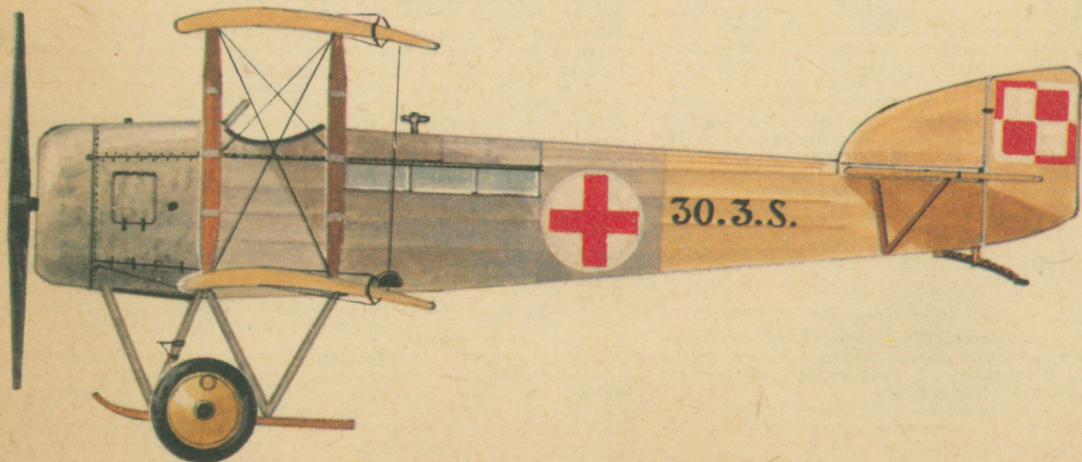
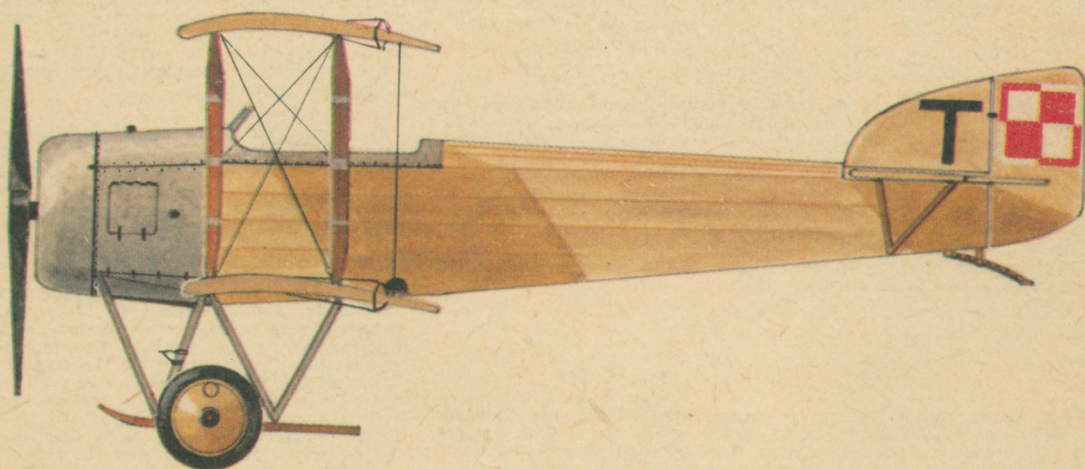
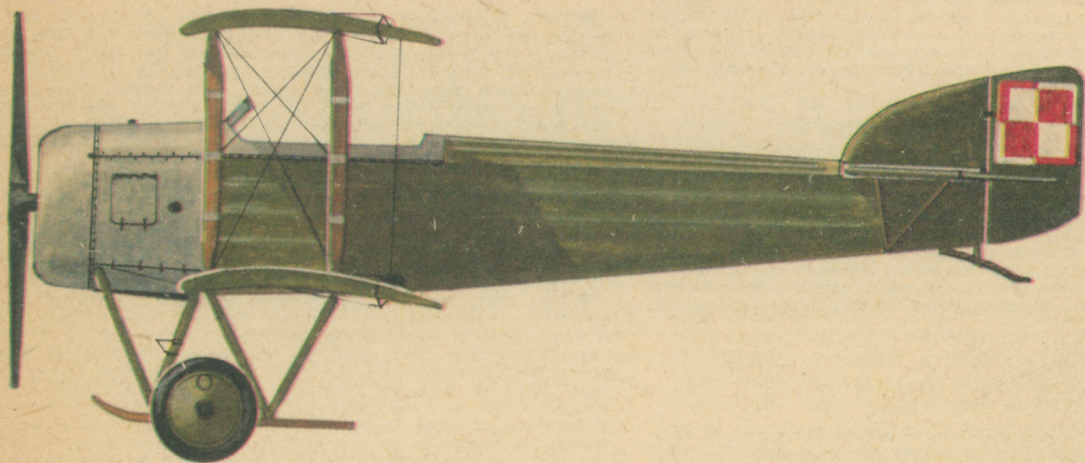


TECHNIKA

1'81

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● Венгерская Народная Республика купила в октябре прошлого года 15 сельскохозяйственных самолетов PZL M-18 Дромедер на заводе PZL-Мелец.

● В западногерманских планерных состязаниях Падеборн 80 в классе стандарт 3-ие и 4-ое места заняли польские пилоты Ф. Кемпка и С. Витэк на планерах Янтар Стандарт 2, а в открытом классе 5-ое место — польские пилоты С. Клюк и Г. Мушиньский на планере Янтар 2Б.

● Шестой Семинар по Сельхозавиации состоялся в сентябре пр. г. в Сельскохозяйственно-Технической Академии в г. Ольштын. Целью семинара был обмен мнениями и опытом между практиками и теоретиками по технике и технологии авиационных сельскохозяйственных работ. В семинаре приняли участие кроме польских специалистов, специалисты из Высшего Инженерного Училища в Берлине (ГДР).

● «Голос Свидника» в октябре пр.г. опубликовал данные о производстве и продаже. Из плановых задач августа месяца не были выпущены 3 вертолета, 613 штук сцеплений, а также не были выпущены плановые количества втулок, управляющих дисков, хвостовых валов, главных валов, хвостовых винтов, лопастей несущего винта и многих других изделий. Зато был выполнен план производства и продажи в продажных ценах, что обеспечило снижение запасов готовых изделий.

● 1 октября пр.г. был зарегистрирован Судом в Варшаве независимый, самоуправляющийся себя профессиональный союз летающего и бортового персонала ПНР при Польских Авиалиниях ЛЕТ в Варшаве.

● 2 октября пр.г. состоялась Первая Конференция Делегатов Независимого Профсоюза «Солидарность» Авиационных Заводов и Учреждений в которой участвовали 10 делегаций заводов из г. Мелец, Жешув, Варшава, Калиш, Краков, Кросно, Познань, Польских Авиалиний ЛЕТ и других заводов связанных с авиацией. К Профсоюзу «Солидарность» принадлежит 70—90% трудящихся отдельных заводов. На конференции принято необходимость организовать отраслевую секцию авиации в Профсоюзе «Солидарность». Целью действий «Солидарности» является — как следует из принятых решений — повышение ранга авиации в Польше, ее полная интеграция, а также верное представление интересов трудящихся. Очередное заседание «Солидарности» посвященное организации отраслевых секции, было назначено на 28 октября.

● 25 сентября пр. года в Варшаве состоялось заседание Пленума Главного Управления Аэроклуба ПНР. Обсуждались проблемы авиации на фоне политической и хозяйственной обстановки страны. Было принято решение направить в государственные и партийные управления предложения о укреплении и сохранении общественного характера общества (Аэроклуба), увеличение самостоятельности районных аэроклубов, децентрализации организационно-экономической системы, развития производства польской авиационной промышленности для неотложных нужд Аэроклуба и модификации системы воздушного движения. Было принято также решение о том, что управление Аэроклуба всех уровней должны провести критическую и самокритическую оценку своей работы, а также принять соответствующие решения. Следует экономить финансовые средства и технику. Гражданской обязанностью каждого должна являться также воспитательно-учебная работа с авиационной молодежью, постоянная забота о безопасности полетов и повседневная работа в области патриотического, морального и гражданского воспитания членов Аэроклуба, а также выполнение заданий по обеспечению обороноспособности страны, честность, хозяйственный подход, добросовестность и ответственность за слова и поступки.

● Журнал «Скrzydlata Polska» начал цикл публикации «Мнения, воззрения, предложения», в котором приглашает людей авиации высказываться о модели гражданской и спортивной авиации. В интервью с Б. Литвиньским, работающим в авиации уже 50 лет, были высказаны предложения:

- образование общественной организации для популяризации авиации
- создание соответственной базы для обучения молодых летчиков, т.е. снабжения аэроклубов соответственным числом самолетов
- полной интеграцией авиации включая образование Мин. стверства Авиации, в составе 80÷100 специалистов разных отраслей авиации. Министерство должно выполнять роль координатора работ авиации, защищать интересы авиации а также заботиться о дальнейшем правильном развитии авиации, приносящим значительные финансовые средства государству.

● 15 agricultural airplanes PZL M-18 Dromader were purchased by Hungary in the PZL-Mielec works in October last year.

● Polish pilots F. Kępka and S. Witek on Jantar St2 gliders were placed third and fourth in the standard class at the Padeborn'80 glider competition in West Germany and other Polish pilots, S. Kluk and H. Muszyński, on Jantar 2B glider were placed fifth in the open class at the same competition.

● The Sixth Seminar for Agricultural Aviation was held in the Agricultural and Technical Academy in Olsztyn in September last year. The seminar was aimed at exchange of experiences and scientific opinions between practitioners and theoreticians in the area of technique and technology of operations performed by agricultural aviation. Beside Polish specialists, also representatives of Engineering College of Berlin, GDR, have participated in this seminar.

● Data concerning production and sale of aircraft and aviation equipment were published by „Głos Swidnika” in its issue from October last year. Namely, from among the tasks planned to be realized in August, 3 helicopters, 613 clutches, a number of hubs, control discs, rear and main shafts, tail rotors, main rotor blades and many other items were not manufactured. On the other hand, the plan for production and sale in terms of sale prices was fulfilled, thus the reserves of finished products decreased.

● Independent Autonomous Trade Union of Flight and Board Personnel in the Polish People's Republic, with its headquarters in Polish Airlines LOT in Warsaw, was registered by the Provincial Court in Warsaw October 1, last year.

● The First National Conference of Delegates of NSZZ „Solidarność” (Independent Autonomous Trade Union „Solidarity”) from Aeronautical Works and Establishment, attended by 10 delegations from Transport Equipment Manufacturing Centres in Mielec, Rzeszów, Warszawa, Kalisz, Kraków, Krosno, Poznań, from Polish Airlines LOT as well as from other works and establishments connected with aviation, was held October 2, last year. This Trade Union unites from 70 to 90% of personnel of particular establishments. A necessity to organize an aviation section of NSZZ „Solidarność” was stated at the conference. As results from the appeal carried, the „Solidarność” activity is aimed at, among other problems, raising the dignity of aviation in Poland, full integration of the aviation and adequate representing the personnel interest. The next meeting of „Solidarność” was planned on October 28, 1980, when representatives of „Solidarność”, having full powers from staffs of their institutions, were to establish sections belonging to individual trades.

● A plenary assembly of Headquarters of the Polish Aeroclub was held in Warsaw September 25, last year. The debate concerned problems of the environment against a background of the current politic and economic situation in the country. A resolution was passed, in which the following fragments may be found: „...Headquarters of the Polish Aeroclub, taking into consideration signals proceeding from the ranks of the members demanding introduction of necessary changes in the situation of the association, has passed a number of postulates and submitted them to the Party and State authorities. The postulates concern: respect for the association's autonomy, strengthening of its social character, development of independence of regional aeroclubs, decentralization of the organization and economic system, development of production of aircraft and aviation equipment by the domestic industry to satisfy urgent needs of the Polish Aeroclub as well as modification of the aviation traffic system... The Polish Aeroclub authorities of all levels should evaluate our activity critically and self-critically and then they should draw conclusion from this evaluation, learn a lesson from it and make particular persons responsible for their activity... Let our sense of responsibility be also evident from the continuous concern of authorities and persons actively engaged in the work for economical utilization of money and equipment... Dependable schooling and educational work with young people in aviation, permanent care for flights and parachuting safety, i.e. for safety for human life and health, are obligations resulting from good citizenship of each member and employee of the aeroclub as well as of each persons actively engaged in the aeroclub activity. These obligations embrace as well as the everyday work at patriotic and moral education of the association members in public spirit, full realization of tasks for the benefit of the country's defence, thriftiness, honesty, dependability, deliberation and responsibility for words and actions...”

● The „Skrzydłata Polska” air weekly has initiated a cycle of publications provided with a headpiece „views, opinions, suggestions”, in which it invites persons engaged in aviation to publish their opinions on the shape of the sport and civil aviation. The following proposals have been made in issue No. 43/80 in the interview with Mr. B. J. Litwiński, who has been acting in aviation for over 50 years:

- establishment of the Air League as a popularizer of aviation,
- establishment of proper training background for training young pilots, which is connected with improvement in supply the aeroclubs with sufficient number of airplanes,
- full integration of the aviation environment, which may be achieved by establishment of the Ministry of Aviation, gathering 80÷100 outstanding specialists from various branches of aviation. Tasks of the Ministry could include: coordination of works in the field of aviation, protection in interest of Polish aviation as well as further proper development of the aviation, bringing high income for the coffers of the State.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVI STYCZEŃ 1981

TECHNIKA

1'81

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

TRYBUNA LOTNIKÓW

Rola rady robotniczej w przedsiębiorstwach lotniczych

APOLINARY KULESZA

Wraz z rzeczywistym rozszerzeniem uprawnień przedsiębiorstw, co przynieść ma oczekiwana reforma systemu zarządzania gospodarką narodową, reaktywowane powinny być również instytucje samorządności robotniczej. Załoga nie może być biernym uczestnikiem procesu wytwarzania, musi w nim uczestniczyć na prawach partnera w podejmowaniu decyzji, od których zależeć będzie jej byt materialny. Dlatego też uważam za jedną z najpilniejszych potrzeb opracowanie i uchwalenie przez Sejm PRL ustawy o samorządzie robotniczym, w której zagwarantowane będą te wszystkie uprawnienia, które samorząd robotniczy uzyskał w roku 1956 i 1958, z uwzględnieniem obecnych warunków społeczno-ekonomicznego rozwoju kraju. W następnej kolejności należy utworzyć drogą wolnych, nieskrępowanych wyborów, z udziałem wszystkich pracowników przedsiębiorstw, rady robotnicze, które powinny stać się znowu trzonem działającego po nowemu samorządu robotniczego.

Uważam, że w obecnych warunkach w skład KSR w CNPSL wchodzić powinny i rada robotnicza, obie rady związkowe, organizacja młodzieżowa ZSMP i przedstawiciele organizacji naukowo-technicznych (SIMP, SEP itd.). Z uwagi na różną strukturę organizacyjną, powinno być ustalone z góry jaka liczba członków władz zakładowych każdej organizacji zasiadać będzie w KSR.

Rady robotnicze, będące symbolem przemian polityczno-społecznych roku 1956 stały się w 1958 r. trzonem utworzonego wówczas samorządu robotniczego. Po dwudziestu latach zeszły, niestety, z areny społecznej pokonane przez woltuntaryzm i technokrację. Utworzone w ich miejsca prezydium KSR są znamiennym przykładem zarówno pogwałcenia ustawy o samorządzie robotniczym, jak i pogwałcenia samych zasad demokracji. Utworzono mianowicie instytucję sprawującą władzę w imieniu robotników, w miejsce sprawowania władzy przez samych robotników. Była to zresztą instytucja znacznie wygodniejsza dla administracji niż uczciwa w ramach swych uprawnień rada robotnicza.

Ustawa z 1956 r. o radach robotniczych wyposażała ten organ w niemałe uprawnienia. Rada miała uchwalać plany produkcji z uwzględnieniem obowiązujących wskaźników, ustalać strukturę przedsiębiorstwa i kierunki jego rozwoju, zatwierdzać umowy (w tym również umowy kooperacyjne, licencyjne itp.), rozstrzygać o podziale funduszu zakładowego oraz wpływać częściowo na niektóre sprawy płac i warunków pracy. Rada miała też mieć wpływ na wybór dyrektora.

Przyjrzyjmy się więc, jak rada z tych uprawnień korzysta w naszym przedsiębiorstwie. Działalność rady robotniczej w CNPSL można podzielić na cztery okresy. Początkowe lata działalności rady zbiegły się z okresem silnego ożywienia politycznego w kraju (1957÷1959), które inspirująco oddziaływało na pracę tego organu. Był to jednak okres nauki samorządności, w którym obok wielu cennych inicjatyw i bardzo dużej aktywności rady, popełniono wiele błędów. Prezydium rady, którego większość stanowili kierownicy podstawowych komórek organizacyjnych (z udziałem dyrektora, sekretarza i przewodniczącego Rady Zakładowej) przy aktywnym uczestnictwie wchodzących w skład prezydium robotników, stało się kolegiatnym organem zarządzania przedsiębiorstwem. Posiedzenia prezydium odbywały się niejednokrotnie dwa razy w tygodniu, obejmując swym po-

rządkiem sprawy bieżącego kierowania produkcją, technicznym przygotowaniem produkcji, gospodarki finansowej, polityki kadrowej itp. Zatwierdzono m.in. powoływanie na wszystkie stanowiska kierownicze do mistrza włącznie oraz odwoływanie z tych stanowisk, podział wszystkich nagród, udzielanie kar itp. Wszystkie decyzje prezydium rady były dla dyrektora wiążące.

Ta forma działalności robotniczej, odbierająca całkowicie inicjatywę dyrektorowi i pozbawiająca go jakiegokolwiek swobody działania doprowadziła do konfliktu rady robotniczej z dyrekcją. Niestety, konfliktu nie potrafią rozstrzygnąć w sposób rozsądny. Odwołanie przewodniczącego rady oraz pozbawienie mandatu kilku członków prezydium przez ich rady oddziałowe doprowadziło do rozwiązania rady i przeprowadzenia nowych wyborów.

Następny okres działalności rady — do 1963 r. to próby wyjścia z zaistniałego impasu. Spadła aktywność rady po doznanej porażce, a załoga straciła częściowo zaufanie do nowej formy samorządu. Nie wierzono w jego możliwości, dopatrując się niepowodzenia rady w braku dostatecznych uprawnień. Inni przypisywali to układowi personalnym.

Późniejszy okres działalności rady robotniczej i całego samorządu przyniósł odpowiedź na te wątpliwości i pogodził jednych i drugich. Lata bowiem 1963÷1972 były okresem największej aktywności rady robotniczej w naszym przedsiębiorstwie. Tym razem przyczyny były z jednej strony personalne, dobrał się mianowicie bardzo prężny aktyw pracowniczy w radzie robotniczej wszystkich kadencji tego okresu, a kolejni przewodniczący nie tylko byli bardzo zaangażowani, lecz również potrafili umiejętnie radą kierować, wykorzystując do maksimum jej uprawnienia. Z drugiej strony był to okres narastających trudności ekonomicznych w kraju i w przedsiębiorstwie (łącznie z wydarzeniami grudniowymi), który zmuszał do działania, mimo piętrzących się trudności.

W tym czasie rada robotnicza znacząco naprawdę wiele i nic bez jej wiedzy w przedsiębiorstwie się nie działo, począwszy od uchwalania planów produkcji (tak uchwalania!), a na opiniowaniu zamierzeń inwestycyjnych i programów rozwoju skończywszy. Warto również i o tym powiedzieć, że utemperowano jednego bardzo autokratycznego zastępcę dyrektora, który grzmiał w swoim gabinecie, lecz na posiedzeniach rady był uprzedzająco grzeczny, jak również nie dopuszczono do powołania na stanowisko dyrektora przedsiębiorstwa jednego z kandydatów, który zdaniem rady nie posiadał ku temu odpowiednich predyspozycji.

W końcu lat sześćdziesiątych, w wyniku narastających trudności gospodarczych zaczęto uzdrawiać ekonomikę kraju przez centralizację decyzji i ograniczenia uprawnień przedsiębiorstwa oraz organów samorządu robotniczego. Przedsiębiorstwa zaczęły otrzymywać zadania planowe bez pokrycia w środkach, bez możliwości realizacji. KSR zaczęły takie plany odrzucać — w tym również w naszym przedsiębiorstwie.

Abym uwolnił się od krępujących uprawnień KSR, władze centralne wydały wytyczne, w myśl których samorząd robotniczy mógł tylko plany opiniować. W ten sposób rozpoczął się proces odbierania uprawnień samorządowi robotniczemu z jawnym pogwałceniem ustawy z 1956 i 1958 r.

cd. na s. 24



● Węgry zakupiły w październiku ub. roku 15 samolotów rolniczych PZL M-18 Dromader w wytwórni PZL-Mielec.

● VI Seminarium Agrolotnicze odbyło się we wrześniu ub. roku w Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie. Celem seminarium była wymiana doświadczeń i poglądów naukowych praktyków i teoretyków w zakresie techniki i technologii zabiegów agrolotniczych. W seminarium uczestniczyli, poza krajowymi, także przedstawiciele Wyższej Szkoły Inżynierskiej z Berlina z NRD.

● „Głos Świdnika” w nrze z października ub. roku opublikował dane dotyczące produkcji i sprzedaży. I tak z zadań planowych m-ca sierpnia nie wykonano 3 szt. śmigłowców, 613 szt. sprzęgieł, planowanej liczby piast, tarcz sterujących, wałów tylnych i głównych, śmigieł ogonowych, łopat wirnika nośnego oraz wielu innych pozycji. Wykonano natomiast plan produkcji i sprzedaży w cenach zbytu, zmniejszając tym samym zapasy wyrobów gotowych.

● 1 października ub. roku został zarejestrowany przez Sąd Wojewódzki w Warszawie Niezależny, Samorządny Związek Zawodowy Personelu Latającego i Pokładowego PRL z siedzibą w PLL LOT w Warszawie.

● 2 października ub. roku odbyła się Pierwsza Krajowa Konferencja Delegatów NSZZ „Solidarność” Zakładów i Instytucji Lotniczych z udziałem 10 delegacji z Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w: Mielcu, Rzeszowie, Warszawie, Kallszu, Krakowie, Krośnie, Poznaniu, z PLL LOT oraz innych zakładów i instytucji związanych z lotnictwem. NSZZ „Solidarność” zrzesza 70-90% załóg poszczególnych zakładów. Na konferencji stwierdzono konieczność zorganizowania branżowej sekcji lotniczej NSZZ „Solidarność”. Celem działania „Solidarności”, jak wynika z uchwalonego apelu, jest m.in.: podniesienie rangi lotnictwa w Polsce, jego pełna integracja oraz właściwe reprezentowanie interesów załóg. Kolejne posiedzenie „Solidarności” przewidziano na dzień 28 października 1980 r., na którym, wyposażeni w pełnomocnictwa swoich zakładów, przedstawiciele „Solidarności” utworzą sekcje branżowe.

● 25 września ub. roku w Warszawie obradowało plenum Zarządu Głównego Aeroklubu PRL. Omówiono problemy środowiska na tle aktualnej sytuacji politycznej i gospodarczej kraju. Podjęto uchwałę, w której m.in. czytamy: „Zarząd Główny Aeroklubu PRL, uwzględniając oddolne głosy domagające się wprowadzenia koniecznych zmian w sytuacji stowarzyszenia, uchwalili i skierował do władz partyjnych i państwowych postulaty dotyczące: poszanowania samorządności i umocnienia społecznego charakteru stowarzyszenia, rozwinięcia samodzielności aeroklubów regionalnych, decentralizacji systemu organizacyjno-ekonomicznego, rozwinięcia produkcji przez krajowy przemysł sprzętu lotniczego zabezpieczającego pilne potrzeby Aeroklubu PRL oraz modyfikacji systemu ruchu lotniczego... Władze Aeroklubu PRL wszystkich szczebli powinny dokonać krytycznej i samokrytycznej oceny naszej działalności oraz wyciągnąć z tej oceny określone wnioski i konsekwencje... Miara naszego poczucia odpowiedzialności niech będzie także ciągła troska władz i działaczy o oszczędną gospodarkę środka-



PZL M-20 Mewa na wystawie Farnborough'80. Fot. A. Glass

mi finansowymi i sprzętem... Jest sprawą obywatelskiej powinności każdego członka, działacza i pracownika aeroklubu rzetelna praca szkoleniowo-wychowawcza z młodzieżą lotniczą, stała troska o bezpieczeństwo lotów i skoków spadochronowych, o bezpieczeństwo ludzkiego życia i zdrowia, codzienna praca nad patriotycznym, moralnym i obywatelskim wychowaniem członków stowarzyszenia, pełna realizacja zadań na rzecz obronności kraju, gospodarność, uczciwość, rzetelność, rozważa oraz odpowiedzialność za słowa i czyny...”

