do weryfikacji metod analitycznych.

LENORT F.: Kilka uwag o matematycznym modelu charakterystyki statycznej turbiny silnika odrzutowego. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 7, s. 28.

W artykule omówiono potrzebę do zbudowania matematycznego modelu turbiny silnika odrzutowego aproksymację wyznaczonej doświadczalnie zależności zużycia paliwa od prędkości obrotowej silnika oraz prędkości i wysokości lotu. Określono dwie funkcje aproksymujące: jedną przy pewnym szczegółowym założeniu i drugą, bardziej złożoną, o postaci ogólnej. Z oceny dokładności aproksymacji za pomocą obu funkcji wynika możliwość stosowania pierwszej, prostszej funkcji. Stosując metody statystyki matematycznej określono prawidłowość przyjętego w tej funkcji stopnia wielomianu i liczby współczynników.

CONTENTS

KĘDZIERSKI J., PLECIŃSKI P., ŚWITKIEWICZ R.: Experimental ultra-light glider ULS made of polymer composites. Part. I benesis of the program and construction of the glider. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 7, p. 5.

The paper consisting of three parts discusses arising of the „Ultra-Ligt Glider Program” and its execution, describes the experimental design, the course of ground investigations and tests and the first flight tests. Part I shows problems of construction of the ultra-light glider (ULS) against the background of conditions resulting from previous experience and of further development plans, connected with the idea of a popular glider of a new generation.

cd. na II okł.

WYDAWNICTWO



**SIGMA**

ul. Świętokrzyska 14a  
00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004

Redaktor naczelny:  
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołdziński, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. J. Staszek

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Gtulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikuszka, mgr inż. A. Místorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woltński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0825-1300-82. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. Z-38.

Cena pojedynczego egz. zł 50.—

Prenumerata roczna zł 600.—

INDEKS 37909



## Zebranie Sekcji Głównej Lotniczej

23 czerwca br. w Domu Technika NOT w Warszawie, pod przewodnictwem kol. Ryszarda Zaremby, odbyło się zebranie członków Sekcji Głównej Lotniczej SITK. Zebrani zostali poinformowani o dyskusji przeprowadzonej na koleżeńskim spotkaniu „okrągłego stołu” sekcji lotniczych SIMP i SITK nt. aktualnego stanu i zadań polskiej komunikacji lotniczej, które odbyło się 20.05.br. Omówiono również proponowaną tematykę następnego spotkania, poświęconego infrastrukturze lotniczej w Polsce, obejmującego lotniska i urządzenia.

Po wyczerpaniu punktów porządku dziennego zebrania, z inicjatywy kol. Hyli dyskuutowano o aktualnych sprawach lotniczych, m.in. o reformie gospodarczej w przemyśle, produkcji samolotu Mewa, kalkulacji i kosztach, budowie lotniska Okęcie II oraz forum dla wniosków lotniczych w Sejmowej Komisji Komunikacji i Łączności i dla też przemysłowo-komunikacyjnych w uchwale VIII Kongresu Techników Polskich.

## Zebranie Prezydium SL SIMP

29 czerwca br. odbyło się posiedzenie poszerzonego Prezydium Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP, na którym omówiono przyszłą działalność Zarządu.

Na zebraniu przedstawiono dziedziny naszej branży, wymagające przedyskutowania i fachowych konsultacji. Dużo uwagi poświęcono m.in. problemom obecnie zagadnieniom w przemyśle lotniczym: brakowi kompetencji i obserwowanej niefachowości odpowiedzialnej kadry inżynierskiej, no-technicznej oraz lekceważeniu wymogów jakości i niezawodności sprzętu. Zagadnienia te będą przedmiotem dalszych wnikliwych rozważań, analiz i rozmów.

## Forma i metody pracy

Sprawą wymagającą wypowiedzi członków Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP jest forma i metoda pracy społecznej Sekcji w warunkach wprowadzanej reformy i reorganizacji gospodarki narodowej. Podjęte decyzje muszą jednak uwzględniać przydatność technicznej organizacji społecznej w nowych reżimach działalności przedsiębiorstw i instytucji lotniczych.

## Spotkania „okrągłego stołu”

Po zapoznaniu się z opiniami zebranych, Prezydium Zarządu SL uznało, że należy zorganizować koleżeńskie spotkania „okrągłego stołu” poświęcone następującej tematyce:

- lotniczej działalności usługowej,
- lotniskom, ich wyposażeniu i infrastrukturze,
- aspektem produkcyjnym samolotu Mewa
- problemom muzealnictwa lotniczego,
- wymogom jakościowym polskiej produkcji lotniczej.