● „Skrzydłata Polska” zapoczątkowała cykl publikacji opatrzonej winietą „poglądy opinie, sugestie”, w których zaprasza ludzi lotnictwa do wypowiedzi na temat modelu lotnictwa sportowego i cywilnego. W nrze 43/80 w wywiadzie z B. J. Litwińskim, działającym w lotnictwie ponad 50 lat, padły następujące propozycje:

— powołanie do życia Ligi Lotniczej — jako popularyzatora lotnictwa,

— stworzenie właściwej bazy szkoleniowej w zakresie szkolenia młodej kadry pilotów, co wiąże się z poprawą zaopatrzenia aeroklubów w dostateczną liczbę samolotów,

— pełną integrację środowiska lotniczego, którą można uzyskać, powołując do życia ministerstwo lotnictwa, skupiające 80-100 wybitnych specjalistów z różnych dziedzin lotnictwa. Zadaniem ministerstwa m.in. byłoby: koordynowanie prac lotnictwa, ochrona interesów lotnictwa polskiego, jak również jego dalszy prawidłowy rozwój, przynoszący skarbowi państwa duże środki finansowe.

● W Balonowych Mistrzostwach Świata 1980 r. rozegranych w Belgii polska załoga S. Makne i I. Cieślak na balonie SP-BZM Polonez zajęła 10 miejsce.

● W Mistrzostwach Europy Balonów na ogrzane powietrze rozegranych we Francji jesienią 1980 r. polska załoga S. Makne i I. Cieślak zajęła 6 miejsce.

● W sierpniu ub. roku w zachodniemieckich zawodach szybowcowych w Paderborn wzięli udział piloci zagraniczni, traktując zawody jako trening do Szybowcowych Mistrzostw Świata, które w br. odbędą się w RFN. W klasie otwartej 5 miejsce zajęli piloci S. Kluk i H. Muszyński na szybowcu Jantar 2B; pierwsze cztery miejsca zajęli piloci francuscy, zachodniemieccy i czechosłowaccy na szybowcach Nimbus 2C i Nimbus 2B. W klasie standard 3 i 4 miejsce zajęli F. Kępka i S. Witek na szybowcach Jantar Std 2. Pierwsze miejsce w tej klasie zajął pilot zachodniemiecki na szybowcu LS4, drugie — francuski na szybowcu Std Cirrus 75.

● W III Mistrzostwach Samolotowych Świata w Nawigacji w Aschaffenburgen w

RFN 1 miejsce zajęli polscy piloci Świadek i Korzeniowski na samolocie PZL-104 Wilga 35. 4 miejsce zajęli Lenartowicz i Wajda, zaś 12 Popiołek i Byłok, też na Wilgach. Drużyna polska w klasyfikacji zespołowej zajęła 1 miejsce.

● „Aerokurier” z października ub. roku pisze: Polacy stali się głównymi faworytami wszystkich zawodów samolotowych roku w RFN. Oprócz zdobycia Mistrzostw Świata odnieśli zwycięstwa w zawodach w Baden-Baden i w 6 zawodach w Kempten (Allgäuer Käserally). Wszędzie latali na samolotach Wilga.

● W dniu 16.10.1980 r. zmarł Henryk Fajge, wieloletni pracownik Inspektoratu KCSP Ministerstwa Komunikacji.

● W dniu 12.10.1980 r. zmarł inż. Aleksander Kapaon, zasłużony długoletni pracownik muzealnictwa polskiego. W okresie międzywojennym pracował w Muzeum Techniki i Przemysłu w Warszawie, był organizatorem i kierownikiem Muzeum Morskiego w Szczecinie. Od 1957 r. pracował w Muzeum Techniki na stanowisku kierownika działu komunikacji, w skład którego wchodziły zbiorzy lotnicze. Był członkiem Klubu Seniorów Lotnictwa. Za osiągnięcia w pracy zawodowej został odznaczony Złotym Krzyżem Zasługi.

● W dniu 11.10.1980 r. w wieku 64 lat zmarł Adam Łodzia Iwiński, oficer kampanii 1939 r. W czasie okupacji oficer sztabu „TAP”, Armii Krajowej „Wachlarz”, „Kedyw”. Był st. wykładowcą i instruktorem Oficerskiej Szkoły Lotniczej w Zamościu i Dęblinie, długoletnim działaczem i pracownikiem lotnictwa sportowego, odznaczony za wieloletnią pracę w ZG Aeroklubu PRL Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski, Srebrnym i Brązowym Medalem „Za zasługi dla obronności kraju”, Srebrnym Krzyżem Zasługi i innymi odznaczeniami. Był autorem oraz tłumaczem podręczników instrukcji lotniczych, wieloletnim członkiem OKBWL, rzeczoznawcą Głównej Komisji Badań Wypadków Lotniczych.



AUSTRALIA

● Wytwórnia Hawker de Havilland Australia przystąpiła do kooperacji przy produkcji aerobusów A-310. Kontrakt na 3 mln £ obejmuje wykonanie elementów do skrzydeł.



BELGIA

● Linie lotnicze SABENA zamówiły 5 brazylijskich samolotów dwusilnikowych Xingu do szkolenia pilotów.



BRAZYLIA

● Brazylijskie lotnictwo wojskowe zamówiło 168 turbośmigłowych samolotów szkolno-treningowych EMB-312 (T-27). Prototyp samolotu wykonał pierwszy lot 19.08.1980 r. Dostawy mają się rozpocząć pod koniec 1982 r. (AM 786).

● Prototyp samolotu służbowego EMB-121 Xingu II ma o 76 cm przedłużony kadłub i silniki PT6-41.



CZECHOSŁOWACJA

● Linie lotnicze CSA będą pierwszym zagranicznym nabywcą radzieckich samolotów pasażerskich Jak-42.



CHINY

● Pratt Whitney of Canada dostarczył do Chin pierwsze cztery silniki turbośmigłowe PT6 przeznaczone do chińskiego samolotu lokalnej komunikacji Y-11T.

● W końcu br. ma być wznowiona po 30 latach komunikacja lotnicza między Chinami i USA. Samoloty Boeing 747 i 707 mają połączyć Nowy Jork, San Francisco i Los Angeles z Pekinem i Szanghajem. (Flight 3725).

● Amerykańska wytwórnia Lockheed otrzymała zezwolenie na sprzedaż do Chin samolotów transportowych C-130 Hercules, zaś wytwórnia Boeing Vertol na sprzedaż śmigłowców CH-47 Chinook. Jest to wojskowy sprzęt transportowy (Flight 3725).

● Chiny wznowiły swe zainteresowanie uruchomieniem licencyjnej produkcji brytyjskich samolotów lokalnego transportu BN-2 Islander (Flight 3725).



EGIPT

● Rząd egipski zamówił we włoskiej wytwórni Agusta za ok. 110 mln dol. serię śmigłowców Boeing-Vertol CH-47C Chinook, produkowanych we Włoszech z licencji. (AM 787).



FRANCJA

● Laminatowe łopaty wirników nośnych francuskich śmigłowców przepracowały

łącznie na wszystkich śmigłowcach 3,5 mln h. Żywność ich została uznana za nieograniczoną (GIFAS-1284).

● Wytwórnia Robin zbuduje w br. 18 metalowych czteromiejscowych samolotów sportowych R-1180 Aiglon, których produkcję rozpoczęto w styczniu (GIFAS-1286).

● Wytwórnia Reims Aviation przejęła produkcję samolotu Cessna 337 Skymaster. W USA zaprzestano produkcji tego typu samolotu. (GIFAS 1286).

● 24 lipca ub.r. wykonały pierwszy lot prototypy samolotu akrobacyjnego CAP-21 i samolotu treningowego Microjet 200. 12 lipca został oblatany drugi prototyp samolotu treningowego TB-30 Epsilon. (GIFAS 1284, 1286).

● 23 lipca wykonał pierwszy lot pierwszy egzemplarz śmigłowca SA-366 G Dauphin II przeznaczony dla US Coast Guard. Śmigłowiec będzie nosił oznaczenie amerykańskie HH 65A. Ochrona wybrzeży USA zamówiła 90 śmigłowców tego typu. (GIFAS 1287).

● W związku ze wznowieniem produkcji samolotów transportowych C-160 Transall wytwórnia SNECMA wznowia produkcję silników turbośmigłowych RR Tyne. (GIFAS 1257).

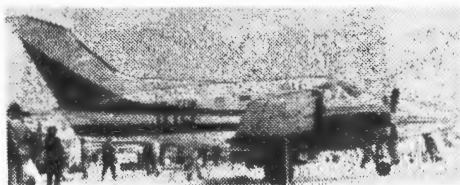
● W budżecie na 1981 r. przewidziane jest 605 mln fr. na prace nad prototypem aerobusu A-310 i rozwojem A300 oraz 452 mln fr. na prace rozwojowe przy silniku turbowentylatorowym CFM-56. (AM 787).

● Dotacje państwowe na pokrycie deficytu spowodowanego użytkowaniem przez Air France samolotu Concorde wyniosły w 1980 r. 335 mln fr., zaś w 1981 r. na ten cel przewidziano sumę 278 mln fr. (AM 787).

● Przedłużenie w 1981 r. drogi startowej na lotnisku w Nicei ma kosztować 87 mln fr.

● Prototyp przedłużonej odmiany śmigłowca Super Puma, oznaczonej SA-333L wykonał pierwszy lot 10 października 1980 r. (AM 787).

● Lotnictwo wojskowe zamówiło 41 brazylijskich samolotów EMB-121 Xingu do szkolenia wojskowych pilotów transportowych. (AM 789).



● 1 sierpnia wykonał pierwszy lot zbudowany przez Centrair we Francji licencyjny szybowiec ASW-20 FLP z końcówkami Whitecoma o wysokości 80 cm. (AM 786).



FINLANDIA

● We wrześniu 1980 r. fińskie lotnictwo wojskowe otrzymało pierwszy z czterech samolotów treningowych Hawk T51 zakupionych w Wlk. Brytanii. W Finlandii wytwórnia Valmet zbuduje z licencji 46 samolotów Hawk. Pierwszy ma być gotowy na początku 1981 r.

● W lipcu 1980 r. Finlandia otrzymała pierwsze egzemplarze samolotów MiG-21 bis.



JAPONIA

● W roku budżetowym 1979/1980 japoński przemysł lotniczy wyprodukował 143 samoloty i 108 silników lotniczych. 72 samoloty zakupiło wojsko, zaś 64 eksportowano.

● Na 1981 r. planowany jest zakup 58 wojskowych samolotów i śmigłowców, w tym 11 śmigłowców SH-3D, 8 Hughes OH-6D, 6 Bell UH-1H, 2 Vertol V-107-2, 6 samolotów C-130H Hercules, 8 Mitsubishi T-2.



KANADA

● 18.08.1980 r. odrzutowy samolot służbowy Canadair Challenger otrzymał certyfikat. Cena samolotu wynosi 7 mln dol. We wrześniu dostarczono nabywcom pierwsze dwa samoloty, zaś do końca roku ma być dostarczone dalsze 15 sztuk. (AM 785, Flight 3725).



SZWAJCARIA

● Spośród 160 zamówionych turbośmigłowych samolotów szkolno-treningowych Pilatus PC-7 Turbo Trainer dostarczono połowę. Produkcja wynosi jeden samolot tygodniowo, czyli 52 rocznie.



USA

● Wytwórnia śmigłowców Sikorsky zakończyła produkcję śmigłowców S-61 po wyprodukowaniu od 1959 r. ponad 1100 śmigłowców cywilnych i wojskowych tego typu. (UTW-807).

● Wytwórnia Pratt and Whitney wyprodukowała 10-tysięczny egzemplarz silnika JT8D do samolotów pasażerskich. Silnik jest w produkcji od 18 lat. W 1981 r. produkcja silników tego typu ma przekraczać 1000 sztuk. (UTW-806).

● 8 września 1980 r. został wykonany pierwszy przelot lekkiego śmigłowca przez Atlantyk. Śmigłowiec Bell 206 Long Ranger II miał zamontowane dodatkowe zbiorniki o łącznej pojemności 650 l, co pozwoliło na zwiększenie zasięgu do 800 km. Lot został wykonany z międzylądowaniami w Grenlandii i Islandii. Trasa nad Atlantykiem miała długość 3900 km.



W. BRYTANIA

● British Aerospace przewiduje, że istnieje potencjalny rynek na 1000 samolotów BAe 748 w ciągu najbliższych 10 lat. W ciągu minionych 20 lat sprzedano 450 samolotów tego typu. Cena samolotu wynosi 3 mln £. Produkcja roczna ma być zwiększona do 18 samolotów. (SBAC-171).

● Wytwórnia Short kosztem 15 mln £ uruchamia budowę 36-miejscowego samolotu lokalnej komunikacji Short 360, będącego rozwinięciem samolotu Short 330. Cena samolotu ma wynosić 3,25 mln £. Pierwsze zamówienia na ten samolot wpłynęły z USA. (SBAC 172, 174).



Samoloty wojskowe wyprodukowane i w użyciu

Wyprodu- kowane		W użyciu		Wyprodu- kowane		W użyciu		Wyprodu- kowane		W użyciu			
AERITALIA				DE HAVILLAND CANADA				NORTH AMERICAN					
G.91		724	328	DHC-4 Caribou	307	137	F-100 Super Sabre	2294	156				
G.222	ponad	70*	72	DHC-5 Buffalo	103	94	F-86 Sabre	9502	238				
AERMACCHI				DORNIER				NORTHROP					
MB.326		780	708	Do 28 Skyservant	ponad 250	200	F-5 Freedom Fighter, F-5E Tiger	ponad 2040	1921				
MB.339	ponad	100	100	EMBRAER				PANAVIA					
BEECH				EMB-110 Bandeirante, EMB-111				Tornado				809**	—
T-34C Turbo-Mentor		262	262	FOKKER				PILATUS					
BOEING				F.27 Friendship/Troopship				PC-6 Turbo-Porter				ponad 420	142
707/C-135		—	1059	GAF				PC-7 Turbo-Trainer				160*	137
BRITISH AEROSPACE				Nomad				ROCKWELL					
Buccaneer	ponad	200	76	GENERAL DYNAMICS				OV-10 Bronco				390	380
Bulldog	ponad	316	312	F-111				T-2 Buckeye				496	264
Canberra		1387	320	F-16 Fighting Falcon				SÅAB					
Harrier, Sea Harrier		304*	304*	GRUMMAN				35 Draken				606	321
Hawk		263*	263*	S-2 Tracker				MFI-15/17 Safari/Supporter				250	119
Hunter		1972	557	F-14A Tomcat				SEPECAT					
HS.748		350	147	E-2 Hawkeye				Jaguar				588	587
Strikemaster		222	222	ponad 100				SHORTS					
CANADAIR				IAI				Skyvan 3M				130	51
CL-41 Tutor		—	172	Dagger, Kfir				SIAI-MARCHETTI					
CL-215		65	27	Arava				SF.360				543	361
CASA				LOCKHEED				VOUGHT					
C.212 Aviocar	ponad	186	179	C-130 Hercules				A-7 Corsair II				1534	1328
CESSNA				P-2 Neptune				F-8 Crusader				1261	70
A-37 Dragonfly		511	344	P-3 Orion				Objaśnienia: * — wraz z zamówionymi, ** — planowane.					
T-37		1300	913	F 104 Starfighter				<i>Źródło: Flight, 6.09.1980 r.</i>					
DASSAULT-BREGUET				Mc DONNELL DOUGLAS									
Atlantic		91	82	A-4 Skyhawk									
Etendard, Super Etendard		161	92	F-4 Phantom									
Mirage III/5/50		1385	1094	F-15 Eagle									
Mirage F.1		614*	588	F-18 Hornet									
Alpha Jet		486*	486*										

Produkcja samolotów w W. Brytanii w latach 1970÷1979 (sprzedaż i dostawy)

	1970 r.	1971 r.	1972 r.	1973 r.	1974 r.	1975 r.	1976 r.	1977 r.	1978 r.	1979 r.	
BRITISH AEROSPACE											
One-Eleven	D	24	12	8	1	4	2	0	6	3	0
125	S	15	17	43	24	13	7	19	30	32	55
748/Andover	D	39	27	21	30	17	10	14	23	32	31
Trident	S	31	14	5	23	11	12	6	3	16	10
	D	18	14	8	11	4	13	9	7	8	10
Jetstream	S	0	6	14	15	—	—	—	—	—	—
	D	2	13	11	8	3	6	9	7	4	—
Bulldog	S	0	0	26	0	0	0	0	11	2	0
	D	—	—	—	3	3	2	11	0	3	3
Jet Provost	S	73	25	136	26	16	14	2	12	0	7
	D	0	24	65	55	75	50	21	2	12	0
Strikemaster	D	36	43	17	0	1	—	—	—	—	—
	S	10	16	10	4	11	12	—	—	0	0
Harrier (AV-8)	D	19	12	15	15	11	5	15	4	1	0
Sea Harrier	S	0	18	60	23	0	45	0	29	10	7
Hawk	D	34	41	25	29	28	12	29	10	2	10
	S	0	0	175	0	0	0	0	50	20	0
	D	—	—	—	—	—	1	6	22	51	30
Nimrod	D	16	15	4	0	0	3	1	1	0	1
Buccancer	D	7	9	7	3	6	6	7	4	—	—
PILATUS BRITTEN-NORMAN											
Islander/Defender	D	97	102	50	87	85	90	77	61	40	40
Trislander	D	0	2	4	4	4	11	18	5	5	10
SHORTS											
Skyvan	D	12	11	9	17	11	6	5	6	7	6
330	D	—	—	—	—	—	—	4	7	9	17
WESTLAND											
Sea King/Commando	D	23	20	16	12	23	32	21	7	14	14
Puma	D	1	22	14	3	—	—	—	—	—	—
Lynx	D	—	—	—	2	—	—	1	8	19	37
Gazelle	D	—	—	—	30	53	35	56	29	19	10
Wasp	D	1	0	0	5	2	—	—	—	—	—
Scout	D	5	0	4	1	0	—	—	—	—	—
PROGRAMY MIĘDZYNARODOWE											
Sepecat Jaguar	D	1	1	—	15	44	62	55	40	1	1
Aerospatiale/BAC Concorde	D	0	0	0	0	0	0	4	1	0	0

Objaśnienia: D — dostawy, S — sprzedaż. Źródło: Flight, 30.08.1980 r.

M.M.

Samoloty cywilne na Farnborough'80

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Samoloty pasażerskie

Farnborough nie jest miejscem prezentacji dużych samolotów pasażerskich. Spośród aerobusów pokazane były A-300B i Lockheed L-1011 TriStar 500, zaś średniej wielkości — BAC 111-200 i Fokker F-28, czyli tylko cztery samoloty odrzutowe. Przyczyna tego jest prosta. Samoloty, które znajdują się w produkcji są dobrze już znane, zaś te które wzbudzają największe zainteresowanie znajdują się w stadium projektowania. Stąd nowościami były przede wszystkim informacje o postępach prac nad nowymi konstrukcjami lub nowymi odmianami oraz nowe szczegóły dotyczące tych samolotów.

Wytwórnia Airbus, która zebrała już 421 zamówień na swe aerobusy przewiduje, że do 1993 r. zbuduje ich 1000 do 1200 szt. Sprzedanie 870 samolotów pokryje koszty rozwoju A300 i A310. Obecnie oprócz A310 opracowuje się trzy wersje A300: 330-miejscową TA9, 130÷177-miejscową SA1 i czterosilnikową dalekiego zasięgu TA11, choć nie ma na nie jeszcze nabywców. Przewiduje się jednak zapotrzebowanie na 220 TA11.

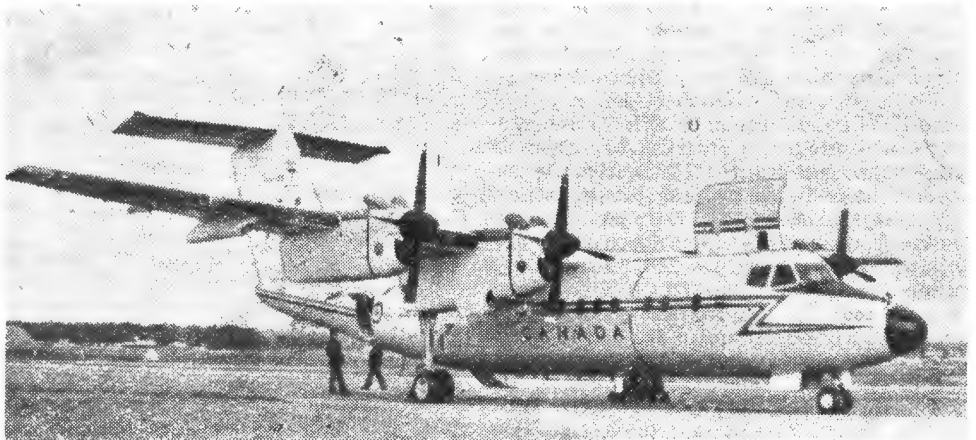
Wytwórnia Boeing rozwija sprzedaż samolotów B757 i B767, mimo że ich prototypy jeszcze nie są gotowe. Szczególnie B767 ma powodzenie. Pierwszy B767 ma być dostarczony nabywcy w sierpniu 1982 r., pierwszy B757 w styczniu 1983 r. B757 ma być dostosowany do dwuosobowej załogi. W budowie jest B737-300 o kadłubie przedłużonym o 2,1 m w stosunku do poprzednich wersji.

Wytwórnia Douglas projektuje 180÷244-miejscowy samolot DC-11 (DC-XX), będący konkurentem dla B757. British Aerospace buduje prototyp czterosilnikowego 70÷109-miejscowego odrzutowego samolotu skróconego startu BAe 146 w wersjach 100 i 200 różniących się pojemnością i rodzajem lotnisk, z których mogą być użytkowane. Przewidywana jest transportowa odmiana wojskowa BAe 146M. Wytwórnia Fokker podjęła decyzję realizacji 138-miejscowego samolotu Fokker F29, który będzie realizowany wspólnie z Japonią. Projekt tego samolotu będzie połączony z japońskim projektem samolotu YX-6. Wytwórnia Lockheed szykuje się do zbudowania powiększonej wersji samolotu TriStar 500, tzn. z kadłubem od wersji 200, powiększonym płatem i z aktywnym sterowaniem.

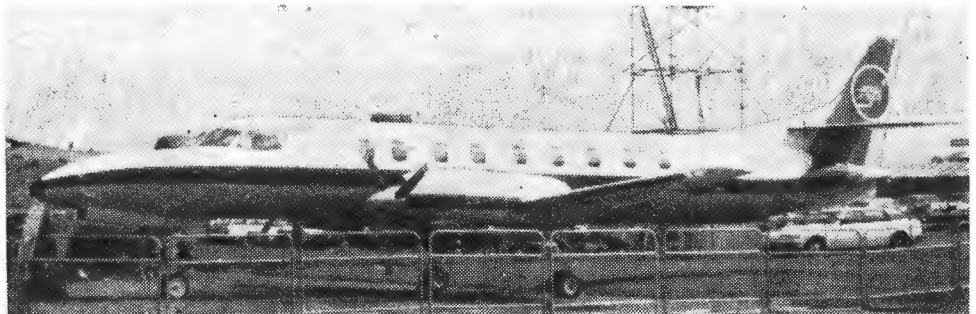
Samoloty lokalnego transportu

Farnborough'80 było jeszcze jednym dowodem odrodzenia i rozwoju 30÷40-miejscowych samolotów turbośmigłowych. Wystawiono samoloty BAe 748-2B, DHC-7 Dash 7, EMB-110 Bandeirante, CASA 212 Aviocar, Short 330 i Short Skyvan, Metro 2 i Merlin III, Twin Otter, BN-2T Turbine Islander, Do-128-2, Do-128-6 i Do-TNT. Nowościami były cztery ostatnie samoloty, będące odmianami znanych konstrukcji.

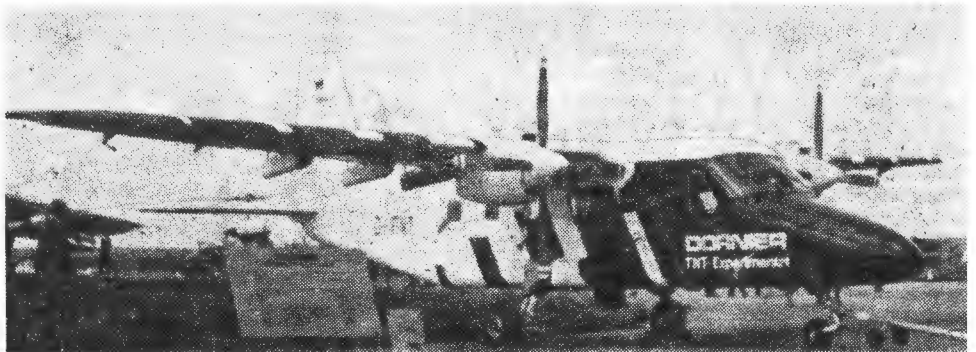
W tej grupie dużo zainteresowania wzbudzały przedstawione projekty. Wy-



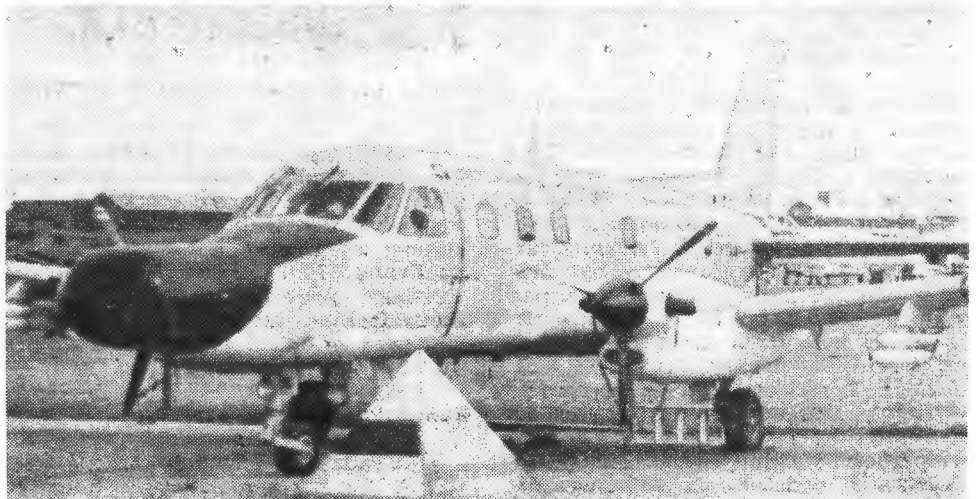
Rys. 1. Samolot komunikacji lokalnej DHC-7 Dash 7



Rys. 2. Amerykański Swearingen Metro



Rys. 3. Doświadczalny Do-TNT ze skrzydłem TNT.



Rys. 4. Brazylijski patrolowy EMB-111

twórnia De Havilland Canada uzyskała już 90 zamówień na dwusilnikowy skróconego startu **Dash 8**. Na jego poprzednika, **Dash 7**, uzyskała już 107 zamówień. Rozważany jest projekt 75-miejscowej wersji **Dash 7L** z silnikiem PT7. Short przedstawił projekt powiększonej odmiany rozwojowej samolotu SD330 oznaczony **SD360** na 36-pasażerów. Embraer reklamował swój projekt **EMB-120 Brasilia**, na który to samolot ma 78 wstępnych zamówień. **Saab-Fairchild 340** to projekt szwedzko-amerykański. Samolot ten, z silnikami CT7, ma mieć o 20% mniejsze zużycie paliwa niż **Brasilia** czy **Dash 8** napędzane silnikami PT7. British Aerospace przedstawił projekt przedłużonego samolotu **BAe 748**. Dornier prezentował projekty 15÷19-miejscowej odmiany **Skystervanta**, **Do-228**, 30-miejscowego samolotu **Do-328 (LTA)** oraz wznawiany już po raz któryś z rządu projekt wodnosamolotu **Do-24TT**, tym razem ze skrzydłem Dorniera typu TNT.

Interesujące były informacje o budowie wersji turbinowej włoskiego samolotu SF600 nazwanej **Turbo SF600**, która ma być oblatana w 1981 r. oraz o powiększonej odmianie czeskosłowackiego samolotu L-410, oznaczonej **L-610**.

Odmianami patrolowymi samolotów tej grupy były **EMB-111** i **Fokker F27M**.

Samoloty służbowe

Wśród odrzutowych samolotów służbowych największą uwagę zwracał najmłodszy samolot w tej kategorii, kanadyjski **Challenger**. Uzyskano już nań 128 zamówień, a ponadto 40 na jego przedłużoną odmianę **Challenger E**. Ponadto były pokazane **BAe 125-700B**, **Falcon 50** i **Learjet 35A**. Japoński **MU-300 Diamond** nie był jeszcze poza Japonią prezentowany.

Nowością był turbośmigłowy **Jetstream 31**, będący ulepszoną odmianą samolotu znanego od lat. Ponadto wystawiono samoloty turbośmigłowe: brazylijski **EMB-121 Xingu**, japoński **MU-2**, włoski **Piaggio 166DL3**, **Piper Cheyenne**, **King Air 90** i **Super King Air 200**. Spośród tłokowych samolotów dyspozycyjnych wystawiono **Beech Duchess**, **Baron 58P** oraz **PZL-20 Mewa**. Projektowany w USA służbowy **LearFan** z pchającym śmigłem ma być realizowany w Wlk. Brytanii.

Samoloty służbowe były jedną z licznie reprezentowanych grup na wystawie. W tej grupie pokazany był patrolowy **Laerjet**.

Samoloty lekkie

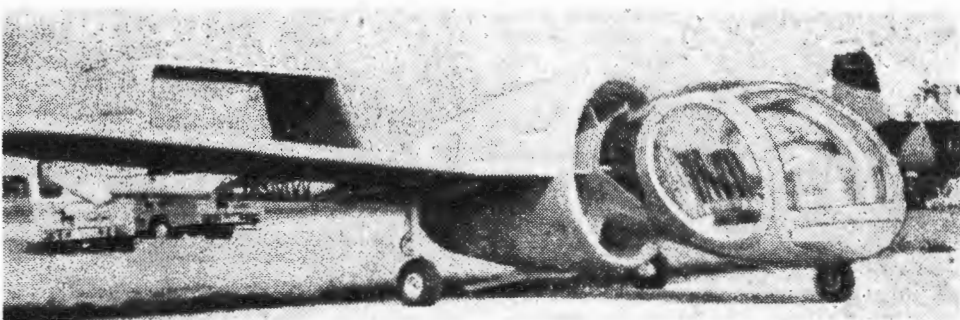
W grupie samolotów sportowych i szkolnych znalazły się konstrukcje już znane: francuskie **Rallye** oraz **TB-9 Tampico** i **TB-10 Tobago**, brytyjski **Bulldog** i **Firecracker**, polska **Wilga 35**, amerykański **Beech Skipper**, włoski **SF-260**, fiński **Valmet L-70**, szwajcarski **AS-202 Bravo**. Nowością był brytyjski dwumiejscowy **Nash Petrel**, rozwinięcie samolotu **Kittywake**, przeznaczony do holowania szybowców. Jego wznoszenie wynosi 6 m/s, zaś cena 17 250 £. Został on oblatany dopiero po wystawie. Drugą nowością był samolot patrolowy **Edgley Optica**, o doskonałej widoczności z kabiny. Jego cena wynosi 79 200 £, podczas gdy śmigłowca **Jet Ranger** 100 000 £.



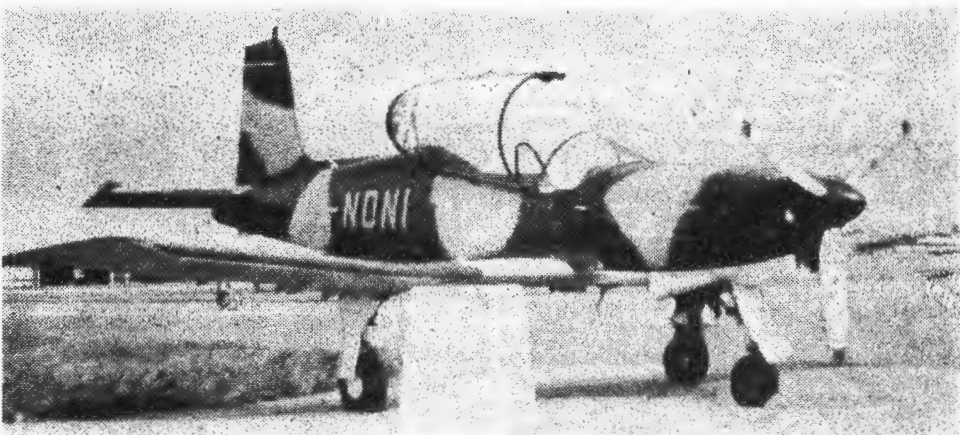
Rys. 5. Amerykański patrolowy LearJet



Rys. 6. Amerykański sportowy Beech 77 Skipper



Rys. 7. Brytyjska patrolowa Optica



Rys. 8. Brytyjski szkolno-treningowy NDN-1

Ponadto wystawiono przeróbkę samolotu **Chipmunk** z chłodzoną wodą silnikiem **Super Sapphire** o mocy 146 kW oraz dwie konstrukcje amatorskie wykonane wg amerykańskiej dokumentacji **Evans VP2** i **Cassutt**.

Należy podkreślić, że akrobacja na szwajcarskim samolocie **Bravo** była najlepszą prezentacją samolotu w powietrzu na tej wystawie.

Samoloty rolnicze i szybowce

W zasadzie w Farnborough nie było szybowców i samolotów rolniczych. Fińska **Eiri** wystawiła laminatowy jed-

nomiejscowy motoszybowiec **PIK-20E**, którego sprzedano 12 szt. (cena 14 500 £). **D. Norman** wystawił fragment kadłuba znajdującego się w budowie samolotu rolniczego **NDN-6 Fieldmaster**, którego realizacja będzie kosztować 5 mln £. Samolot w swym zbiorniku z tytanu ma zabierać 2642 l środków chemicznych. Pierwszy lot samolotu jest spodziewany w połowie 1981 r.

Przyp. red. O części wymienionych wyżej nowych projektów i prototypów zamieszczaliśmy już informacje w ostatnich numerach **TLiA** w dziale „Ze świata” oraz „Projekty i prototypy”. Artykuł ilustrowany zdjęciami autora.

Techniczne aspekty lądowania statku kosmicznego Sojuz

Pplk dypl. pilot MIROSLAW HERMASZEWSKI
Lotnik kosmonauta PRL

Lądowanie statku kosmicznego jest technicznie i organizacyjnie najtrudniejszą operacją całej misji kosmicznej. Pomyślne jej przeprowadzenie wymaga idealnej sprawności aparatury statku i urządzeń naziemnych, a także doskonałego zgrania wielu zespołów ludzi, często oddalonych od siebie o wiele tys. km, lecz ściśle współpracujących ze sobą. Z uwagi na swoją dynamikę i charakter operacja ta, oprócz problemów technicznych, dostarcza także wielu przeżyć i emocji zarówno załodze statku, jak i służbom zabezpieczającym lot.

Manewr lądowania statku kosmicznego obejmuje wiele przedsięwzięć przygotowawczych. Wstępne czynności związane z lądowaniem załoga wykonuje w przeddzień planowanego terminu lądowania, będąc jeszcze w zestawie Sojuz-Salut. Dokonuje się wówczas kompleksowego sprawdzenia pokładowych zespołów żyroskopowych statku Sojuz będących głównymi elementami systemów orientacji, stabilizacji i tłumienia prędkości kątowych. Ocenia się prawidłowość pracy ośmiu silników orientacji (małych — o ciągu $0,7 \div 1,5$ daN) oraz czternastu silników manewrowych (większych — o ciągu $9 \div 13$ daN) podczas ręcznego sterowania nimi. Dokonuje się także krótkotrwałego (na 5 s) włączenia głównego silnika.

Istotnym elementem przygotowawczym, mającym wpływ na dokładność lądowania i bezpieczeństwo podczas zniżania, jest precyzyjne rozmieszczenie w aparacie lądującym aparatury i materiałów zabieranych przez załogę na Ziemię.

Bezpośrednie czynności związane z lądowaniem załoga wykonuje podczas tzw. 12 dobowego okrążenia (w ciągu doby jest ich 16); są to głównie czynności związane z rozkonserwowaniem własnego statku transportowego. Podczas 13 okrążenia załoga przechodzi na pokład własnego statku transportowego i przeprowadza operację zamknięcia włazów przejściowych oraz dokonuje sprawdzenia ich szczelności. Zakładanie skafandrów kosmicznych Sokół oraz czujników kontrolujących pracę organizmu następuje podczas 14 okrążenia. Po zajęciu miejsc w aparacie lądującym, załoga sprawdza jego szczelność.

Podczas 15 okrążenia, w strefie łączności z Ziemią, następuje zorientowanie kompleksu orbitalnego w przestrzeni osi —y w kierunku środka Ziemi i osi +x (silnikiem) w kierunku wektora prędkości; jest to tzw. orientacja orbitalna. Następnie załoga realizuje operację odłączania statku Sojuz od kompleksu orbitalnego Salut-Sojuz. Podczas tego samego okrążenia załoga, po spożyciu obiadu, przygotowuje skafandry do użycia, dokonując jednocześnie sprawdzenia ich szczelności. Po tej czynności załoga wolno odsłonić przezroczystą osłonę hełmu, natomiast nie przewiduje się zdjęcia rękawic.

W trakcie 16, ostatniego okrążenia w strefie łączności z Ziemią załoga wykonuje zasadnicze czynności związane z lądowaniem: wprowadza dane lądowania do układów logicznych, uruchamia program lądowania (tzw. program 5a) i utrzymuje orbitalną orientację statku w przestrzeni, początkowo pionową z wykorzystaniem automatycznego systemu pracującego na zasadzie wykorzystania naturalnego promieniowania podczerwonego Ziemi oraz ręcznej orientacji kursowej (silnikiem w kierunku zgodnym z wektorem prędkości). Kiedy statek znajduje się w cieniu Ziemi, wówczas jego orientację wg kursu utrzymuje się na podstawie wskazań systemu orientacji jonowej (pochylenie i kurs), która zapewnia także automatyczną stabilizację statku. Prawidłowość przeprowadzenia orientacji statku kontroluje się dodatkowo na podstawie aktualnego położenia Słońca lub gwiazd. Możliwe jest także wykorzystanie w nocy specjalnego przyrządu noktowizyjnego (PGN). Po wejściu statku na oświetloną część orbity, orientację kontroluje się wizualnie za pomocą specjalnego wizjera optycznego WSK, który zapewnia określenie położenia z dokładnością 3° w stosunku do horyzontu Ziemi i 5° wg kierunku lotu.

Położenie statku stabilizowane jest częściowo automatycznie (pochylenia i przechylenia), natomiast kurs statku utrzy-

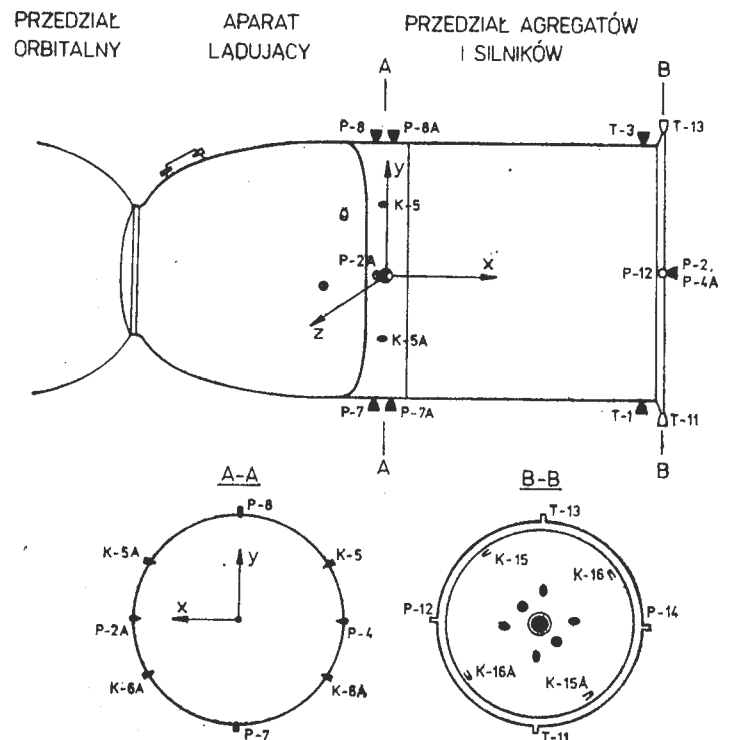
mywany jest ręcznie. Specjalne żyroskopowe czujniki określają prędkości kątowe wg trzech osi statku z dokładnością $0,01^\circ/s$.

Dokładność zorientowania statku w przestrzeni w momencie włączenia silnika głównego na hamowanie ma wpływ na dokładność lądowania, np. odchylenie od kursu o 5° powoduje powstanie błędu do 50 km.

Na 1 min przed włączeniem silnika głównego, tj. w 69 min programu 5a, załoga włącza do pracy główny zespół żyroskopowy, który wypracowuje dane do podtrzymania orientacji bezwładnościowej (statek utrzymuje nie zmienioną pozycję w przestrzeni w stosunku do gwiazd) z dokładnością do $0,25^\circ$. Załoga kontroluje przemieszczanie się horyzontu Ziemi w wizjerze optycznym WSK, obserwując jakby pozorne pochylenie się statku do przodu z prędkością równą prędkości orbitalnej ($4^\circ/min$).

Po upływie 1 min, czyli w 70 min programu lądowania, załoga włącza silnik główny (marszowy) ręcznie oraz kontroluje jego pracę i pracę pozostałych urządzeń. Czynność tę przeprowadza się poza strefą łączności radiowej w odległości $10 \div 12$ tys. km od planowanego miejsca lądowania. Czas pracy silnika zostaje obliczony przez specjalistów i przeliczony na tzw. impulsy, a następnie wprowadzony przez inżyniera pokładowego do bloku cyfrowego. Podczas mojego lotu czas ten wynosił 208 s, co spowodowało zmniejszenie prędkości statku o 120 m/s. Wyłączenie silnika zabezpiecza układ automatyczny — integrator; wyłączenie automatyczne jest jednym z warunków lądowania sterowanego. Wcześniejsze wyłączenie się lub przedłużenie pracy silnika o 1 s powoduje odchylenie od planowanego miejsca lądowania o 60 km.

W czasie pracy silnika, aż do momentu rozdzielania się poszczególnych części statku, utrzymywana jest orientacja bezwładnościowa na podstawie danych głównych wypracowanych w zespole żyroskopowym. Statek stopniowo zmniejsza wysokość lotu, zniżanie przebiega pod kątem ok. $2 \div 3^\circ$ w stosunku do horyzontu. Rozdzielenie następuje automatycznie na wysokości ok. 145 km w 72 min programu lądowania.

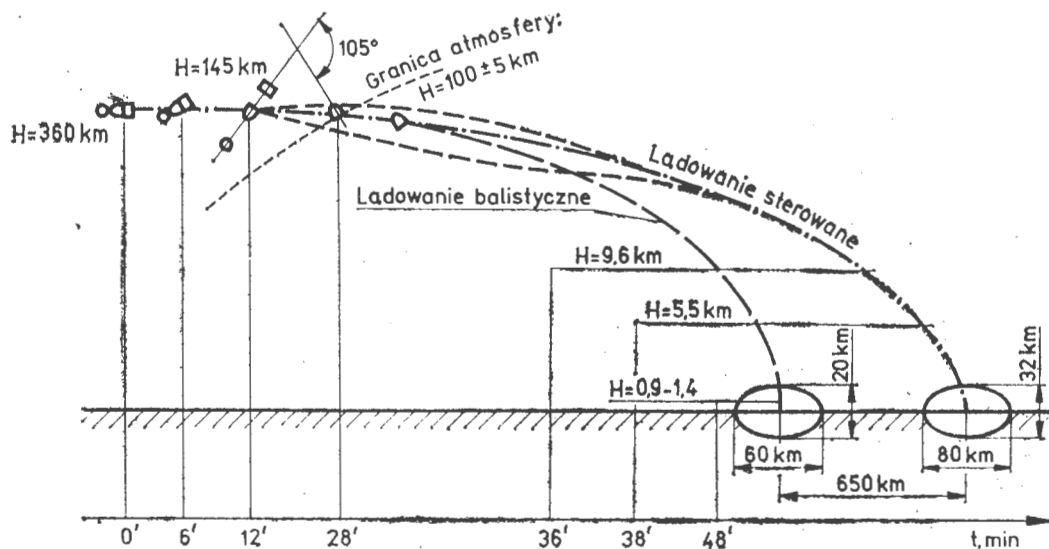


Rys. 1. Rozmieszczenie zespołu napędowego oraz silników orientacji i manewrowych statku kosmicznego Sojuz

wania, tj. 12 min od momentu włączenia silnika, w rejonie Pustyni Libijskiej. Odstrzelony zostaje przedział orbitalny i silnikowy, które później spłoną w atmosferze. Aparat lądujący pozostaje w przestrzeni, stabilizowany w nie zmienionym położeniu w stosunku do gwiazd, a względem horyzontu Ziemi pochylony do przodu o 48° (wynika to z ruchu po orbicie). W przypadku nierozdzielenia się przedziałów powrotny sygnał rozdzielenia wypracowują czujniki termiczne. Następuje to na wysokości ok. $115 \div 116$ km od powierzchni Ziemi, kiedy wskutek tarcia cząsteczek atmosfery temperatura konstrukcji wzrasta ponad 125°C .

Siłę nośną wytwarza strumień opływający aparat początkowo z prędkością odpowiadającą $Ma = 27 \div 30$, która sukcesywnie maleje aż do wartości $Ma = 0,6$ w końcowej fazie. Kierunek działania siły nośnej ustalany jest przez odpowiednie przechylenie całej kapsuły wzdłuż osi podłużnej, co wpływa na zasięg lotu.

Aparat lądujący ma dostateczny zapas stateczności. Aby zapobiec nadmiernej wędrowce środka parcia, zamontowano w tylnej części kapsuły dwie powierzchnie stabilizacyjne (spełniają one jednocześnie funkcje pokryw komór spadochronowych). Dzięki takiemu rozwiązaniu kąt wyważenia



Rys. 2. Przebieg trajektorii lądowania statku Sojuz

Po rozdzieleniu statku na poszczególne elementy włączony zostaje system orientacji kapsuły lądującej. W wyniku jego działania następuje obrót kapsuły z prędkością $0,33^\circ/\text{s}$ względem osi poprzecznej o kąt 105° , w celu ustawienia jej dnem (częścią żaroodporną) w kierunku wektora prędkości (rys. 2). Czynności te realizuje system sterowania lądowaniem (SUS).

Statki Sojuz mogą wykonywać lądowanie trzema sposobami. Sposobem zasadniczym jest **lądowanie sterowane**, dublującym — **lądowanie balistyczne**, zaś awaryjnym — **lądowanie z maksymalną doskonałością**. Dwa pierwsze sposoby służą do sprowadzenia statku z orbity, a trzeci stosuje się do awaryjnego sprowadzenia kapsuły na Ziemię w przypadku zaistnienia awarii w okresie czasu od 155 sekundy od startu aż do momentu podania końcowej komendy oddzielenia statku od rakiety nośnej minus 4 s.

Lądowanie sterowane jest lądowaniem programowym, w którym wykorzystuje się właściwości aerodynamiczne kapsuły (doskonałość 0,3). Sposób ten zapewnia lądowanie z dokładnością od obliczonego punktu ± 40 km wg odległości i ± 16 km wg kierunku oraz z przeciążeniami w zasadzie nie przekraczającymi 4. W moim przypadku lądowanie nastąpiło w odległości 12 km od obliczonego punktu. Podczas takiego lądowania przeciążenia są rzędu $3 \div 4,5$.

W każdym momencie lądowania sterowanego po wystąpieniu niesprawności (awarii zespołów żyroskopowych systemu orientacji czy stabilizacji, niewyłączenie się silnika, niesprawność silników orientacji lub rozłączenie części statku od termoczuJNIKÓW) następuje automatyczne przejście na lądowanie sposobem balistycznym. Ponadto wszystkie lądowania wymuszone przeprowadzane w nieprzewidzianym rejonie bez względu na przyczyny, które były ich powodem, wykonuje się także sposobem balistycznym.

Podczas **lądowania balistycznego** przeciążenia są znaczne i osiągają wartość do 9, zaś dokładność lądowania zawiera się w granicach elipsy o wymiarach 60×20 km. Na całej trajektorii lądowania kapsuła stabilizowana jest ruchem obrotowym wokół osi podłużnej z prędkością $12,5^\circ/\text{s}$, czyli tym samym nie wykorzystuje się siły nośnej, co powoduje, iż oddalenie punktów przyziemienia podczas lądowania sterowanego i balistycznego wynosi 650 km.