## Wybory we Wrocławiu

Kol. Zbigniew Girulski rzekł się pełnienia funkcji przewodniczącego Zarządu Od-

działu Wojewódzkiego Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu. Walne zebranie członków Oddziału wybrało na przewodniczącą kol. Andrzeja Polańskiego. Kol. Z. Girulski w dalszym ciągu będzie kierował pracami Zespołu Zarządu ds. Hydrauliki Lotniczej.

## Narada gospodarczo-techniczna

W Domu Pracy Twórczej SIMP im. H. Mierzejewskiego w Rydzynie odbyła się dwudniowa międzystowarzyszeniowa narada pn. „Doskonalenie gospodarki i techniki oraz ich wzajemne oddziaływanie”. W naradzie wzięło udział 138 osób, w tym 108 członków SIMP — delegatów na VIII Kongres Techników Polskich.

Przewodniczący SIMP, prof. J. Kaczmarek, w swym inauguracyjnym przemówieniu zwrócił uwagę na następujące okoliczności:

- w produkcji nastąpił ostatnio spadek dyscypliny technologicznej,
- o 30% zmniejszyła się liczba zgłoszeń patentowych,
- środowisko techniczne powinno aktywne i twórczo włączyć się do wdrażania reformy gospodarczej oraz pokonywania piętrzących się trudności, m.in. materiałowych.

W dyskusji zabrali głos przedstawiciele Sekcji Lotniczej SIMP kol. kol. Aureliusz Misiorek z Warszawy i Stanisław Książek z Mielca.

Kol. A. Misiorek wypowiedział się w sprawie transportu krajowego, stwierdzając że:

- zły stan transportu stanowi barierę na drodze wyjścia z kryzysu,
- pogłębiają się dysproporcje między możliwościami przewozowymi a zapotrzebowaniem na transport,
- obniża się współczynnik gotowości technicznej taboru przy malejących dostawach części zamiennych,
- traci się konkurencyjność w przewozach lotniczych z powodu przestarzałego taboru.

Kol. S. Książek przedstawił działalność zakładowego zespołu aktywizacji technicznej w Kole SIMP przy WSK PZL-Mielec w zakresie postępu technicznego, produkcji pomocy warsztatowych, eksploatacji maszyn i systemu plac. Propozycje nowych założeń placowych zostały przedstawione zebranym. A oto tezy referatu kol. S. Książka:

- zespół aktywizacji technicznej jest bardzo pożytecznym organem w działalności Stowarzyszenia,
- źródłem poważnych efektów ekonomicznych jest opracowanie i wdrożenie typowych procesów technologicznych,
- wprowadzenie typizacji w produkcji maszyn zapewni efektywność od 1:10 w USA do 1:100 w Polsce,
- do dużych strat przyczynia się wadliwa działalność normalizacyjna, oparta na organizacji nie odpowiadającej potrzebom gospodarki narodowej,

— niekorzystne są skutki decyzji PKNiM z dn. 15.5.1979 r., dotyczące zlikwidowania zespołu ds. zamienników przy Komitecie i przeniesienia jego działalności do jednostek branżowych.

## Komunikat nr 1/82

Do członków Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP został rozesłany komunikat informacyjny z datą 5.07.1982 r. W komunikacie podano działalność Prezydium Zarządu SL po ostatnim, siódmym plenarnym zebraniu Zarządu oraz wymieniono sprawy omówione na siedmiu kolejnych posiedzeniach członków Prezydium. Poinformowano również o tematyce obrad na wspólnym zebraniu prezydium Sekcji Lotniczej SIMP i Sekcji Głównej Lotniczej SITK, które odbyło się 30.04.1982 r.

Prezydium SL SIMP prosi o propozycje terminu zwołania następnego zebrania plenarnego.

## Zalecenia dla sekcji

Wiceprzewodniczący ZG SIMP kol. L. T. Wrotny opracował tezy i kwestie dotyczące aktywizacji działalności sekcji, do dyskusji na VIII zebraniu plenarnym Zarządu Głównego SIMP. Kol. L. Wrotny zaleca m.in., aby ogniwa wszystkich szczebli sekcji skupiły się na „organizowaniu fachowych spotkań węższych gron specjalistów (tzw. spotkań „okrągłego stołu”, jak to czyni Sekcja Lotnicza). Wynikiem tych spotkań powinno być oddziaływanie (przez krytykę i podsuwanie lepszych rozwiązań) na kierownictwo resortów i zakładów pracy, a więc wypełnianie przez sekcje funkcji eksperta w bezpośrednich kontaktach z zainteresowanymi”.