Lądowanie awaryjne z maksymalną doskonałością charakteryzuje duża dynamika przebiegu i duże przeciążenie — do 22. Miejsce lądowania aparatu lądującego określa się w przybliżeniu na podstawie rejestracji zaistnienia awarii. Załoga orientuje się gdzie może nastąpić awaryjne lądowanie, np. jeśli awaria zaistnieje w czasie do 282 s od startu, to lądowanie odbędzie się na terenie płaskim; jeśli w czasie $282 \div 512$ s — lądowanie w górach; jeśli powyżej 512 s — lądowanie na morzu lub na oceanie; jeśli $0 \div 494$ i $510 \div 512$ s — lądowanie na terytorium ZSRR; a $494 \div 510$ s — lądowanie na terytorium Chin.

kapsuły utrzymywany jest samoczynnie w granicach $23 \div 30^\circ$, a kąt natarcia w granicach $16 \div 25^\circ$.

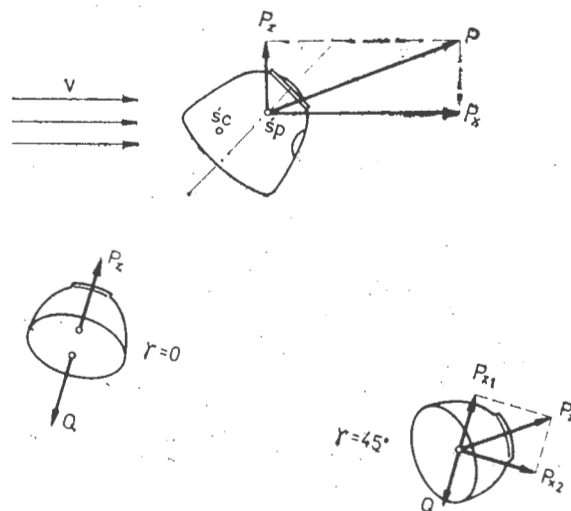
Przed wejściem w gęste warstwy atmosfery przechylenie kapsuły może być realizowane w granicach $34 \div 58,5^\circ$. Po zakończeniu zwrotu o kąt 105° względem osi poprzecznej kapsuła wykonuje zwrot na graniczny kąt przechylenia 34° i w tej pozycji pozostaje stabilizowana aż do momentu, w którym powinna (obliczeniowo) pojawić się atmosfera minus 20 s. Umowną granicę określa pojawienie się przeciążenia o wartości 0,04. Następuje to na wysokości ok. 100 ± 5 km. Nakazany czas osiągnięcia granicy atmosfery jest uprzednio wprowadzony do układów logicznych. Po porównaniu czasu obliczonego z faktycznym czasem wejścia w atmosferę następuje obrót kapsuły na odpowiedni kąt wg zasady, które określa nomogram (rys. 4b).

Tym sposobem realizowane jest sterowanie zasięgiem lotu, jednocześnie zapewnia się wejście kapsuły na obliczoną trajektorię lądowania. Kąt ten (przechylenie kapsuły) można także określić wg zależności:

$$\gamma_A = \gamma_1 - \left(0,6 - \frac{t_f - t_{obl}}{50}\right) \Delta\gamma$$

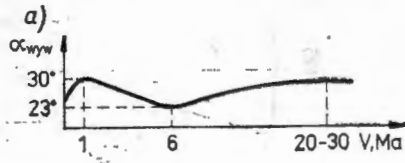
gdzie:

- t_f — faktyczny czas wejścia w atmosferę,
- t_{obl} — obliczony czas wejścia w atmosferę,
- $\gamma_1 = 58,5^\circ$,
- $\Delta\gamma = 24,5^\circ$ (zakres zmian kątów).

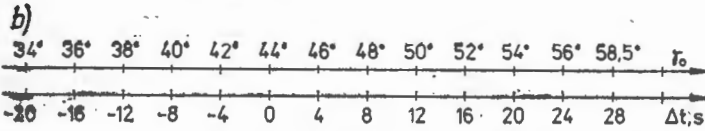


Rys. 3. Rozkład sił aerodynamicznych na powierzchni aparatu lądującego

Jeśli wejście w atmosferę nastąpi dokładnie w oznaczonym czasie, kapsuła przyjmuje wówczas kąt pochylenia równy 44° , jeśli później (z przelotem), wówczas kabina przyjmie położenie odpowiadające kątowi większemu niż 44° . W tym przypadku nastąpi pozorny spadek siły nośnej, bowiem składowa pionowa P_{z1} będzie miała mniejszą wartość niż siła nośna P_z i trajektoria lotu będzie bardziej stroma.



Rys. 4. a) przebieg zmiany kąta wyważenia aparatu lądującego w zależności od prędkości, b) nomogram

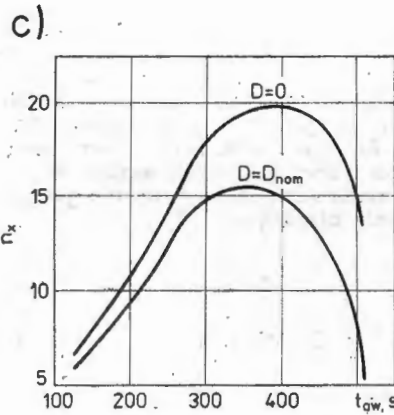
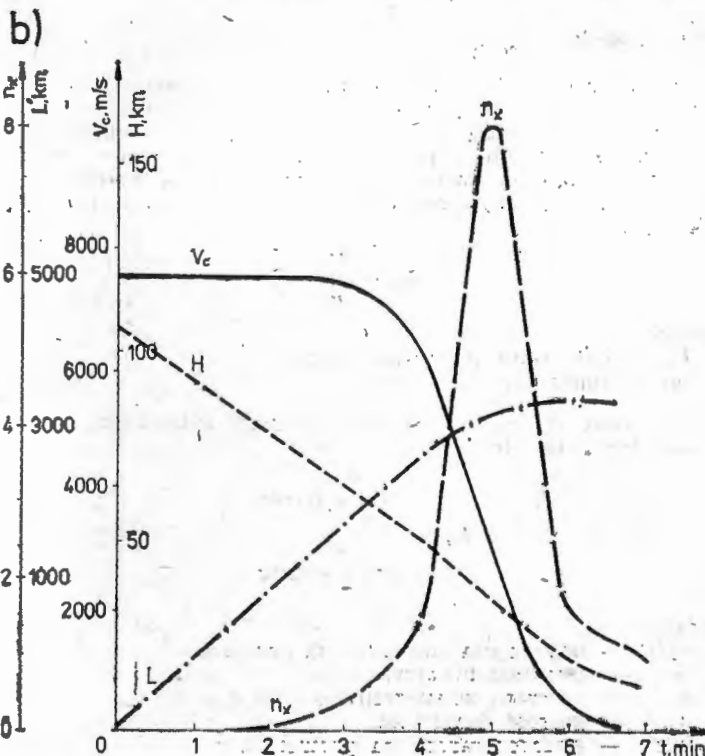
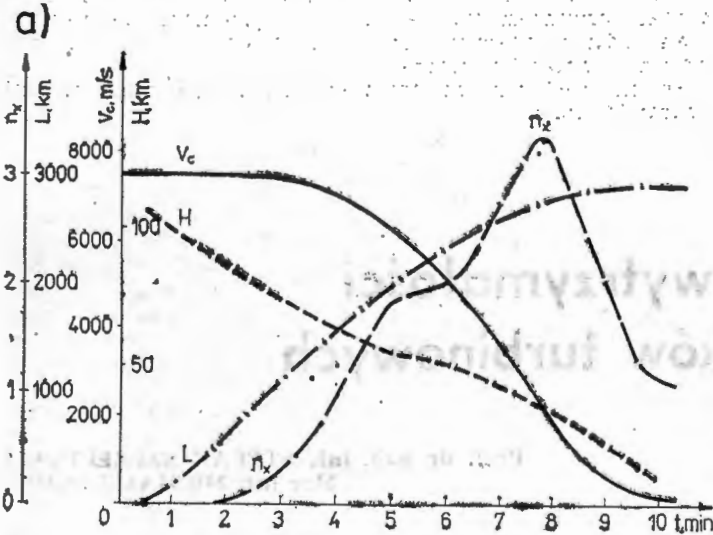


Dalsze sterowanie kapsułą realizowane jest przez porównanie przeciążenia zaprogramowanego z faktycznym. Kąt przechylenia kapsuły zmienia się wg zależności:

$$\gamma = \gamma_0 + a(n_f - n_{obl})$$

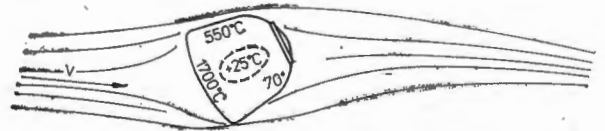
gdzie:

- γ_0 — początkowa wartość kąta przechylenia kapsuły,
- a — współczynnik przekazujący,
- n_f — przeciążenie faktyczne,
- n_{obl} — przeciążenie obliczone.



Rys. 5. a) lądowanie sterowane: n_x — przeciążenie, v_c — prędkość, H — wysokość lotu, L — odległość, t — czas; b) lądowanie balistyczne, c) lądowanie awaryjne

W czasie lotu w atmosferze, w celu zachowania obliczonej trajektorii, kapsuła może wykonywać przechylenie zajmując dowolne położenia w zakresie kątów 4° – 80° względem osi podłużnej.



Rys. 6. Rozkład temperatur na powierzchni aparatu lądującego podczas przechodzenia przez gęste warstwy atmosfery (wewnątrz kabiny $+25^\circ\text{C}$)

W momencie wejścia w atmosferę kapsuła ma dużą, stopniowo malejącą prędkość, natomiast przeciążenie stopniowo wzrasta. Zmianę parametrów lotu aparatu lądującego podczas wejścia w gęste warstwy atmosfery podczas lądowania sterowanego i balistycznego oraz awarii rakiety nośnej w czasie startu przedstawiono na rys. 5a, 5b i 5c.

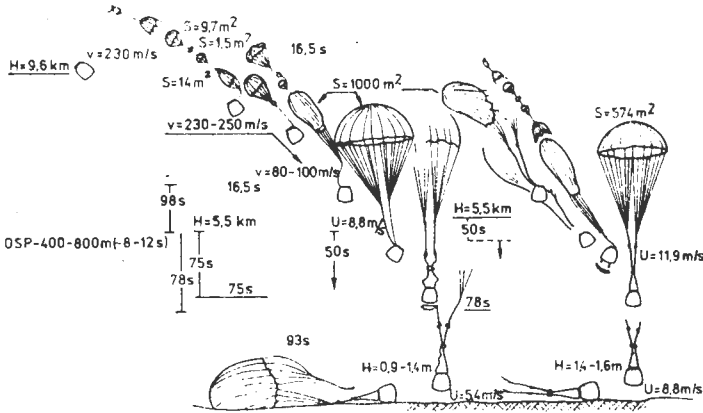
W czasie lądowania załoga kontroluje prawidłowość pracy układów automatycznych, może również w razie potrzeby wydawać komendy dublujące oraz sterujące pracą niektórych układów logicznych i mechanizmów. Ponadto utrzymuje łączność głównie w pasmie UKF. Łączność ta w momencie włączenia silnika marszowego (w rejonie pld. Atlantyku) jest jednostronna. Po minięciu równika załoga utrzymuje obustronną łączność z Centrum Kierowania Lotami, wykorzystując retranslatory umieszczone na statkach zakotwiczonych w rejonie Zatoki Gwinejskiej i na Morzu Śródziemnym. Słyszalność jest doskonała, towarzyszy jej tylko wielokrotne zanikające echo.

W rejonie Kaukazu statek wchodzi w gęste warstwy atmosfery, w iluminatorze widać rozpaloną plazmę, która stopniowo nabiera koloru płomieni. Kabina lądująca stopniowo rozgrzewa się. Iluminator, początkowo przezroczysty, zmienia barwę od jasnożółtej poprzez brąz aż do całkowitej czerni. Na tym etapie występują trudności w prowadzeniu łączności, pojawiają się maksymalne przeciążenia. Silniki systemu orientacji pracują coraz częściej. Odczuwa się początkowo silne kołysania, później drgania całej konstrukcji z częstotliwością 10 – 15 Hz. Występują trudności w mówieniu.

Na wysokości ok. 20 – 30 km przeciążenia i prędkość wyraźnie maleją, odzyskuje się łączność. Po 24 min lotu od chwili rozdzielenia statku prędkość aparatu lądującego zmniejsza się do ok. $Ma = 0,6$. Na wysokości $9,6$ km następuje odstrzelenie pokrywy pojemnika zasadniczego spadochronu, wraz z nią zostaje ściągnięta osłona pierwszego spadochronu wyciągającego o powierzchni $9,7$ m². Po jego rozwinięciu powstaje przeciążenie o wartości 6 , przy czym po wzroście obciążenia do wartości ok. 1500 daN spadochron ten urywa się. W ślad za nim do pracy wchodzi drugi spadochron wyciągający o powierzchni $1,5$ m², który wyprowadza zasadniczy spadochron hamujący o powierzchni 14 m². W ciągu $16,5$ s od chwili odstrzelenia pokrywy następuje wyhamowanie prędkości do ok. 100 m/s, po czym spadochron hamujący zostaje odrzucony.

Spadochron główny o pow. 1000 m² wyciągany jest przez niewielki ($1,5$ m²) pilocik. W czasie 8 – 12 s następuje całkowite wypełnienie spadochronu głównego, po czym prędkość opadania ustala się do wartości $8,8$ m/s. Kapsuła opada na spadochronie początkowo podwieszona niesymetrycznie. Po osiągnięciu wysokości $5,5$ km w czasie następnych 50 s następuje kontrolny pomiar prędkości opadania; jeśli jej wartość przekracza $18,3$ m/s (np. ze względu na uszkodzenie czaszy), następuje odstrzelenie spadochronu głównego i wprowadzenie do pracy spadochronu zapasowego (pow. 574 m²).

Czynności te przebiegają bez udziału załogi. Po 75 s opadania z wysokości 5,5 km zostaje odrzucona spodnia osłona termiczna, podwieszenie kapsuły zmienia się na symetryczne, zostają otwarte zawory upustu paliwa z układu sterowania lądowaniem, ciśnienie sprężonych gazów różnych instalacji zostaje obniżone do ciśnienia atmosferycznego, następuje rozhermetyzowanie kabiny i włączenie wentylacji. Załoga prowadzi łączność na trzech częstotliwościach w zakresie KF i UKF, ponadto nadawane są sygnały dla pelenatorów oraz świetlne sygnały błyskowe.

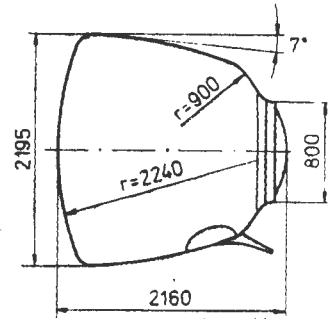


Rys. 7. Końcowy etap lądowania statku Sojuz

W celu złagodzenia uderzenia kapsuły o ziemię fotole załogi zostają pirotechnicznie odchylone o 21° od góry i oparte na amortyzatorach. Dla zapewnienia niezatapialności kapsuły, w kontenerze spadochronowym zostaje napełniona specjalna gumowa poduszka.

Czas zetknięcia się z ziemią załoga określa w przybliżeniu na podstawie wskazań ręcznego wysokościomierza, zaś do-

kładne dane o miejscu przyziemienia podają piloci patrolujących śmigłowców, którzy utrzymują łączność radiową i kontakt wzrokowy z opadającym na spadochronie aparatem lądującym.



Rys. 8. Podstawowe dane i wymiary aparatu lądującego

Q na orbicie: 2820 kg
Q po wylądowaniu: 2100 kg

Na sygnał izotopowego wysokościomierza na wysokości $1,4 \div 0,9$ m od powierzchni gruntu zostają uruchomione cztery prochowe silniki rakietowe (tzw. silniki miękkiego lądowania o ciągu po 1550 daN), które zmniejszają pionową prędkość zetknięcia się kapsuły z ziemią do 5,4 m/s. Przyziemienie kabiny jest wyraźnie odczuwalne przez załogę. Natychmiast po przyziemieniu dowódca odstrzeliwuje ręcznie jedną szelkę spadochronową, aby zapobiec ciągnięciu kabiny przez wiatr, a następnie załoga wykonuje pozostałe czynności związane z koniecznością nawiązania łączności i ułatwienia pracy grupom poszukiwawczo-ratowniczym, a także czynności mające na celu zapewnienie bezpieczeństwa ludziom znajdującym się na zewnątrz i nie obeznanym z techniką kosmiczną.

Po ok. $6 \div 7$ min od przyziemienia załoga może opuścić aparat lądujący.

Próba optymalizacji masy i wytrzymałości tarcz nośnych wirników silników turbinowych

Prof. dr hab. inż. STEFAN SZCZECIŃSKI
Mgr inż. MICHAŁ ŁAGOSZ

W współczesnych silnikach turbinowych stosuje się różnorodne rozwiązania konstrukcyjne, które powinny, oprócz dostatecznej wytrzymałości, zapewnić wymaganą sztywność i minimalną masę konstrukcji. Z praktyki obliczeniowej wynika, że nie jest to zadanie łatwe ze względu na znaczne obciążenia powodowane działaniem przyspieszeń dośrodkowych oraz obciążeniami cieplnymi. Tarcza nośna zespołu wirnikowego jest zasadniczym elementem nośnym, stąd też wynika konieczność dokładnej znajomości działających sił oraz szczegółowych obliczeń wytrzymałościowych. Na rys. 1 pokazano konstrukcję wirnika jednostopniowego wentylatora silnika dwuprzepływowego M45H. Stopień wentylatorowy stanowi wspólny zespół ze sprężarką niskiego ciśnienia. Ze względu na dużą masę łopatek wentylatora i wiążące się z tym duże siły odśrodkowe tarcza nośna tego stopnia jest stosunkowo gruba ($100 \div 120$ mm), lecz mając duży otwór centralny przyjmuje postać pierścienia. Zastosowanie lżejszych materiałów konstrukcyjnych, w tym także tworzyw sztucznych, umożliwi zmniejszenie masy całego zespołu, również przez zastosowanie konstrukcji bębnowej. Rys. 2 przedstawia zespół turbinowy silnika odrzutowego J57, w którym również zastosowano względnie cienkie tarcze nośne z otworami centralnymi. Tarcza turbiny wysokiego ciśnienia ma zdecydowanie większą grubość, co jest wynikiem zarówno większej prędkości obrotowej, jak również większego promienia otworu centralnego.

Celem przedstawionych przykładów form konstrukcyjnych jest wykazanie potrzeby dokonania pewnych analiz umożliwiających zrealizowanie konstrukcji optymalnej pod względem wytrzymałości, sztywności i lekkości konstrukcji.

Uwagi ogólne

W analizie optymalnego wykorzystania materiału w tarczach zespołów wirnikowych wygodnie posługiwać się wielkością określoną jako stosunek iloczynu średnich naprężeń zastępczych i powierzchni tarczy, a więc całkowitego obciążenia tarczy, do masy tarczy. Wielkość ta nazywana jest stopniem wykorzystania materiału i wyraża się zależnością:

$$k_w = \frac{V_{\sigma_z}}{m_t} \quad (1)$$

gdzie:

V_{σ_z} — całkowite obciążenie tarczy,
 m_t — masa tarczy.

Zależność (1) można wyrazić wzorami całkowitymi, wówczas otrzymuje się:

$$k_w = \frac{2\pi \int_0^R \sigma_z(r) r dr}{2\pi \rho \int_0^R b(r) r dr} \quad (2)$$

gdzie:

$\sigma_z(r)$ — naprężenia zastępcze na promieniu r ,
 r — promień bieżący,
 R — promień zewnętrzny tarczy,
 ρ — gęstość materiału,
 $b(r)$ — grubość tarczy na promieniu r .

W niniejszej analizie przyjęto jako model obliczeniowy tarczę o stałej grubości, więc zależność (2) przyjmuje prostszą postać:

$$k_w = \frac{2\pi \int_0^R \sigma_z(r) r dr}{\pi \rho b (R^2 - R_0^2)} \quad (3)$$

gdzie:

R_0 — promień otworu centralnego.

Występującą we wzorze (3) całkę można dla celów obliczeniowych zastąpić skończonym sumowaniem:

$$k_w = \frac{2\pi \sum_{i=1}^n \sigma_{zi} r_i \Delta r_i}{\pi \rho b (R^2 - R_0^2)} \quad (4)$$

W celu ułatwienia obliczeń wygodnie jest sprowadzić proces obliczeniowy do wielkości względnych. Masę tarczy odniesiono do masy tarczy bez otworu otrzymując:

$$\bar{m}_i = \frac{m_i}{m_0} = \frac{\pi \rho b (R^2 - R_0^2)}{\pi \rho b R^2} = 1 - \frac{R_0^2}{R^2} = 1 - \bar{R}_0^2 \quad (5)$$

Licznik zależności (4) można odnieść do całkowitego obciążenia dopuszczalnego wyrażonego jako:

$$V_{\sigma_0} = \pi \sigma_{dop} R^2 \quad (6)$$

przy czym naprężenia dopuszczalne można przedstawić w postaci iloczynu:

$$\sigma_{dop} = k \sigma_0 \quad (7)$$

gdzie:

k — stały współczynnik liczbowy zależny od rodzaju obciążenia tarczy,

σ_0 — wartość charakterystyczna dla danego rodzaju obciążenia.

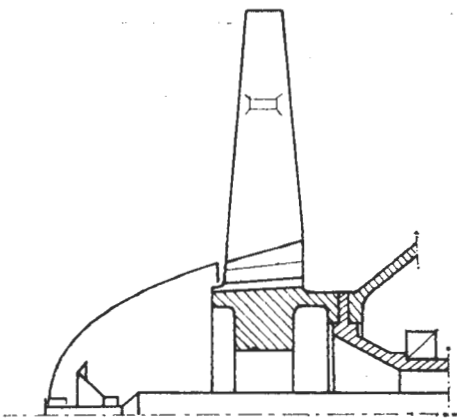
Wielkość σ_0 określana jest w następujący sposób:

$$\sigma_0 = \begin{cases} \frac{Ea\Delta R_R}{3} & \text{dla obciążeń cieplnych przy liniowym rozkładzie temperatury,} \\ \frac{Ea\Delta T_R}{4} & \text{dla obciążeń cieplnych przy parabolicznym rozkładzie temperatury.} \end{cases}$$

Uwzględniając zależność (6), (7) i (4) otrzymuje się:

$$\bar{V}_{\sigma_z} = \frac{V_{\sigma_z}}{V_{\sigma_0}} = \frac{2\pi \sum_{i=1}^n r_i \sigma_{zi} \Delta r_i}{\pi k R^2 \sigma_0} = \frac{1}{k} \sum_{i=1}^n \bar{r}_i \sigma_{zi} \Delta r_i \quad (8)$$

Otrzymane zależności (5) i (8) wprowadzono do (1) otrzymując zależność, którą posłużono się do wyznaczenia przebiegu stopnia wykorzystania materiału w funkcji promienia otworu centralnego w tarczy.

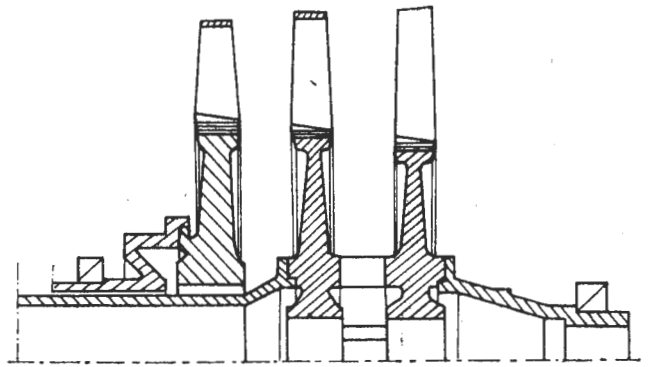


Rys. 1. Wentylatorowy stopień sprężarki silnika dwuprzepływowego Bristol Siddeley SNEC-MA M45H

Tarcza obciążona siłami masowymi

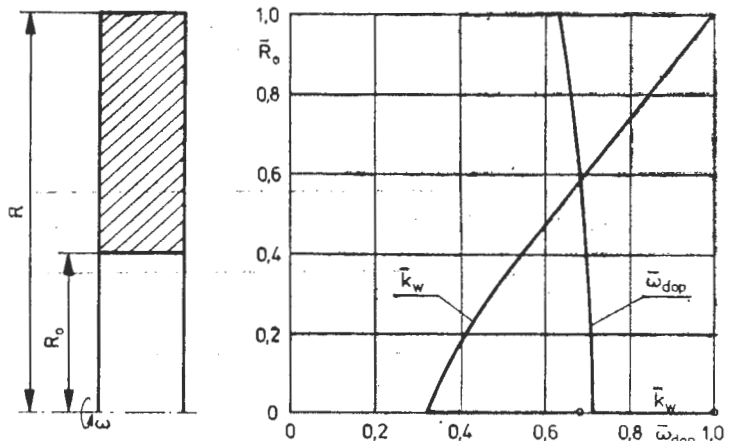
Obliczenia przeprowadzono przyjmując, że naprężenia dopuszczalne materiału tarczy są równe maksymalnym naprężeniom zastępczym w tarczy o stałej grubości bez otworu $\sigma_{dop} = \sigma_{z \max}$. Oznacza to, że w przypadku wykonania otworu centralnego należy tak ograniczyć czynnik powodujący obciążenie, w tym przypadku prędkość obro-

tową (kątową), aby maksymalne naprężenia zastępcze w tarczy nie przekroczyły naprężeń dopuszczalnych. Zachowanie tego warunku będzie przyczyną zmian dopuszczalnej prędkości obrotowej. Przebieg względnego stopnia wykorzystania materiału w zależności od promienia otworu centralnego przedstawia wykres na rys. 3.



Rys. 2. Zespół turbinowy silnika odrzutowego Pratt Whitney J57

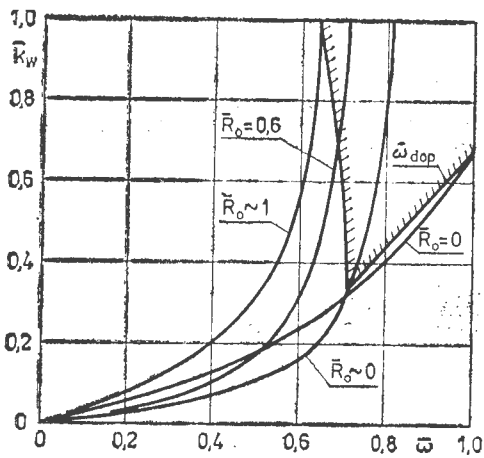
Tarcza bez otworu ma względny stopień wykorzystania materiału $\bar{k}_w \approx 0,68$. Wprowadzenie niewielkiego otworu centralnego powoduje spadek względnego stopnia wykorzystania materiału do wartości $\bar{k}_w \approx 0,33$. Powiększenie promienia otworu prowadzi do wzrostu stopnia wykorzystania materiału, który osiąga wartość odpowiadającą tar-



Rys. 3. Zależność stopnia wykorzystania materiału od prędkości kątowej tarczy obciążonej siłami masowymi

czy bez otworu przy względnym promieniu otworu $\bar{R}_0 \approx 0,6$. Powyżej tej wartości stopień wykorzystania materiału osiąga większe wartości, przy czym najwyższy stopień wykorzystania materiału ma wirujący bęben. Na rys. 3 zaznaczono również przebieg dopuszczalnej prędkości kątowej ω zależnej od promienia otworu centralnego.

Na wykresie wyraźnie zaznacza się ograniczenie prędkości dopuszczalnej, spowodowane wprowadzeniem niewielkiego otworu. Spadek ten sięga blisko 30%. Wzrost promienia otworu centralnego powoduje spadek dopuszczalnej prędkości obrotowej tarczy, przy czym powyżej względnego promienia otworu $\bar{R}_0 \approx 0,4$ spadek ten jest intensywniejszy i dla wirującego bębna osiąga 36% w odniesieniu do tarczy bez otworu. Powyższe zależności można ująć w postaci jednego wykresu (rys. 4), na którym pokazano bezpośrednią zależność stopnia wykorzystania materiału od prędkości kątowej tarczy ω dla różnych promieni otworu centralnego. Linie o kształcie parabolicznym wyznaczają przebieg stopnia wykorzystania materiału dla zadanego promienia otworu centralnego. Oczywisty jest fakt, że stopień wykorzystania materiału maleje do zera wraz ze zmniejszaniem się prędkości obrotowej. Natomiast wzrost tej prędkości jest ograniczony dopuszczalną jej wartością wynikającą z warunku $\sigma_{z \max} = \sigma_{dop}$, co pokazano na wykresie. Wpływ prędkości obrotowej na stopień wykorzystania materiału jest bardzo duży przy prędkościach zbliżonych do dopuszczalnych. Np. dla tarczy z otworem $\bar{R}_0 = 0,8$ spadek prędkości o 5% poniżej wartości dopuszczalnej powoduje spadek stopnia wykorzystania materiału o 30%. Spadek ten jest intensywniejszy dla tarcz o względnie dużych promieniach otworu centralnego.

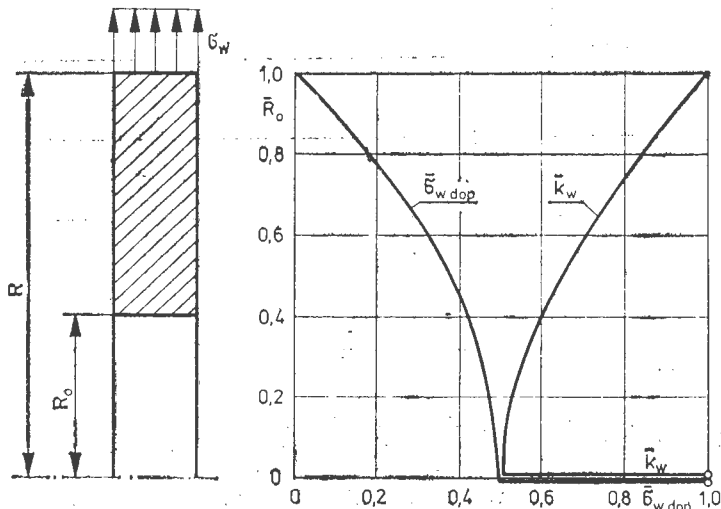


Rys. 4. Zależność stopnia wykorzystania materiału i dopuszczalnej prędkości kątowej dla różnych promieni otworu centralnego w tarczy obciążonej siłami masowymi

Z przedstawionych wykresów wynika, że najkorzystniejszą formą konstrukcyjną wirującego elementu obciążonego jedynie siłami masowymi jest cienkościenny bęben, gdyż spełnia on wymaganie możliwie małej masy przy względnie wysokim stopniu wykorzystania materiału. Jediną niedogodnością jest występujące w przypadku wirującego bębna ograniczenie dopuszczalnej prędkości obrotowej. Tarcze o względnie małych otworach lub bez otworów, choć mają większe prędkości dopuszczalne, mają jednak zdecydowanie większą masę.

Tarcza z obciążeniem wieńcowym

Podobnie jak w poprzednim przypadku, obliczenia przeprowadzono przy założeniu, że naprężenia dopuszczalne równe są maksymalnym naprężeniom zastępczym w tarczy bez otworu, a te równe są obciążeniu wieńcowemu, co



Rys. 5. Zależność stopnia wykorzystania materiału i dopuszczalnego obciążenia wieńcowego tarczy

wyrażone jest równaniem: $\sigma_{dop} = \sigma_{z max} = \sigma_w$. Przyjęto również, że naprężenia zastępcze w tarczy z otworem nie będą przekraczały naprężeń dopuszczalnych, co będzie można uzyskać przez zmianę obciążenia wieńcowego.

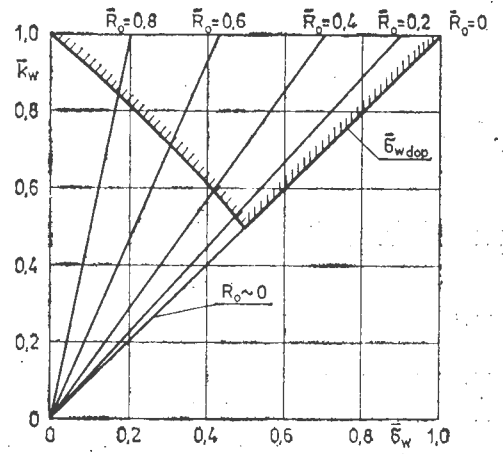
Przebieg stopnia wykorzystania materiału w zależności od promienia otworu centralnego przedstawiono na rys. 5. Na wykresie wyraźnie zaznacza się wpływ wprowadzenia niewielkiego otworu, gdyż stopień wykorzystania materiału maleje od wartości $\bar{k}_w = 1$ do wartości $\bar{k}_w \approx 0,5$. Powiększenie promienia otworu centralnego powoduje wzrost stopnia wykorzystania materiału, który osiąga wartość maksymalną dla cienkościennego bębna. Natomiast dopuszczalne obciążenie wieńcowe $\sigma_{w dop}$ podlega następującym zmianom: największą wartość obciążenia wieńcowego przenosi tarcza bez otworu, wprowadzenie niewielkiego otworu powoduje konieczność zmniejszenia obciążenia wieńcowego o 50%, powiększenie otworu centralnego prowadzi do dalszego spadku dopuszczalnego obciążenia wieńcowego, które dla cienkościennego bębna jest najmniejsze. Rys. 6 przedstawia zależność stopnia wykorzystania materiału od obciążenia wieńcowego dla różnych promieni otworu centralnego. Zależność ta jest liniowa dla $\bar{k}_w = const$, przy czym nachylenie prostych zależy od wielkości promienia otworu centralnego. Im większy jest promień otworu, tym bardziej stromy jest przebieg stop-

nia wykorzystania materiału. Wzrost obciążenia wieńcowego jest możliwy tylko do jego wartości dopuszczalnej, którą pokazano na rysunku.

Wybór formy konstrukcyjnej jest alternatywny, a warunkuje go wielkość obciążenia wieńcowego. Jeśli obciążenie jest względnie małe, można stosować tarcze o względnie dużych otworach, jeśli natomiast obciążenie wieńcowe jest względnie duże, zaleca się stosować tarcze bez otworu.

Tarcza obciążona nierównomiernym nagraniem

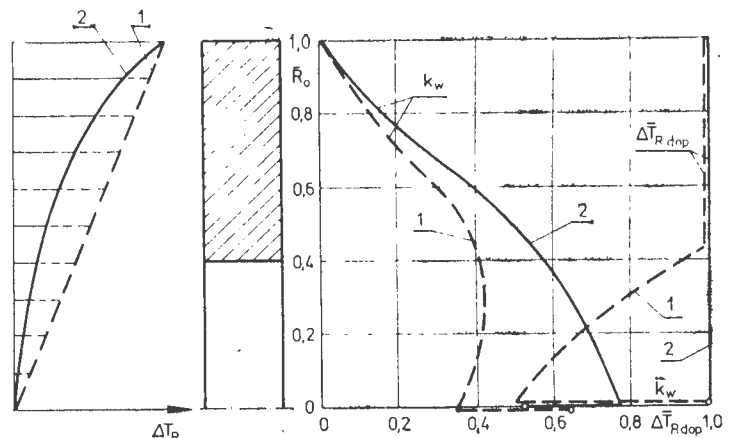
Przyjęto granicę naprężeń dopuszczalnych równą maksymalnym naprężeniom zastępczym w tarczy bez otworu, wprowadzono również względny gradient temperatury ΔT_R , odniesiony do maksymalnego gradientu temperatury w tarczy bez otworu. Pojęcie maksymalnego gradientu temperatury oznacza taki gradient w tarczy bez otworu, przy którym maksymalne naprężenia zastępcze osiągną wartość naprężeń dopuszczalnych. Przyjęto warunek, że



Rys. 6. Zależność stopnia wykorzystania materiału od obciążenia wieńcowego dla różnych promieni otworu centralnego

dopuszczalny gradient temperatury w tarczy z otworem nie może przekraczać maksymalnego gradientu temperatury w tarczy bez otworu. Przebieg stopnia wykorzystania materiału w tarczy obciążonej nierównomiernym nagraniem w zależności od promienia otworu centralnego przedstawia wykres na rys. 7.

Przy liniowo zmiennej temperaturze (linia 1) najwyższy względny stopień wykorzystania materiału wynoszący $\bar{k}_w \approx 0,69$ ma tarcza bez otworu. Wprowadzenie niewielkiego otworu powoduje 50% spadek stopnia wykorzystania materiału, zaś powiększanie promienia otworu centralnego powoduje początkowy wzrost wykorzystania materiału, który osiąga lokalne maksimum wynoszące $\bar{k}_w \approx 0,43$ dla promienia otworu $\bar{R}_o \approx 0,3$. Dalsze powiększanie promienia otworu powoduje spadek stopnia wykorzystania materiału i dla cienkościennego bębna osiąga on wartość bliską zero. Zupełnie odmienny przebieg ma stopień wykorzystania materiału tarczy o rozkładzie temperatury paraboli wg drugiego stopnia (linia 2). Tarcza bez otworu ma względny stopień wykorzystania materiału

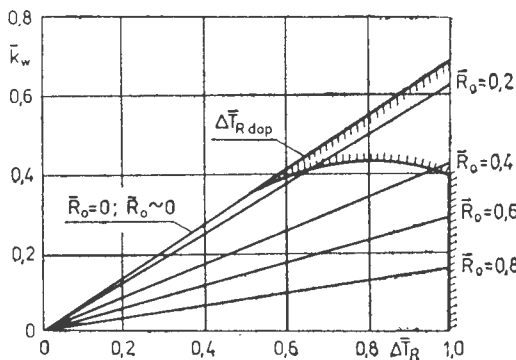


Rys. 7. Zależność stopnia wykorzystania materiału i dopuszczalnego gradientu temperatury od promienia otworu centralnego w tarczy obciążonej nierównomiernym nagraniem: 1 - liniowo zmiennej, 2 - wg paraboli drugiego stopnia

równy $\bar{k}_w \approx 0,53$, natomiast wykonanie niewielkiego otworu powoduje wzrost stopnia wykorzystania materiału, który osiąga w tym przypadku wartość maksymalną równą $\bar{k}_w \approx 0,78$. Dalsze powiększenie promienia otworu central-

nego powoduje spadek stopnia wykorzystania materiału. Na rys. 7 naniesiono również przebieg dopuszczalnego gradientu temperatury $\Delta \bar{T}_{R \text{ dop}}$. Jeśli rozkład temperatury jest paraboliczny (linia 2), nie występują żadne ograniczenia, natomiast w przypadku liniowego rozkładu temperatury (linia 1) występuje dość poważne ograniczenie. Wykonanie niewielkiego otworu powoduje zmniejszenie dopuszczalnego gradientu o 50% w odniesieniu do tarczy bez otworu. Powiększanie promienia otworu centralnego prowadzi do wzrostu dopuszczalnego gradientu temperatury i dla promienia otworu $\bar{R}_o \approx 0,43$ osiąga on wartość równą dopuszczalnemu gradientowi temperatury w tarczy bez otworu. Powyżej tego promienia gradient pozostaje stały. Przebieg stopnia wykorzystania materiału i dopuszczalnego gradientu temperatury, jeśli rozkład temperatury jest liniowo-zmienny, można przedstawić w postaci bezpośredniej zależności (wykres na rys. 8). Przedstawiono na nim wpływ względnego gradientu temperatury na stopień wykorzystania materiału dla zadanych promieni otworu centralnego. Wzrost stopnia wykorzystania materiału jest ograniczony dopuszczalnym gradientem temperatury $\Delta \bar{T}_{R \text{ dop}}$. W przypadku parabolicznego rozkładu temperatury nie występuje takie ograniczenie, a charakter zmian stopnia wykorzystania materiału jest analogiczny, co ilustruje rys. 9a.

Reasumując, należy podkreślić, że konstrukcyjne kształtowanie tarczy o stałej grubości obciążonej nierównym jej nagrzaniem powinno dawać tarczy o względnie dużych otworach, mimo iż w takim przypadku uzyskuje się niewielki stopień wykorzystania materiału. Jednak w przy-



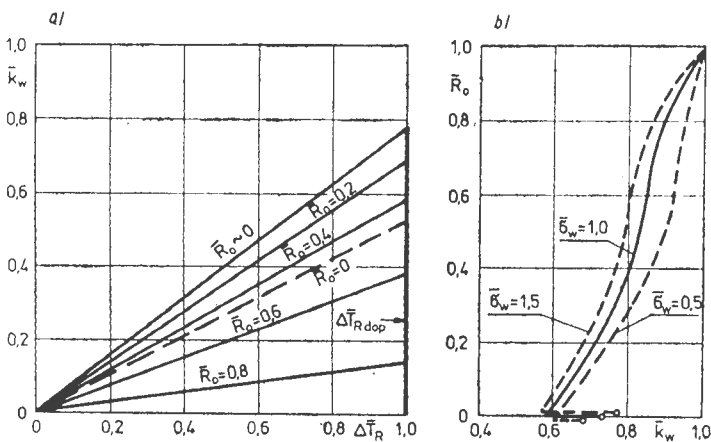
Rys. 8. Zależność stopnia wykorzystania materiału od gradientu temperatury dla różnych promieni otworu centralnego w tarczy nagrzanej liniowo zmiennie

padku lotniczych maszyn wirnikowych wskazane jest zapewnienie możliwie małej masy tarczy.

Tarcza obciążona siłami masowymi, obciążeniem wiencowym i nierównomiernym nagrzaniem

Do analizy przyjęto model tarczy o stałej grubości obciążonej siłami masowymi, obciążeniem wiencowym i nierównomiernym rozkładem temperatury wzdłuż promienia według paraboli drugiego stopnia. Wielkość obciążenia wiencowego i obciążeń cieplnych wyrażono jako:

$$\sigma_w = \bar{\sigma}_w \cdot \varrho u^2; \quad \frac{Ea\Delta T_R}{4} = \bar{\sigma}_T \cdot \varrho u^2$$



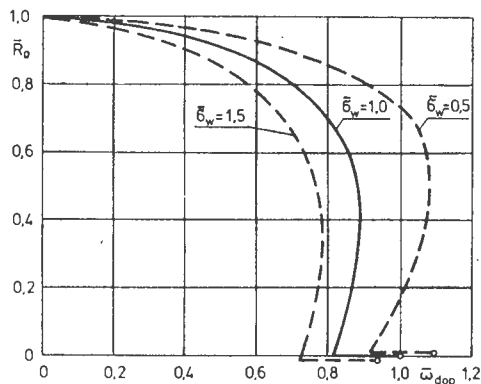
Rys. 9. Zależność stopnia wykorzystania materiału od: a — gradientu temperatury dla różnych promieni otworu w tarczy nagrzanej wg paraboli drugiego stopnia, b — promienia otworu centralnego w tarczy obciążonej siłami masowymi, obciążeniem wiencowym i nierównomiernym nagrzaniem wg paraboli drugiego stopnia

gdzie:

$\bar{\sigma}_w$ — względne obciążenie wiencowe,

$\bar{\sigma}_T$ — względne obciążenie cieplne.

Oprócz tego przyjęto, że obciążenie wiencowe zmienia swoją wartość w zależności od kwadratu prędkości obro-



Rys. 10. Zależność dopuszczalnej prędkości kątowej tarczy obciążonej siłami masowymi, obciążeniem wiencowym i nierównomiernym nagrzaniem wg paraboli drugiego stopnia

towej, a więc ograniczenie prędkości obrotowej będzie powodowało zmniejszenie sił masowych samej tarczy i obciążeń wiencowych. Założono także, że względne obciążenie termiczne pozostaje stałe i wynosi $\bar{\sigma}_T = 1$. Będzie natomiast rozpatrywany stopień wykorzystania materiału w tarczy o różnych obciążeniach wiencowych.

Wykres na rys. 9b przedstawia zależność stopnia wykorzystania materiału od promienia otworu centralnego. Jeśli względne obciążenie stanowi 100% maksymalnych obciążeń wiencowych ($\bar{\sigma}_w = 1$), to przebieg stopnia wykorzystania materiału jest następujący: dla tarczy bez otworu względny stopień wykorzystania materiału wynosi $k_w \approx 0,74$, wprowadzenie otworu powoduje spadek względnego stopnia wykorzystania materiału do wartości $k_w \approx 0,58$. Powiększenie promienia otworu prowadzi do wzrostu stopnia wykorzystania materiału, dla promienia otworu $R_o \approx 0,25$ osiąga on wartość równą jak dla tarczy bez otworu. Najwyższy stopień wykorzystania materiału ma cienkościenny bęben. Zmniejszenie obciążenia wiencowego o 50% ($\bar{\sigma}_w = 0,5$) prowadzi do spadku stopnia wykorzystania materiału w tarczy bez otworu ($k_w = 0,69$). Wprowadzenie niewielkiego otworu centralnego prowadzi do spadku stopnia wykorzystania materiału, lecz jest on wyższy niż w tarczy o identycznych wymiarach przy względnym obciążeniu wiencowym $\bar{\sigma}_w = 1$. Dalszy przebieg stopnia wykorzystania materiału jest analogiczny jak w poprzednim przypadku, jednak wartości te są większe przeciętnie o 8%. Przy wzroście obciążenia wiencowego o 50% ($\bar{\sigma}_w = 1,5$) uzyskuje się wzrost stopnia wykorzystania materiału dla tarczy bez otworu. Wprowadzenie otworu centralnego i jego powiększanie prowadzi do zmian jakościowo podobnych jak w przypadku, gdy $\bar{\sigma}_w = 1,0$, lecz następuje ogólny spadek wartości stopnia wykorzystania materiału średnio o 6%.

Istotną informację daje przebieg dopuszczalnej prędkości kątowej w zależności od promienia otworu centralnego (rys. 10). Widać bowiem, że zmiana obciążenia wiencowego powoduje zdecydowanie większe zmiany prędkości kątowej niż stopnia wykorzystania materiału. Jeśli względne obciążenie wiencowe wynosi $\bar{\sigma}_w = 1,0$, wprowadzenie niewielkiego otworu centralnego prowadzi do ograniczenia prędkości dopuszczalnej o ok. 20%. Powiększenie promienia otworu centralnego prowadzi do początkowego wzrostu prędkości dopuszczalnej, która osiąga lokalne maksimum dla promienia otworu $\bar{R}_o \approx 0,4$ stanowiące 89% wartości prędkości dopuszczalnej dla tarczy bez otworu. Zmniejszenie obciążenia wiencowego o 50% ($\bar{\sigma}_w = 0,5$) powoduje ogólny wzrost dopuszczalnej prędkości kątowej o ok. 9% dla promieni otworu mniejszych od $\bar{R}_o \approx 0,25$ i ok. 18% dla promieni większych. Pod względem jakościowym przebieg ten jest analogiczny jak w przypadku $\bar{\sigma}_w = 1,0$. Jeśli zwiększy się obciążenie wiencowe o 50% ($\bar{\sigma}_w = 1,5$) przy promieniu z początkową wartością, ponownie otrzymuje się jakościowo podobny przebieg, przy czym następuje ogólny (~15%) spadek prędkości dopuszczalnej.

Z przedstawionych przebiegów wynikają pewne wskazówki konstrukcyjne. Największą dopuszczalną prędkości obrotową i względnie wysoki stopień wykorzystania materiału ma tarcza bez otworu. Takie tarcze mogą być stosowane w zespołach wirnikowych, w których nie obowiąz-

zuje warunek minimalizacji masy. Ponieważ jest to jeden z podstawowych warunków w konstrukcjach lotniczych, możliwe są rozwiązania kompromisowe. Wskazane jest stosowanie tarcz o względnych promieniach otworów zawierających się w przedziale $R_o \cong 0,3-0,7$, gdyż wówczas przy stosunkowo wysokim stopniu wykorzystania materiału i względnie dużej dopuszczalnej prędkości obrotowej osiąga się możliwie niską masę tarczy.

Przykłady

Można przedstawić praktyczne wykorzystanie ww. wykresów do optymalizacji masy i wytrzymałości tarczy o stałej grubości. W tym celu rozwiązano kilka przypadków wyboru wymiarów tarczy dla zadanych warunków pracy.

● Tarcza o promieniu $R = 20$ cm wiruje z prędkością kątową $\omega = 850$ 1/s. Stałe materiałowe: $\rho = 0,8 \cdot 10^{-2}$ kg/cm³, $\sigma_{dop} = 2000$ daN/cm²:

— dopuszczalną prędkość kątową określa się z równania:

$$\sigma_{dop} = \sigma_{zmax} = 0,41 \rho \omega_{dop}^2 \cdot R^2$$

$$\omega_{dop} = \sqrt{\frac{\sigma_{dop}}{0,41 \cdot \rho \cdot R^2}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 10^8}{0,41 \cdot 8 \cdot 10^3 \cdot 0,2^2}} = 1235 \frac{1}{s}$$

— względna prędkość wirowania

$$\bar{\omega} = \frac{\omega}{\omega_{dop}} = \frac{850}{1235} = 0,69$$

— z wykresu na rys. 3 odczytano dla $\bar{\omega} = 0,69$

$$\bar{R}_o = 0,5; \bar{k}_w = 0,61$$

— promień otworu

$$R_o = R \cdot \bar{R}_o = 20 \cdot 0,5 = 10 \text{ cm}$$

Z wykresu na rys. 4 wynika, że wyznaczone wymiary tarczy są optymalne ze względu na wykorzystanie materiału. Większy promień otworu spowodowałby przekroczenie naprężeń dopuszczalnych, natomiast mniejszy promień obniżyłby stopień wykorzystania materiału i zdecydowanie powiększyłby masę tarczy.