## Ośrodek Badań i Studiów SIMP

Rada Naukowo-Techniczna Społecznego Ośrodka Badań i Studiów SIMP pod przewodnictwem kol. S. Zbierskiego zatwierdziła wstępny program działania tego Ośrodka w Rydzynie. Program zawiera m.in. następującą tematykę:

- opracowanie metody realizacji oraz wdrażanie przykładowych rozwiązań automatyzacji produkcji,
- opracowanie raportu o stanie chłodnictwa i przechowalnictwa artykułów spożywczych,
- opracowanie koncepcji technologii i aparatury do odzysku i przetwarzania odpadów tłuszczów białkowych,
- uruchomienie produkcji i upowszechniania stosowania wspomagających silowni wiatrowych,
- opracowanie raportu o stanie stosowania technik regeneracyjnych do części zamiennych,
- raport o celowości i możliwości uruchomienia produkcji małego ciągnika uniwersalnego na potrzeby rolnictwa i sadownictwa.

Należy dodać, że SOBIS dysponuje wysoko wykwalifikowaną kadrą rzeczoznawców z całej Polski.

## СОДЕРЖАНИЯ

КЕНДХЕРСКИ Е., ПЛЕТИНСКИ П., СВИТКЕВИЧ Р.: Экспериментальный ультралегкий планер УЛБС из полимерных композитов. Часть I. Рождение программы и постройка планера. ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 7, стр. 5

В статье описано рождение программы УЛБС и её реализация, дается описание экспериментальной конструкции, её испытаний на земле и в полете. Первая часть указывает проблемы связанные с постройкой планера УЛБС на фоне накопленного опыта а также планы развития популярного планера новой генерации.

ПЕПШИК Р., КРАУЗЕ Е.: Сверхзвуковое обтекание в области изолированного профиля и через лопатки лопастей — анализ явления. ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 7, стр. 8

Указаны изменения основных параметров компрессоров авиационных двигателей и для сравнения — стационарных двигателей, в течение последних лет и описа-

ны физические явления связанные со сверхзвуковым сечением через компрессор: картина обтекания изолированного профиля, взаимное воздействие ударных волн и поверхностного слоя, изменение коэффициентов сопротивления и подъемной силы профиля в зависимости от числа Маха, а также течение через плоский лопатки компрессора.

ЛЯСОНЬ Е.: Проблема развития внутренних воздушных сообщений. ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 7, стр. 13

Указываются причины дефицитности внутренних воздушных сообщений и подчеркивается необходимость обеспечения правильного соотношения между стоимостью железнодорожных и авиационных билетов.

БЕРЕЖАНСКИ Е., СТАНИСЛАВСКИ Е., ШУМАНСКИ К.: Эксплуатация вертолета на наклонной площадке (II). ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 7, стр. 23

В статье описаны симуляционные испытания, а также испытания в натуральных условиях, применяемые для эмпирического определения пределов эксплуатации вертолета на наклонной площадке и до проверки аналитических методов.

ЛЕНОРТ Ф.: Несколько замечаний о математической модели статической характеристики газотурбинного двигателя. ТЛИА, т. 37, 1982 г., № 7, стр. 28

В статье описана аппроксимация опытных характеристик расхода топлива по оборотам, высоте и скорости полета, необходимая для построения его математической модели. Описаны две аппроксимирующие функции: одну имеющую особое предположение и вторую, более общую. По оценке точности аппроксимации допускается возможность использования первой, более простой.

С помощью методов математической статистики были определены: точность принятого многочлена и число коэффициентов принятого многочлена и числа коэффициентов.

# PZL – 104 WILGA

## QUIET STOL



OVER 600 WILGAS FLYING IN 17 COUNTRIES

- Best glider tug
  - 12 tows in one hour
- 4 parachutists
  - 36 jumps in one hour
- Only 67 dB(A) noise
- Take-off run 80 m
  - rate of climb 6.3 m/s
- Optional dual controls, skis, 270 kg ag-hopper



53 years of experience

F

**MANUFACTURER:**

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego  
PZL-Warszawa Okęcie  
Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa Poland  
Phone: 46-00-31, Cable: Owuska, Telex: 814649

**Exporter:**

PEZETEL Foreign Trade Enterprise  
of Aviation Industry  
Aleja Stanów Zjednoczonych 61  
03-965 Warszawa, PO Box 61, Poland  
Phone: 10-80-01, Cable: Pezetel, Telex: 813 314 pzłpl.

 **PEZETEL**  
POLAND