● Tarcza o promieniu zewnętrznym $R = 20$ cm jest obciążona obciążeniem wieńcowym o wartości $\sigma_w = 1500$ daN/cm². Materiał tarczy charakteryzują naprężenia dopuszczalne $\sigma_{dop} = 5000$ daN/cm²:

— względne naprężenie wieńcowe

$$\bar{\sigma}_w = \frac{\sigma_w}{\sigma_{dop}} = \frac{1500}{5000} = 0,3$$

— z wykresu na rys. 5 dla $\bar{\sigma}_w = 0,3$ odczytano

$$\bar{R}_o = 0,63; \bar{k}_w = 0,72$$

— promień otworu w tarczy

$$R_o = R \cdot \bar{R}_o = 20 \cdot 0,63 = 12,6 \text{ cm}$$

Z wykresu na rys. 6 wynika, że znaleziony promień otworu jest wartością optymalną, gdyż powyżej tej wartości zostaną przekroczone naprężenia dopuszczalne, natomiast mniejszy promień otworu zwiększyłby masę tarczy

obniżając jednocześnie stopień wykorzystania materiału. Należy zwrócić uwagę, że w przypadku, gdy σ_w stanowiłoby większą wartość niż $0,5 \sigma_{dop}$, jedynym rozwiązaniem jest tarcza bez otworu.

● Tarcza o promieniu R i stałych materiałowych: $E = 2 \cdot 10^6$ daN/cm², $\alpha = 14 \cdot 10^{-6}$ 1/deg, $\sigma_{dop} = 4500$ daN/cm² jest obciążona liniowo zmiennym rozkładem temperatury o gradientie $\Delta T_R = 300$ deg:

— maksymalny gradient temperatury w tarczy bez otworu

$$\sigma_{zmax} = \frac{E \alpha \Delta T_{Rmax}}{3} = \sigma_{dop}$$

$$\Delta T_{Rmax} = \frac{3 \sigma_{dop}}{E \cdot \alpha} = \frac{3 \cdot 4500}{2 \cdot 10^6 \cdot 14 \cdot 10^{-6}} = 482 \text{ K}$$

— względny gradient temperatury

$$\Delta T_R = \frac{\Delta T_R}{\Delta T_{Rmax}} = \frac{300}{482} = 0,62$$

Z wykresu na rys. 7 wynika, że dla $\Delta T_R = 0,62$ niemożliwe jest zastosowanie tarczy z otworem mniejszym niż $R_o \cong 0,15$, gdyż zostaną w tym przypadku przekroczone naprężenia dopuszczalne. Natomiast z rys. 8 wynika, że powiększanie promienia otworu powoduje spadek stopnia wykorzystania materiału. Decydujące znaczenie ma jednak warunek możliwie najmniejszej masy, stąd najkorzystniejszym rozwiązaniem będzie tarcza z otworem o względnie dużym promieniu otworu.

*

Przyjęcie do analizy modelu tarczy o stałej grubości miało na celu ułatwienie wyciągnięcia wniosków ogólnych na stosunkowo prostym i wyczuwanym fizycznie modelu. Zresztą model ten nie jest zbyt odległy od rzeczywistości, co potwierdzają już wykonane konstrukcje. Przedstawione rozważania nie wyczerpują problemów związanych z konstrukcją zespołów nośnych wirników silników turbinowych. Konstrukcja tarczy nośnej optymalnej z punktu widzenia wytrzymałości i warunku małej masy może okazać się całkowicie nieprzydatna ze względu np. na jej częstość drgań własnych występujących w zakresie prędkości obrotowych wirnika. Jednakże nawet w takim przypadku nieznaczne zmiany konstrukcyjne mogą wyprawić częstość rezonansową z zakresu roboczego, pozostawiając w tym samym zakresie stopień wykorzystania materiału, co niewątpliwie jest ważnym celem na drodze optymalizacji konstrukcji zespołów wirnikowych. Należy dodać, że wysoki stopień wykorzystania materiału pociąga za sobą, jako skutek dużych naprężeń w całym materiale tarczy, zwiększenie przemieszczenia promieniowego wierzchołków łopatek wirnikowych. Wynika z tego konieczność przyjęcia zwiększonego montażowego luzu wierzchołkowego.

LITERATURA

1. J. LIPKA: Wytrzymałość maszyn wirnikowych. WNT, Warszawa, 1967 r.
2. S. SZCZECIŃSKI: Zagadnienia konstrukcyjno-wytrzymałościowe tarcz nośnych wirników silników turbinowych. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, 1971 r., nr 3.

PRENUMERATA

Jednostki gospodarki społecznej, instytucje, organizacje i zakłady pracy zamawiają prenumeratę w miejscowych oddziałach RSW „Prasa-Książka-Ruch”, w miejscowościach zaś, w których nie ma oddziałów — w urzędach pocztowych. Czytelnicy indywidualni opłacają prenumeratę wyłącznie w urzędach pocztowych i u doręczycieli.

Przedpłaty są przyjmowane w terminach:

— do 25 listopada — na rok następny, I kwartał, I półrocze, do 10 marca — na II kwartał, do 10 czerwca — na III kwartał i II półrocze, do 16 września — na IV kwartał.

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto XV Oddział w Warszawie, nr 1153-201045-139-11.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest droższa od prenumeraty krajowej o 50% dla zlecających indywidualnych i o 100% dla zlecających instytucji i zakładów pracy.

Cena prenumeraty krajowej: kwartalna zł 75, półroczna zł 150, roczna zł 300.

Exemplarze archiwalne można nabywać w Dziale Handlowym Wyd. NOT SIGMA ul. Mazowiecka 12, 00-048 Warszawa, tel. 26-80-16.

Kąt natarcia — jego pomiar i wykorzystanie (II)

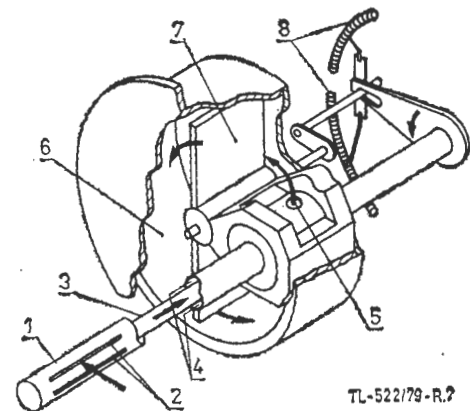
Mgr inż. JANINA DĄBROWSKA
Instytut Lotnictwa

Nadajniki kąta natarcia (przegląd rozwiązań)

Nadajniki ciśnieniowe

Przykładem takiego rozwiązania może być nadajnik z systemem pomiaru kąta natarcia S3 armii amerykańskiej. Jest to układ serwo, który odpowiednio podłączony do elektrycznej instalacji pokładowej spełnia dwie funkcje: dostarcza informacji o aktualnym kącie natarcia samolotu, a także uruchamia odpowiednio dobrane do określonych wartości kątów natarcia lampki sygnalizacyjne. Wskaźnik typu S3 składa się z: nadajnika kąta natarcia, części przekaźnikowej, części wskazującej. Nadajnik kąta natarcia dostarcza danych dotyczących kierunku strugi napływającego powietrza, a część przekaźnikowa, pracująca jak wzmacniacz w układzie serwo, nadaje odpowiednią pozycję znacznikowi na tarczy wskaźnika zamontowanego w panelu przyrządowym. Część przekaźnikowa stanowi ponadto złącze do kabli łączących.

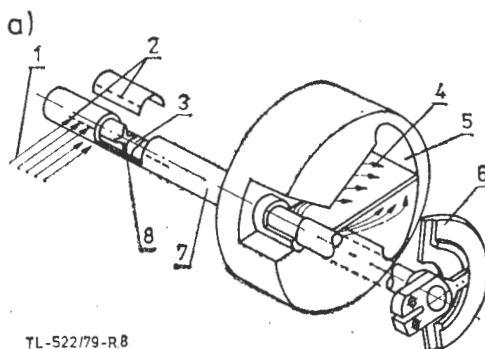
Nadajnik kąta natarcia przedstawiony na rys. 7 mocowany jest w kadłobie samolotu. Jest to wystawiona na zewnątrz kadłuba cylindryczna rurka — sonda 1, zaślepiona na obu końcach, w której wyfrezowane są dwie równoległe szczeliny 2. Szczeliny te są wewnątrz rurki oddzielone od siebie ścianką — przegrodą 3, dzielącą w ten sposób sondę na dwa równoległe, niezależne kanały 4. Przy podstawie sondy w kanałach przewidziane są dwa otwory 5, łączące je z odpowiednimi komorami w korpusie nadajnika. W cylindrycznym, odlewany korpus 6 zamontowana jest na wałku łopatka 7, która może obracać się na łożyskach kulkowych. Na zewnątrz korpusu, do wału łopatki, zamocowane jest na stałe ramie, połączone również z sondą, na którym zamocowane są także dwie szczotki, współpracujące z dwoma elektrycznie odizolowanymi od siebie, toroidalnymi uzwojeniami potencjometrów 8. Potencjometry te wytwa-



Rys. 7. Przykład ciśnieniowego nadajnika kąta natarcia: 1 — sonda, 2 — szczeliny, 3 — przegroda, 4 — kanały powietrzne, 5 — otwory łączące kanały z komorą, 6 — korpus, 7 — łopatka, 8 — potencjometry

rzają sygnały elektryczne, których wartość zależy od położenia sondy.

Przez szczeliny wpada do wnętrza rurki powietrze, oddziałując na łopatkę proporcjonalnie do wielkości ciśnienia. Z jednej szczeliny powietrze działa przez kanał i komorę na jedno skrzydełko łopatki, z drugiej, przez drugi kanał i komorę — na drugie. Łopatka obróci się przy różnicy ciśnień dynamicznych działających na jej skrzydełka. Jednocześnie obróci się ramię związane z łopatką, co spowoduje także obrót sondy ze szczelinami w kierunku wyrównania się ciśnień. Szczotki natomiast, zamontowane na ramieniu, wytwarzają odpowiedni sygnał elektryczny, będący sygnałem wejściowym do wskaźnika kątów natarcia. Do pomiaru kąta natarcia wykorzystywany jest sygnał z jednego tylko potencjometru, drugi natomiast jest dostarczycielem informacji o kącie natarcia do innych przyrządów pokładowych, np. może być dostosowany do różnego rodzaju sygnalizacji. Nadajnik kąta natarcia S3 zaopatrzony jest w grzejnik przeciwooblodzeniowy związany ze ścianką rozdzielającą kanały w rurce, a sonda chroniona jest dodatkowo ochroną przeciwkurzową.



TL-522/79-RB

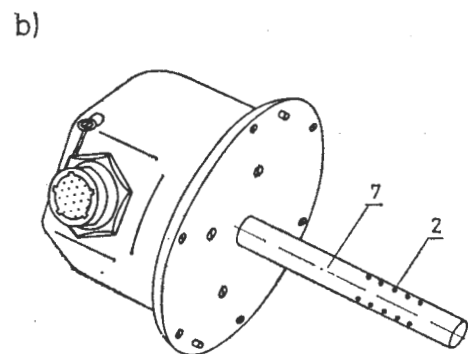
Rys. 8. Nadajniki ciśnieniowe kąta natarcia: a) firmy Ferranti, b) firmy Sundstrand: 1 — przepływ powietrza, 2 — otwory, 3 — kanały powietrzne, 4 — łopatka, 5 — komora łopatki, 6 — potencjometr, 7 — sonda, 8 — grzejnik

Na rys. 8 przedstawiono przykłady innych nadajników ciśnieniowych kąta natarcia, firmy Ferranti i Sundstrand. Nadajnik firmy Ferranti ma identyczną zasadę działania jak opisany wyżej, ma tylko nieco prostszą konstrukcję. Nadajnik firmy Sundstrand pracuje na zasadzie ujemnego sprzężenia zwrotnego, obracając rurkę-sondę w takim kierunku, aby ciśnienia z obu rzędów otworków były równe. W rozwiązaniu tym do obrotu rurki wykorzystano serwomechanizm uruchamiany wzmocnionym sygnałem z różnicowego przetwornika pneumatyczno-elektrycznego. Różnicę ciśnień w przetworniku wytwarzają ciśnienia z obu rzędów otworków rurki. Rurka połączona jest sztywno ze szczotką potencjometru. Wskazania wskaźnika kąta natarcia są ciągle, proporcjonalne do chwilowych wartości oporu uzyskanych z potencjometru.

Na innej nieco zasadzie działa nadajnik kąta natarcia przedstawiony

na rys. 9. Składa się on z dwóch puszek membranowych 1 i 2, które oddziałują na belkę 3 zaopatrzoną w zębatkę związaną ze wskazówką 4. Do puszek membranowej 1 doprowadzane jest ciśnienie z końcówki rurki Pitota, ciśnienie dynamiczne $q = 1/2 v^2 \rho$. Do puszek membranowej 2 doprowadzone jest ciśnienie z otworów na skrzydle p , a do wnętrza nadajnika (między puszkami membranowymi) — ciśnienie statyczne z rurki Pitota — p_{st} . Praca przyrządu jest uzależniona od zmiany ciśnienia p w otworach na skrzydle wraz ze zmianą kąta natarcia. W wyniku zmiany kąta natarcia puszka membranowa 2 wytwarza siłę, która jest proporcjonalna do ciśnienia p . Jest ona przeciwstawiona sile wytworzonej przez puskę membranową 1, która jest proporcjonalna do ciśnienia dynamicznego. Stosunek $(p - p_{st}) / (q - p_{st})$ może być więc wyrażony jako utrata prędkości v_s , współczynnik siły nośnej lub kąt natarcia.

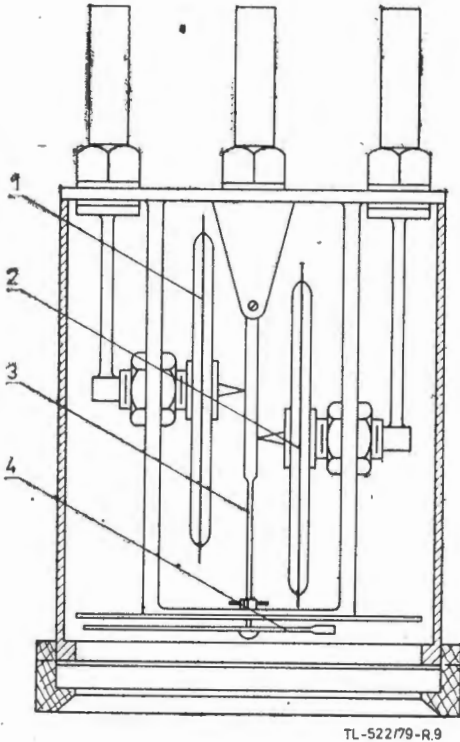
Przedstawione wyżej rozwiązanie należy już do przeszłości. Nie wytrzymało ono konkurencji z szeroko rozwijającymi się wskaźnikami typu serwo.



Nadajniki łopatkowe

Przykładem takiego rozwiązania może być łopatkowy nadajnik kąta natarcia pokazany na rys. 10. Zasadniczym elementem nadajnika jest łopatka 1, która zamocowana jest na ramieniu 2 połączonym na stałe z wałem 3. Wał obraca się na łożyskach kulkowych umieszczonych w obudowie 4, której kształt dobrany jest według zasad aerodynamiki. Na wale, naprzeciw ramienia z łopatką, zamocowany jest przeciwcieżar 5, który porusza się w obudowie. Obudowa połączona jest przez podporę 6 z płytą mocującą 7. Płytę tę montuje się przez przykręcenie lub nitowanie do skrzydła samolotu. Nadajnik umieszczony jest na skrzydle w takim miejscu, aby wał, który wyznacza oś obrotu łopatki, znajdował się przed i nieco poniżej krawędzi natarcia skrzydła w punkcie spiętrzenia. Położenie nadajnika na samolocie po-

winno być takie, aby wał 3 poprzedził ramię z łopatką, które może swobodnie poruszać się względem obudowy. Zaleca się, aby wał znajdował się w odległości 6% średniej długości cięciw profili płata przed krawędzią natarcia i 2% poniżej przedłużenia cięciwy profilu.



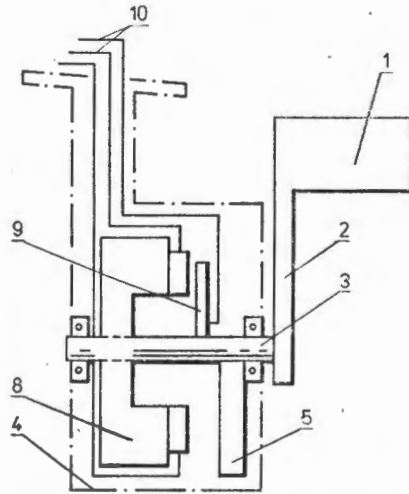
Rys. 9. Ciśnieniowy membranowy nadajnik kąta natarcia: 1, 2 — puszkę membranowe, 3 — belka, 4 — wskazówki

Sygnal uzyskiwany z łopatkowego nadajnika kąta natarcia może być zarówno mechaniczny, jak i elektryczny. Sygnal elektryczny jest jednak znacznie korzystniejszy ze względu na łatwość przekazywania go i dalszą jego obróbkę. Sygnal elektryczny uzyskiwany jest dzięki zastosowaniu potencjometru 8 wbudowanego w osłonę 4 i szczotki 9 połączonej z wałem 3. Przewody elektryczne 10 wprowadzone są przez podpórę i otwór w płycie montującej do wskaźnika kąta natarcia, który umieszczony jest na tablicy przyrządowej pilota.

Sporo rozwiązań nadajników łopatkowych kąta natarcia można znaleźć wśród wyrobów firmy amerykańskiej Safe Flight (rys. 11). Warto jednak zaznaczyć, że łopatkowe nadajniki kąta natarcia znacznie częściej są wykorzystywane do sygnalizacji np. jako sygnalizatory przeciągnięcia niż do ciągłego wskazywania wartości aktualnego kąta natarcia. Jest to zrozumiałe ze względu na prostotę konstrukcji takiego sygnalizatora.

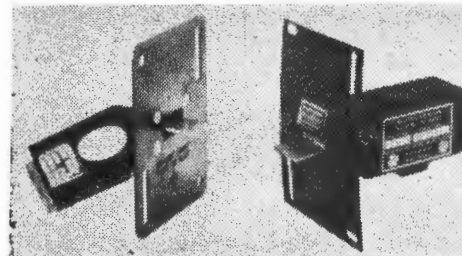
Wskaźniki kąta natarcia

Wskaźniki kąta natarcia mogą być analogowe lub dyskretne. W pierwszym przypadku tarcze takich wskaźników są wywzorcowane zwykle w stopniach lub przy wykorzystaniu różnego rodzaju symboli i specjalnych jednostek. W drugim wypadku są to wskazania typu: za duży, za mały i mówimy wtedy raczej o sygnalizacji niż o wskazaniu.

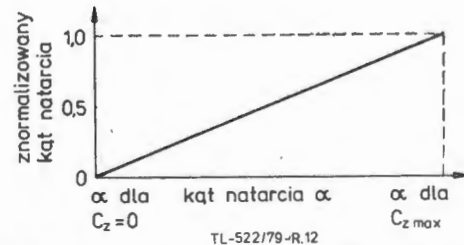


Rys. 10. Schemat budowy łopatkowego nadajnika kąta natarcia: 1 — łopatkę, 2 — ramię, 3 — wał, 4 — obudowa, 5 — przeciwcieżar, 6 — podpóra, 7 — płyta mocująca, 8 — potencjometr, 9 — szczotki potencjometru, 10 — przewody elektryczne

Ostatnio w Stanach Zjednoczonych został zaproponowany nowy sposób prezentacji kąta natarcia, określony jako znormalizowany. W metodzie tej wykorzystano zależności między kątem natarcia a siłą nośną. W zakresie od wartości kąta natarcia, dla której siła nośna jest równa zero, do wartości kąta, dla której siła nośna



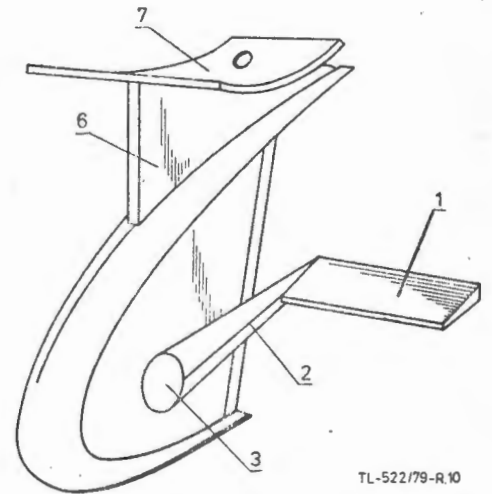
Rys. 11. Łopatkowe nadajniki kąta natarcia firmy Safe Flight



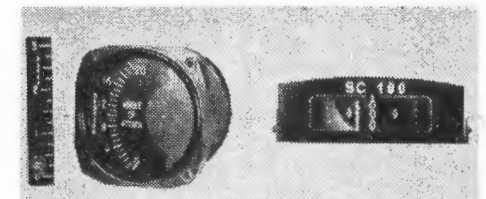
Rys. 12. Wykres znormalizowanego kąta natarcia

jest maksymalna, zależność ta jest w przybliżeniu liniowa. Przedstawiono to na rys. 12.

Tak oznaczony kąt natarcia może być interpretowany jako stosunek aktualnej siły nośnej działającej na samolot do maksymalnej wartości siły nośnej, która może występować w danych warunkach lotu i konfiguracji. Przykładowo, wskazanie 0,5 oznacza, że aktualna siła nośna działająca na samolot wynosi 50% maksymalnej siły



TL-522/79-R.10



Rys. 13. Przykłady wskaźników kąta natarcia: 1 — wskaźnik o tarczy wywzorcowanej w stopniach, okrągłej, 2 — wskaźnik o podzielnicy w układzie pionowym firmy Jager, 3 — sygnalizator kąta natarcia firmy Safe Flight

nośnej możliwej do osiągnięcia przy istniejącym w danym momencie wychyleniu klap i prędkości. Tak znormalizowane wskazanie kąta natarcia będzie miało praktycznie takie samo znaczenie dla każdego typu samolotu, niezależnie od jego konstrukcji. Na rys. 13 podano przykłady różnego rodzaju wskaźników kąta natarcia.

LITERATURA

1. Flying angle of attack. *Business and Commercial Aviation*, 09, 1976 r.
2. Wł. FISZDON: *Mechanika lotu*. PWM, 1961 r.
3. J. BUKOWSKI: *Mechanika płynów*. PWN, 1975 r.
4. Patentschrift 1274354, 20.03.1969 r.
5. United States Patent Office 2, 478, 967, 16.08.1949 r.
6. An angle of attack indicator. *The Aeroplane*, 5.03.1954 r.
7. Indicating angle of attack. *The Aeroplane*, 25.03.1955 r.
8. Katalogi i prospekty firm zachodnich.

PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIĘSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA

Goleń sprężysta — projekt obliczeniowy (I)

Podwozie oparte na zasadzie goleni sprężystej jest stosowane w wielu samolotach na świecie ze względu na liczne zalety. Poniżej podano przykład wyznaczenia głównego parametru goleni sprężystej, jakim jest moment bezwładności jej przekroju, w oparciu o amerykańskie przepisy FAR (dla samolotów lekkich — FAR 23).

*

Wymagania dla podwozia samolotu zawarte w przepisach FAR obejmują:

— wytrzymałość odpowiadającą lądowaniu na koła główne ze współczynnikiem przeciążenia nie mniejszym niż 2 (uwzględniając tylko siły od podwozia — FAR 23.473(g));

— pochłonięcie energii samolotu podczas lądowania z prędkością opadania v_o , przy czym siła nośna na skrzydłach nie może być większa od 2/3 ciężaru (FAR 23.473(d) i (e)).

Racjonalny dobór podwozia sprężystego polega na tym, aby dla wymaganej prędkości opadania współczynnik przeciążenia był możliwie bliski 2 z tym, że istnieje (czysto konstrukcyjne) ograniczenie wielkości ugięcia.

Energia, jaką musi pochłonąć podwozie podczas opadania samolotu, składa się z energii kinetycznej opadania samolotu i energii potencjalnej związanej z przemieszczeniem pionowym środka ciężkości podczas uginania się podwozia.

Energia kinetyczna E_k wynosi:

$$E_k = M \frac{v_o^2}{2}$$

gdzie: M — masa samolotu, kg, v_o — prędkość opadania, m/s, przy czym wg FAR 23.473(d)

$$v_o = 4,4 \left(\frac{W}{S} \right)^{1/4}$$

Wzór ten odnosi się do jednostek anglosaskich, a więc v_o otrzymuje się w ft/s, gdy W — ciężar samolotu w lb, S — powierzchnia nośna w sqft.

Energia potencjalna E_p wynosi:

$$E_p = 1/3 W d$$

gdzie: W — ciężar samolotu, N, d — ugięcie całkowite podwozia, m po uwzględnieniu siły nośnej skrzydeł równej 2/3 W .

Dobierając podwozie sprężyste można przyjąć, że zarówno goleni, jak i opona mają charakterystykę liniową. Wtedy energia pochłonięta przez podwozie wyniesie:

$$E = 1/2 d P_{\max}$$

gdzie: P_{\max} — maksymalna siła na obu goleniach podwozia głównego razem, N.

Wyrażając P_{\max} przez iloczyn $n_L W$, gdzie n_L jest współczynnikiem obciążenia pionowego przy lądowaniu, otrzymuje się:

$$E = 1/2 d n_L W$$

Ponieważ z warunku pochłonięcia energii lądowania przez podwozie jest

$$E = E_k + E_p$$

$$\frac{1}{2} d n_L W = \frac{W}{g} \frac{v_o^2}{2} + \frac{1}{3} W d$$

gdzie: g — przyspieszenie ziemskie skąd

$$d = \frac{v_o^2}{g \left(n_L - \frac{2}{3} \right)}$$

Dla przykładowego samolotu, w którym:

$$S = 14,6 \text{ m}^2 = 157 \text{ sqft}$$

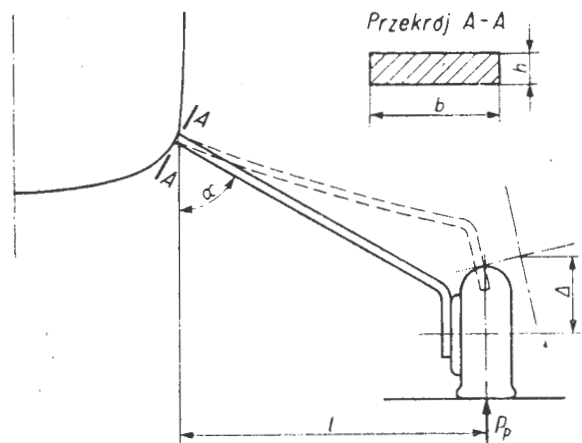
$$W = 9786,1 \text{ N} = 2200 \text{ lb}$$

$$v_o = 4,4 \left(\frac{2200}{157} \right)^{1/4} = 8,51 \text{ ft/s} = 2,59 \text{ m/s}$$

W zależności od przyjętego n_L otrzymuje się różne wartości

n_L	d , m
2,0	0,513
2,2	0,446
2,4	0,395
2,6	0,354
2,8	0,321
3,0	0,293
3,2	0,270

W tym miejscu widoczny jest wpływ niskiego współczynnika wypełnienia charakterystyki podwozia sprężystego (0,5) na wielkość jego ugięcia.



Względny konstrukcyjne ograniczają ugięcia, toteż narzuca się konieczność przyjęcia większego (niż minimalny, wymagany) współczynnika n_L . Po dokonaniu wyboru n_L określa się odpowiadające mu ugięcie podwozia d oraz obciążenie opony:

$$P_p = n_L \frac{W}{2}$$

a z charakterystyki ogumienia odczytuje się ugięcie opony d_{op} . Ugięcie goleni wynosi wówczas:

$$d = d - d_{op}$$

Zakładając np. geometrię podwozia samolotu jak na rysunku oraz kształt goleni jako belkę o zmiennej liniowo szerokości mamy:

$$d = \frac{P_p l^3}{2EJ} \frac{1}{\sin \alpha}$$

gdzie: E — moduł sprężystości, MPa, J — moment bezwładności przekroju, m⁴,

skąd moment bezwładności przekroju goleni będzie:

$$J = \frac{P_p l^3}{2EA} \frac{1}{\sin \alpha}$$

Ponieważ ze względów produkcyjnych golenie sprężyste wykonywane są z płaskowników (zaokrąglenie krawędzi

można w tym rachunku pominąć), wymiary przekroju (grubość h i szerokość b) mogą być obliczone ze wzorów:

$$J = \frac{bh^3}{12}$$

$$\frac{b}{h} = A$$

gdzie: A — założona proporcja wymiarów b i h .

Końcowym etapem obliczeń będzie sprawdzenie wytrzymałości goleni. W naszym przykładzie jest (pomijając wpływ składowej siły P_p działającej wzdłuż osi goleni)

$$\sigma_o \geq \frac{P_p l}{W}$$

gdzie: σ_o — przyjęte naprężenia z uwzględnieniem wytrzymałości statycznej i zmęczeniowej, MPa,

$$W = \frac{bh^3}{6} \text{ — wskaźnik wytrzymałości przekroju, m}^3$$

Powyższa procedura pozwala oszacować potrzebny moment bezwładności przekroju goleni dla przyjętego współczynnika obciążenia n_L . Zwykle pierwszy cykl obliczeń nie daje zadowalających rezultatów. Należy wówczas przyjąć nową wartość współczynnika n_L lub zmienić kształt belki goleni. *Uwaga:* wymagania odpowiednich (ale nie wszystkich) punktów przepisów FAR dotyczących obciążeń podwozia podano w wersji potrzebnej dla przykładu.

Opracowali: A.K. i A.M.
EO/49/K/80

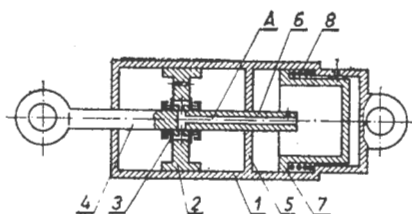
POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Avco Corporation, Greenwich w St. Zjednoczonych AP zgłosiło do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL układ filtrujący powietrze wlotowe silnika turbiny, zwłaszcza do samolotu rolniczego. Wynalazek stanowi układ łatwy do zmontowania i obsługi, zapewniający wysoką sprawność filtrowania powietrza, zwłaszcza przy pracach agrolotniczych nad powierzchnią ziemi.

Układ charakteryzuje się tym, że zawiera obudowę 1 osłaniającą i podtrzymującą silnik turbinowy 2, kanał usytuowany w obudowie 1 z oknem wylotowym 3 dopuszczającym powietrze do kanału, okno 3 o małym oporze aerodynamicznym dla powietrza przepływającego wokół obudowy, cylindryczny zaporowy zespół filtrujący 4 zamontowany w kanale z osłą wzdłużną usytuowaną poprzecznie do kierunku powie-

nym położeniu w przestrzeni oraz skutecznie zabezpieczonej przed kawitacją i zapowietrzeniem komór roboczych.

Tłumik składający się z cylindra 1 i umieszczonego w nim tłoka 2 z zaworami 3 i tłoczyskiem 4, według wynalazku charakteryzuje się tym, że ma w cylindrze 1 przegrodę 5, zaś między tą prze-

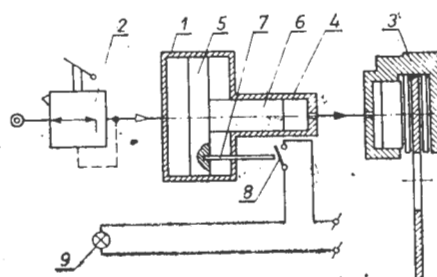


grodą a dnem cylindra 2 ma tłok dodatkowy 7 podparty sprężyną 8. Przez przegrodę 5 jest przeprowadzone tłoczysko dodatkowe 6 związane z tłokiem 2. W tłoczysku dodatkowym 6 jest wykonany kanał A łączący zawory 3 w tłoku 2 z przestrzenią utworzoną między tłokiem dodatkowym 7 a przegrodą 5. Przestrzeń między tłokiem dodatkowym 7 a przegrodą 5 stanowi zasobnik cieczy roboczej, która poprzez kanał A i zawory 3 uzupełnia ewentualne ubytki cieczy w komorach roboczych. Zastosowanie tłoka dodatkowego 7 podpartego sprężyną 8 czyni z tego zasobnika zasobnik naciśnieniowy.

Tłumik według wynalazku może znaleźć zastosowanie w podwoziach samolotów i zespołach narażonych na drgania.

Opis wynalazku zredagowano z trzema zastrzeżeniami; zgłoszenie opublikowano w BUP nr 7/1979 r., w klasie F 16 F, pod nr P.198901.

Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił w Urzędzie Patentowym PRL następujące wynalazki:



trza przepływającego przez filtr w kierunku promieniowym, kanał przechodzący przez filtr osłowo, który zbiera napływające promieniowo powietrze i kieruje je do silnika turbinowego, przewód łączący połączony z kanałem filtra i bezpośrednio z wyjściem 5 silnika, kołnierz uszczelniający zamontowany na filtrze, który wraz z przewodem łączącym tworzy szczelny kanał przepływowy do silnika, przegrodę 8 zamontowaną w obudowie 1, izolującą zespół filtra 4 od silnika turbinowego oraz kanał bocznikowy 9 podłączony do wejścia 5 silnika i skonstruowany tak, że otwiera przepływ powietrza do silnika w przypadku zatkania filtra.

Wynalazek W. M. O'Connora, chroniony dwoma zastrzeżeniami, jest opublikowany w BUP nr 19/1979, w klasie F02M, pod nr P. 211407.

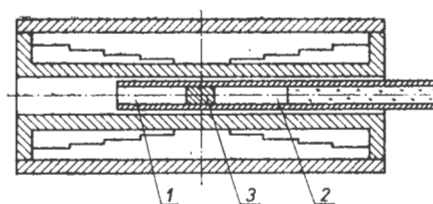
● Wynalazku pt. Hydrauliczny tłumik drgań dokonał zespół ILOT. w składzie: G. Szela, Z. Zawadzki, T. Zwaniński i A. Derkaczew. Celem wynalazku jest opracowanie konstrukcji pracującej w dowol-

● Wynalazek G. Szela, Z. Zawadzkiego, J. Bogdańskiego i A. Derkaczewa pt. Układ hamulcowy rozwiązuje zagadnienie wykrywania i sygnalizacji uszkodzeń instalacji, zwłaszcza nieszczelności lub zapowietrzenia części hydraulicznej m.in. w samolotach.

Układ składa się z przetwornika pneumohydraulicznego 1 umieszczonego między pneumatycznym zaworem sterującym 2 a hydraulicznym hamulcem 3. W korpusie 4 przetwornika 1 umieszczone są przesuwne połączone ze sobą mechanicznie tłoki 5 i 6 o różnych średnicach roboczych co sprawia, że przetwornik 1 rozgraniczając korzystnie pneumatyczną i hydrauliczną część instalacji pełni jednocześnie rolę multiplikatora ciśnienia, zapewniającego wyższe ciśnienie w hydraulicznym hamulcu 3. W tłoku 5 umieszczony jest popychacz 7 oddziałujący w przypadku uszkodzenia instalacji i pełnego wysunięcia na wyłącznik 8, powodujący z kolei zadziałanie elementu sygnalizacyjnego 9 umieszczonego w kabine pilota.

Zgłoszenie wynalazku — z dwoma zastrzeżeniami — opublikowano w BUP nr 4/1979, w klasie F 04 D, pod nr P.199408.

● Przedmiotem wynalazku T. Szczepaniaka, W. Solarza i J. Fórmaniaka z ILOT. pt. Rdzeń do czujników indukcyjnych solenoidowych jest rdzeń, składający się z co najmniej dwu odcinków 1 i 2 przegro-



dzonych przekładką 3 z materiału izolacyjnego. Dzięki takiemu rozwiązaniu można zmieniać wielkość przerwy między poszczególnymi odcinkami 1 i 2, co pozwala ustawić jednakowy sygnał nominalny w poszczególnych czujnikach. Wykonanie kilku odcinków rdzenia 1 i 2 jest łatwiejsze niż jednego długiego pręta, co wiąże się z obróbką materiałów trudno obrabialnych, z których są wykonywane rdzenie ferromagnetyczne.

Zgłoszenie wynalazku wydrukowano w BUP nr 8/1979 r., w klasie H 01 F, pod nr P.201197.

Samolot dyspozycyjno-turystyczny

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, 4-miejscowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys trapezowy, profil Bellanca B, wznios 4°30', skręcenie geometryczne (zaklinowanie 0° u nasady i -3° na końcu). Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa, drewniana. Dźwigary laminatowo-sklejkowe, pokrycie noska sklejkowe, żebra kratownicowe — sklejkowe, część spływowa pokryta tkaniną dakronową. Struktura lotek i klap drewniana, pokrycie dakronowe. W pobliżu kadłuba, pod skrzydłem, znajdują się gondole podwozia głównego. Wewnątrz skrzydeł umocowane są zbiorniki paliwowe. Końcówki skrzydła mają obrys trapezowy.

Kadłub. Przekrój prostokątny, owalny u góry. Struktura kratownicowa spawana z rur ze stali chromowo-molibdenowej 4130. Pokrycie z tkaniny dakronowej, rozpiętej na lekkim szkielecie z użyciem elementów usztywniających z laminatu (ramy oszklenia, drzwi) w części kabinowej. Kabina z czterema indywidualnymi, w pełni regulowanymi fotelami, instalacją ogrzewczą, wentylacyjną i oświetleniem przy każdym z nich. Oszklenie kabiny: wypukły jednocześnie wiatrochron i cztery szyby boczne. Drzwi do kabiny umieszczone są z prawej strony kadłuba. Za kabiną umieszczony jest bardzo pojemny bagażnik, dostępny przez duży luk z prawej strony kadłuba. Bagażnik uzupełniony jest rurą długą komorą w tylnej części kadłuba, przeznaczoną do przewozu długich przedmiotów (np. nart) — nie jest to spotykane w innych samolotach tej klasy. Między kabiną a bagażnikiem może być umieszczony dodatkowy zbiornik paliwa, jego wlew znajduje się z prawej strony.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrisy usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne. Stateczniki poziome podparte od dołu zastrzałami. Na prawym sterze wysokość sterowana klapką wyważająca. Konstrukcja usterzenia spawana z rur ze stali 4130, pokrycie — tkanina dakronowa. Ster kierunku zaopatrzony w klapkę wyważającą ustawianą na ziemi, wyważoną masowo i odciążony aerodynamicznie.

Sterowanie. Sterownice zdwojone (wolanaty i pedały), sterowanie hamulcami kół tyłko z prawej strony. Sterowanie sterami i lotkami — linkowe, napęd klap — elektryczny.

Podwozie. Trójkołowe, chowane elektrohydraulicznie do kadłuba (przednie) i gondol podskrzydłowych (główne) — zastosowano system Auto Axlon. Awaryjne wypuszczenie — ręczne. Podwozie przednie ma gołę teleskopową z prostowodem, koło sterowane zawieszona na widelcu. Golenie kół głównych teleskopowe, koła na półwidelcach, wymiary ogumienia 6.00-6 ply. Amortyzatory teleskopowe sprężynowo-olejowo-powietrzne.



Koła podwozia głównego wyposażone w hamulce hydrauliczne tarczowe Goodyear 2-747. Podwozie przednie zawieszona na rurowej strukturze stanowiącej równocześnie łożo silnika. Podwozie otwiera się automatycznie przy prędkości mniejszej niż 153 km/h.

Zespół napędowy. Zależnie od typu samolotu stosowane są następujące jednostki napędowe:

— Model 17-30A Super Viking 300A: piaski, sześciocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik Continental IO-520K o mocy 224 kW (= 300 KM); śmigło metalowe McCauley dwu- lub trójłopatowe o stałej prędkości obrotowej;

Model 17-31A Super Viking 300A: silnik Lycoming IO-540-K1E5 o mocy 224 kW (= 300 KM); śmigło metalowe Hartzell, trójłopatowe o stałych obrotach;

— Model 17-31ATC Turbo Viking 300A: silnik Lycoming IO-540-K1E5 z doładownikiem (2 turbodoładowarki Rajay) i wtryskiem paliwa; śmigło metalowe Hartzell, trójłopatowe o stałych obrotach.

Silnik zawieszony na łożu spawanym z rur. Osłony zespołu napędowego laminatowe, dwuczściowe.

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe (+ dodatkowy kadłubowy), łączna pojemność 227 l (standard) lub 283 l (na życzenie). Elektryczna — napięcie 12 V, alterna-

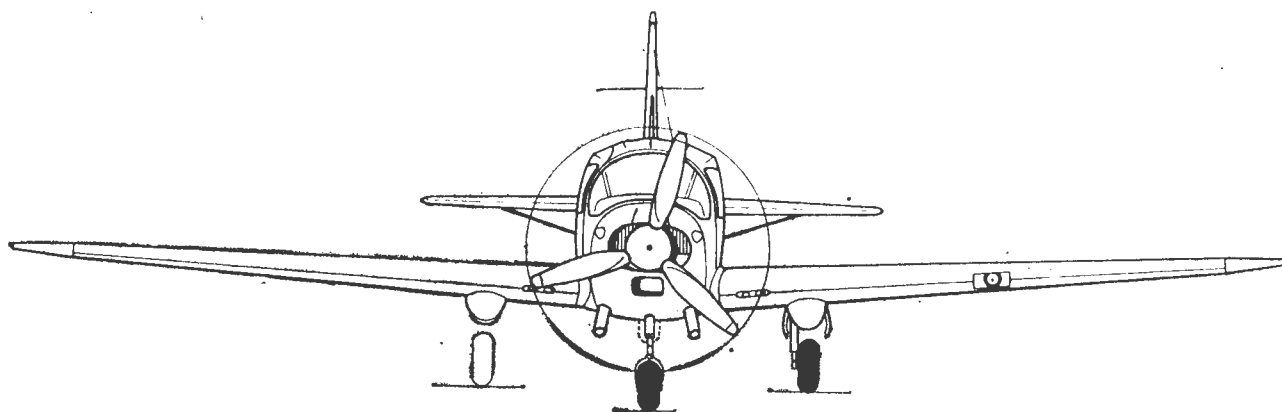
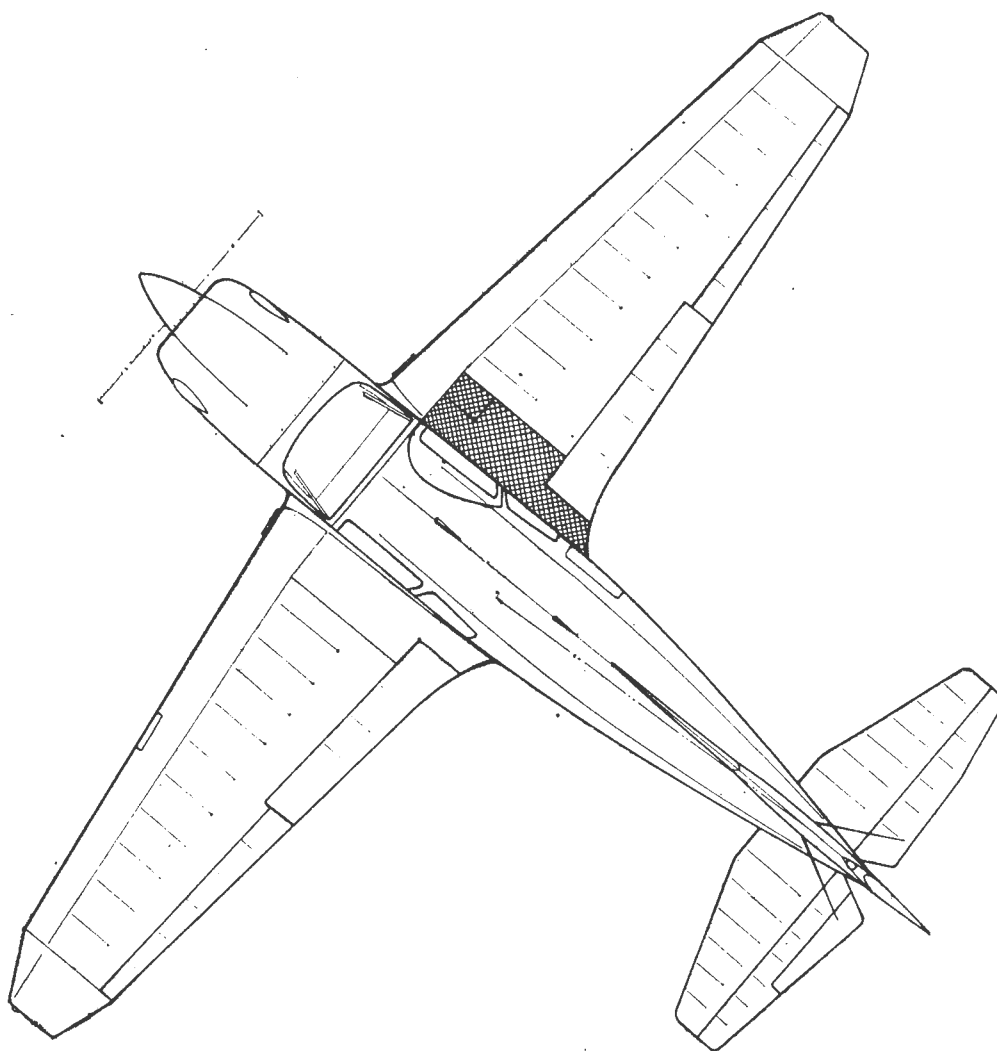
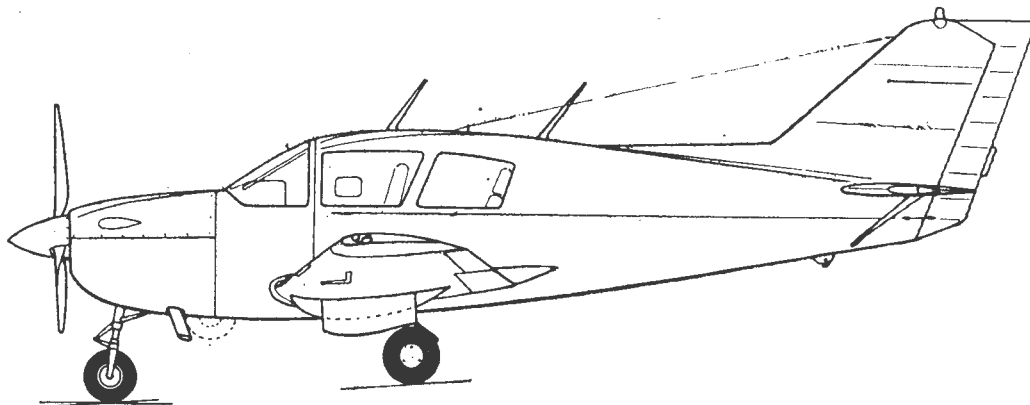
tor Prestolite 60 A/12 V, akumulator 33 Ah/12 V, regulator napięcia (instalacja zasilająca wyposażenie i oświetlenie samolotu). Olejowa — pojemność zbiornika 11,5 l, chłodnica przy silniku. Ogrzewcza — wymienniki ciepła na kolektorach spalin.

Wyposażenie. W wykonaniu standardowym — sztuczny horyzont, girokompas, koordynator zakretu, wariometr, wskaźnik podciśnienia, chronometr — poza przyrządami podstawowymi. Może być instalowane dowolne wyposażenie radionawigacyjne (King, Collins, Narco lub Bendix, w tym pilot automatyczny). Istnieje możliwość zabudowy instalacji tlenowej.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Bellanca Aircraft Corporation powstała w 1970 r. z połączenia kilku mniejszych firm i nie ma nic wspólnego ze znaną w okresie międzywojennym firmą o tej samej nazwie. Nowo powstała firma w całości przejęła produkcję firmy Champion Aircraft. Poprzednikiem samolotu Viking był samolot Bellanca 280 C Model 14-19-3C skonstruowany przez inż. Giuseppe Bellanca w połowie lat sześćdziesiątych, a różniący się od obecnie produkowanych zespołem napędowym i typem tkanin pokryciowych. Konstrukcji samolotu nie można już zaliczyć do nowoczesnych, jednak jego możliwości przewozowe sprawiają, że dla niektórych odbiorców jest on najlepszy z oferowanych.

DANE TECHNICZNE

	17-30A	17-31A	17-31ATC	Masa maks. bagażu w tylnej części bagażnika, kg	20	20	20
Rozpiętość, m	10,41	10,41	10,41	Obciążenie powierzchni nośnej, kg/m ²	100,53	100,53	100,53
Długość, m	8,02	8,02	8,02	Obciążenie mocy, kg/W (= kg/KM)	6,73	6,73	6,73
Wysokość, m	2,24	2,24	2,24		(5,03)	(5,03)	(5,03)
Rozpiętość usterzenia poziomego, m	3,71	3,71	3,71	Prędkość dopuszczalna (V _{NE}), km/h	363	363	363
Baza podwozia, m	2,24	2,24	2,24	Prędkość maksymalna (75% mocy), km/h	302	305	357
Rozstaw podwozia, m	2,74	2,74	2,74	Prędkość przelotowa (65% mocy), km/h	291	298	325
Długość wnętrza kabiny, m	3,10	3,10	3,10	Prędkość otwarcia podwozia, km/h	153	153	153
Szerokość wnętrza kabiny, m	1,09	1,09	1,09	Prędkość przeciągnięcia (podwozie i kłapy wypuszczone), km/h	113	113	133
Wysokość wnętrza kabiny, m	1,19	1,19	1,19	Wznoszenie (H = 0), m/s	5,52	5,93	5,93
Szerokość drzwi kabiny, m	0,88	0,88	0,88	Pułap, m	5180	5550	7315
Wysokość drzwi kabiny, m	0,95	0,95	0,95				(certyf.)
Wydłużenie skrzydła	7,22	7,22	7,22	Zasięg maks., km	1175	1215	1327
Powierzchnia skrzydła, m ²	15,0	15,0	15,0	Zasięg maks. ze zbiornikami dodatkowymi	1472	1512	1657
Powierzchnia lotek, m ²	1,09	1,09	1,09	Start na 15 m, m	433	433	433
Powierzchnia kłap, m ²	1,50	1,50	1,50	Ładowanie z 15 m, m	409	409	409
Masa własna, kg	1005	1014	1076				T.M.
Masa startowa maks., kg	1508	1508	1508				
Masa bagażu, kg	84	84	84				



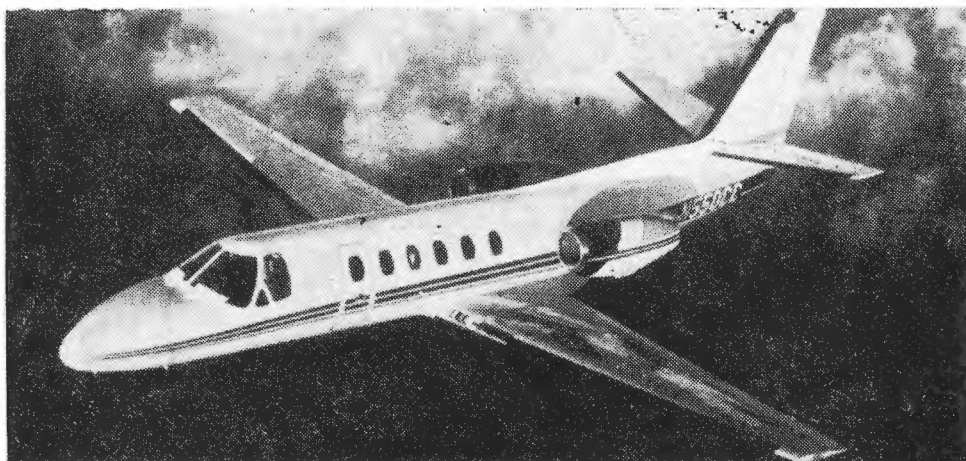
Samolot dyspozycyjno-służbowy

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, całkowicie metalowy dolnopłat o napędzie odrzutowym.

Płat. Obrys trapezowy, profil NACA 23014 (modyfikowany), kąt zaklinowania $2^{\circ}30'$, wznios 4° . Konstrukcja trójdzielna, dwudźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. Środkowa część płata mocowana pod kadłubem w trzech punktach. Kesony noskowe zewnętrznych części płata stanowią integralne zbiorniki paliwowe. U nasady zewnętrznych części płata wnęki podwozia głównego. Systemy sterowania prowadzone między dźwigarami. Na zewnętrznych częściach skrzydeł kłapy, lotki i hamulce aerodynamiczne. Kłapy typu Fowler mają klasyczną konstrukcję metalową, podobnie jak i lotki. Kłapy i lotki zawieszane w trzech punktach. Lewa lotka wyposażona w kłapkę wyważającą. Maks. wychylenie kłap — 40° . Hamulce aerodynamiczne w postaci wychylanych płyt perforowanych umieszczone przed kłapami na obu powierzchniach skrzydła. Skrzydło wyposażone w instalację przeciwbłodzeniową na całej rozpiętości krawędzi natarcia.

Kadłub. Przekrój kołowy. Konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa. Część kabiny szczelna, ciśnieniowa. Przód kadłuba ma przekrój nieco spłaszczony, mieści antenę radaru pokładowego, wnękę podwozia przedniego i przedział wyposażenia elektronawigacyjnego oraz obszerny bagażnik dostępny przez dwa luki z obu stron kadłuba. Kabina pilotów z czterema wypukłymi szybami, szyby przednie wyposażone w instalację przeciwbłodzeniową, na lewej szybie bocznej „okienko zlej pogody”. Za kabiną pilotów znajduje się kabina pasażerska, zakończona tylną wręgą szczelną usytuowaną przy wejściu krawędzi spływu skrzydeł w kadłub. Wyposażenie wnętrza kabiny może być dostosowane do potrzeb odbiorcy. Liczba foteli może wynosić 6+11. Kabina może być wyposażona w toaletę. Kabina jest w pełni klimatyzowana. Wejście do kabiny umożliwia drzwi umieszczone z lewej strony kadłuba, są one wyposażone w składane schodki. Naprzeciw drzwi, po prawej stronie kadłuba, wyjście awaryjne. Oświetlenie dzienne wnętrza zapewnia osiem par okien (pierwsza para umieszczona jest w drzwiach i wyjściu awaryjnym). W tylnej części kadłuba, za kabiną, zespoły instalacji płatowcowych i silnikowych. Przez tę część kadłuba przechodzą dwie poprzeczne belki, do których mocowane są zespoły napędowe. W strukturę tylnej części kadłuba wprowadzone są dźwigary statecznika pionowego.

Usterzenie. Usterzenie w układzie krzyżowym, obrysy usterzeń trapezowe. Wznios statecznika poziomego 8° . Usterzenie pionowe skośne, uzupełnione długą płetwą na grzbiecie kadłuba. Statecznik pionowy dwudźwigarowy, metalowy. Ster kierunku wyważony masowo i odciążony aerodynamicz-



nie, wyposażony w kłapkę wyważającą. Statecznik poziomy wielodźwigarowy. Ster wysokości wyważony masowo składa się z dwóch jednakowych segmentów; na prawym segmencie kłapka wyważająca. Na noskach usterzeń instalacja przeciwbłodzeniowa.

Sterowanie. Układy sterowania lotkami, sterem wysokości i sterem kierunku — linkowe. Kłapy napędzane elektrycznie. Hamulce aerodynamiczne otwierane hydraulicznie. Kłapki wyważające napędzane elektrycznie za pomocą układów linkowych.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie. Podwozie przednie chowane ku przodowi do wneli kadłubowej, podwozie główne — do wneli skrzydłowych ku kadłubowi. Podwozie przednie jednogoleniowe z amortyzatorem w goleni, pojedyncze koło sterowane hydraulicznie (po 15° wychylenia w każdą stronę) zawieszane na widelcu. Podwozie główne jednogoleniowe, koła pojedyncze wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe, zawieszane na półwidelcach z prostowodami, amortyzatory w goleniach. Amortyzacja olejowo-gazowa. Wypuszczanie awaryjne — pneumatyczne. Średnica koła głównego $0,56$ m, ciśnienie w ogumieniu 690 kPa, średnica koła przedniego $0,46$ m, ciśnienie w ogumieniu 827 kPa. Hamowanie awaryjne — pneumatyczne.

Zespół napędowy. Dwa silniki dwuprzepływowe Pratt-Whitney of Canada JT15D-4 o ciągu 1120 daN (1140 kG) każdy, umieszczone z obu stron kadłuba za skrzydłem. Osłony silników metalowe. Wloty powietrza silników ogrzewane. Rozruch silników elektryczny. Silniki mogą być wyposażone w odwracacze ciągu.

Instalacje. Paliwowa — skrzydłowe zbiorniki integralne, łączna pojemność 2703 l, napełnianie grawitacyjne. Elektryczna — dwa prądorozruszniki 400 A/28 V, dwa przekładniki napięcia 600 VA, akumulator niklowo-kadmowy 24 V/39 Ah. Hydrauliczna — ciśnienie robocze $10,35$ MPa (106 kG/cm²), dwie

pompy napędzane od silników, zbiornik wyrównawczy; instalacja napędza podwozie i hamulce aerodynamiczne. Klimatyzacyjna — zapewnia odpowiednie parametry powietrza w kabine, umożliwia uzyskanie nadciśnienia 59 kPa ($0,6$ kG/cm²) (co odpowiada np. ciśnieniu panującemu na wysokości 2400 m przy locie na wysokości 13500 m). Tlenowa — indywidualne maski pilotów oraz maski dla pasażerów, łączna pojemność butli 620 l. Przeciwbłodzeniowa — szyby przednie wyposażone w instalację spirytusową; noski skrzydeł przy kadłubie ogrzewane elektrycznie (zabezpiecza to przed dostaniem się odłamków lodu do silnika), na pozostałej części nosków skrzydeł instalacja pneumatyczna, podobnie jak na noskach usterzeń.

Wyposażenie. Radar meteorologiczny, pełne (zdwojone) wyposażenie do lotów w trudnych warunkach (radiobusola, VOR, DME), pilot automatyczny, radiostacja VHF, radiowysokościomierz, zespolone wskaźniki nawigacyjne, kalkulator danych lotu.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Citation II jest powiększoną wersją produkowanego od końca lat sześćdziesiątych znanego samolotu Cessna Citation I (TLiA nr 3/1974 — Kartoteka). Zmiany w stosunku do Citation I są następujące: wydłużenie kadłuba o $1,29$ m (powiększenie kabiny pasażerskiej), zastosowanie środkowej części skrzydła (wzrost rozpiętości o $1,24$ m) oraz zastosowanie zespołu napędowego o większym ciągu (wzrost o 4 kN) i powiększenie pojemności zbiorników paliwa (o 234 l). Jest to coraz częściej obecnie spotykany sposób modyfikacji, znajdujący zastosowanie w coraz mniejszych samolotach. Prace projektowe rozpoczęto w 1976 r. Prototyp samolotu Citation II oblatano 31.01.1977 r., certyfikat uzyskano w marcu 1978 r., produkcja seryjna rozpoczęła się na przełomie 1977/1978 r. W przygotowaniu znajduje się obecnie prototyp następcy, Citation III (ze skośnym skrzydłem i silnikami Garrett-AiResearch TFE-731-3-100S).

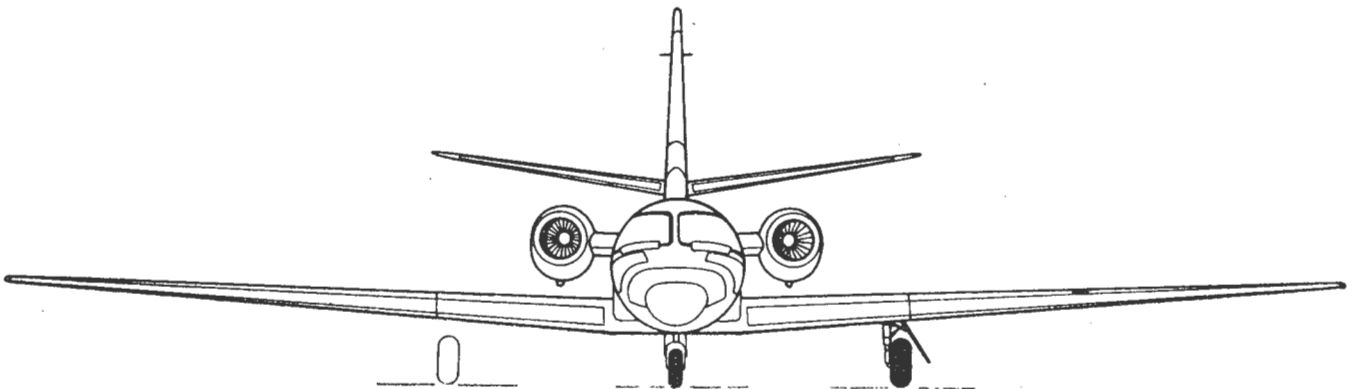
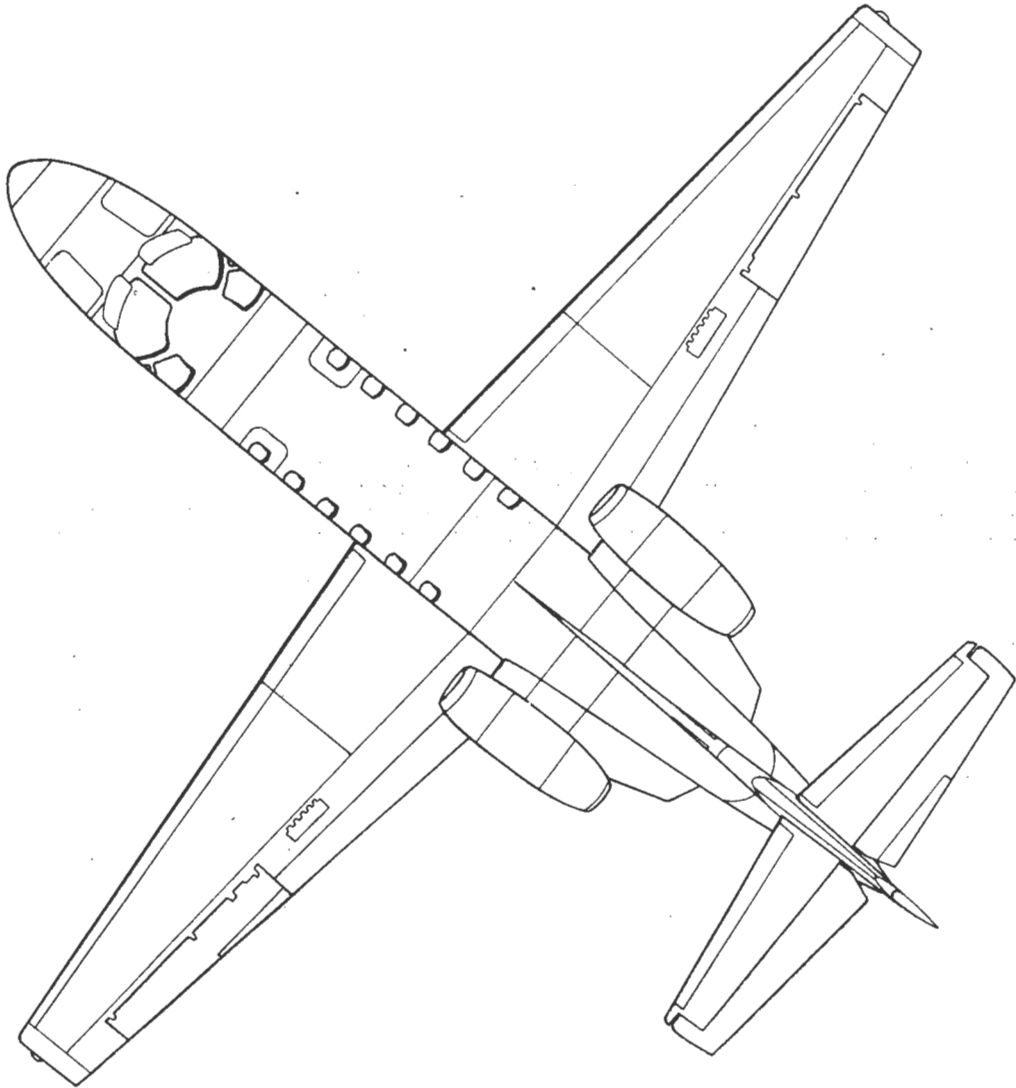
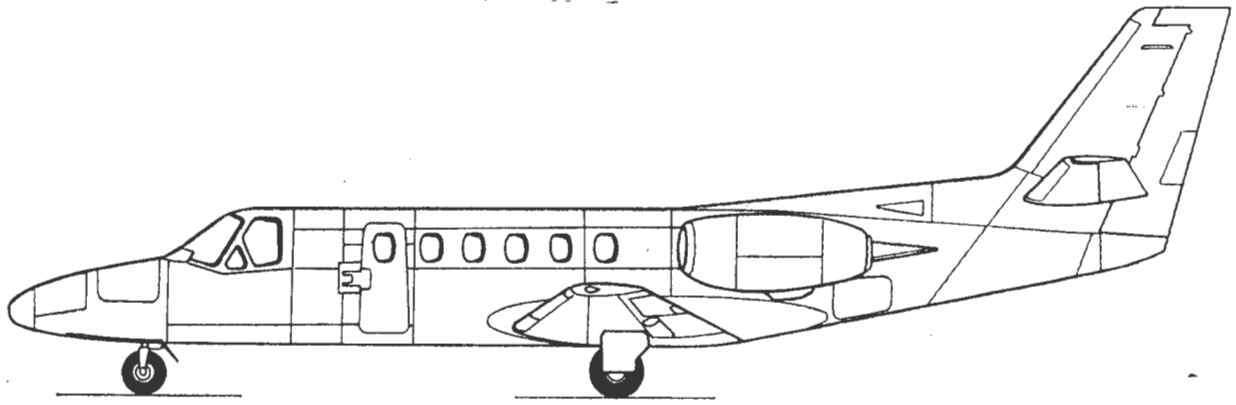
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	15,75 m
Długość	14,38 m
Wysokość	4,50 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	5,74 m
Baza podwozia	5,54 m
Rozstaw podwozia	5,36 m
Długość wnętrza kabiny	6,38 m
Szerokość wnętrza kabiny	1,50 m
Wysokość wnętrza kabiny	1,45 m
Wydłużenie skrzydła	8,3
Powierzchnia skrzydła	30 m ²
Pojemność bagażnika	2,58 m ³
Masa własna	3161 kg
Maks. masa do lądowania	6123 kg
Maks. masa startowa	6033 kg

Maks. masa do lądowania	5761 kg
Maks. masa do lądowania (bez paliwa)	4309 kg
— z wyposażeniem dodatkowym	4989 kg
Maks. obciążenie powierzchni	201,1 kg/m ²
Maks. obciążenie ciągu	271,27 kg/kN

Osiągi (dla masy startowej maks.):

Prędkość przelotowa ($H = 7620$ m)	675 km/h
Prędkość min. (maks. masa do lądowania)	154 km/h
Wznoszenie	16,51 m/s
Wznoszenie (na jednym silniku)	4,61 m/s
Pułap (maks. certyfikowany)	13 105 m
Pułap na jednym silniku	7010 m
Rozbieg	968 m
Dobieg (maks. masa do lądowania)	739 m
Zasięg (8 osób, 45 min rez.)	3167 km
	T.M.



INSTALACJA
HYDRAULICZNA;
INSTALACJA
PNEUMATYCZNA (II)

- 1 — zawór czopowy, z kurkowy, kurek
- 2 — z. pneumatyczny, kurek p., kran (odcinający) instalacji pneumatycznej
- 3 — z. elektromagnetyczny dwudrogowy, trójdrogowy, czterodrogowy
- 4 — rozdzielacz, sterownik
- 5 — r. różnicowy
- 6 — r. suwakowy, r. tłokowy, r. tłoczkowy
- 7 — r. s. ze sprzężeniem zwrotnym
- 8 — r. elektrohydrauliczny
- 9 — r. elektropneumatyczny
- 10 — r. klap.
- 11 — r. podwozia
- 12 — r. powietrza (dla rozruchu)
- 13 — regulator ciśnienia, automat ciśnieniowy
- 14 — przekaźnik ciśnieniowy
- 15 — wyłącznik krańcowy
- 16 — zamek hydrauliczny
- 17 — z. kulowy, zastrzask k.
- 18 — mechanizm wykonawczy, m. uruchamiający
- 19 — chowanie podwozia
- 20 — wypuszczanie p.
- 21 — wychylenie klap
- 22 — sterowanie przednią gołonią, s. kołem przednim
- 23 — hamowanie kół
- 24 — rozrusznik powietrzny
- 25 — wzmacniacz (sterowania), serwowzmacniacz
- 26 — tłumik wahań kierunkowych, t. odchylanla
- 27 — dźwignik, wciągnik, siłownik, cylinder roboczy
- 28 — dźwignik śrubowy (z nakrętką kulkową)
- 29 — cylinder
- 30 — tłok
- 31 — t. pływający
- 32 — tłoczysko
- 33 — głowica cylindra, g. dźwignika
- 34 — cylinder zamka, dźwignik z.
- 35 — uszczelka, uszczelnienie, pierścień uszczelniający
- 36 — uszczelka kształtowa
- 37 — u. okrągła, pierścień uszczelniający, oring
- 38 — zgarniacz przeciwpływowy
- 39 — silnik hydrauliczny
- 40 — s. (h.) tłokowy osiowy
- 41 — s. (h.) t. promieniowy
- 42 — s. pneumatyczny

HYDRAULIC
SYSTEM;
PNEUMATIC
SYSTEM (II)

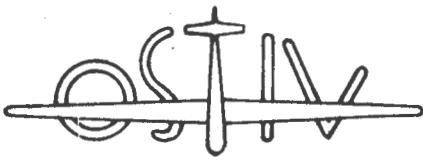
- 1 — plug valve, cock
- 2 — pneumatic valve, p. (system) cock, air cock
- 3 — two-way solenoid valve, three-way s.v., four-way s.v.
- 4 — manipulator, shuttle valve
- 5 — differential v.
- 6 — shuttle v., sleeve v., spool v.
- 7 — shuttle v. with feedback
- 8 — hydraulic solenoid v.
- 9 — pneumatic s. v.
- 10 — flap selector
- 11 — gear (position), s., (landing) gear selector valve
- 12 — air distributor (for air starting)
- 13 — pressure regulator, p. (regulating) governor
- 14 — pressure relay
- 15 — limit switch, stop s.
- 16 — hydraulic lock
- 17 — ball latch
- 18 — actuator
- 19 — (landing) gear retracting
- 20 — (l.) g. extending, (l.) g. lowering
- 21 — flap displacement, f. operation
- 22 — nose-wheel control, n.-w. steering
- 23 — wheel braking
- 24 — pneumatic starter, air starter
- 25 — (hydraulic) booster
- 26 — yaw damper
- 27 — jack, actuator
- 28 — (ball) screwjack
- 29 — cylinder
- 30 — piston
- 31 — free piston
- 32 — piston rod
- 33 — cylinder head
- 34 — lock actuator, lock jack
- 35 — gasket, seal, packing, p. ring, ring packing
- 36 — pre-formed p.
- 37 — p. ring, o-ring
- 38 — dust seal
- 39 — hydraulic motor, h. engine
- 40 — axial-piston h.m.
- 41 — radial-piston h.m.
- 42 — pneumatic m., compressed-air engine

DIE
DRUCKÖLANLAGE;
DIE DRUCKLUFT-
ANLAGE (II)

- 1 — der Hahn, der Ventilhahn
- 2 — der Presslufthahn
- 3 — (das) elektromagnetisches Zweiwegeventil, Dreiwegeventil, Vierwegeventil
- 4 — der Steuerschalter
- 5 — der Differential-Steuerschalter
- 6 — der Schieber-Steuerschalter
- 7 — der Kolben-Steuerschalter mit Rückführung
- 8 — (der) elektromagnetischer Druckölsteuerschalter
- 9 — (der) e. Pressluftsteuerschalter
- 10 — der Landelklappen (betätigungs)hebel, der Landelklappen-Steuerschalter
- 11 — der Fahrwerk (betätigungs)hebel, Der Fahrwerksteuerschalter
- 12 — der Luftverteiler (für Anlassen)
- 13 — der Druckregler
- 14 — der Druckmittler
- 15 — der Endschalter
- 16 — (das) hydraulisches Schloss, (der) hydraulischer Verschluss, das Hydraulikschloss, der Hydraulikverschluss
- 17 — das Kugelschloss
- 18 — das Stellgetriebe, der Stellantrieb
- 19 — das Fahrwerk-Einziehen, das F.-Einfahren
- 20 — das F.-Ausfahren
- 21 — das Landelklappen-Ausfahren
- 22 — die Bugradsteuerung, die Bugradlenkung
- 23 — das Laufradbremsen
- 24 — der Pressluftanlasser
- 25 — der Servoverstärker, der Hilfsverstärker, der Kraftverstärker
- 26 — der Glerdämpfer, der Glerregler
- 27 — der Arbeitszylinder, der Hubzylinder, der Heber
- 28 — der Schraubenheber (mit Kugelumlaufmutter)
- 29 — der Zylinder
- 30 — der Kolben
- 31 — der Freikolben, (der) freier Kolben
- 32 — die Kolbenstange
- 33 — der Zylinderkopf, der Zylinderdeckel
- 34 — der Rastzylinder
- 35 — die Packung, die Dichtung, die Abdichtung, der Packungsring
- 36 — die Profildichtung, die Manchette
- 37 — der Packungsring, der O-Ring
- 38 — der Filzring
- 39 — der Flüssigkeitsmotor, der Ölomotor
- 40 — (der) hydraulischer Axialmotor
- 41 — (der) h. Radialmotor
- 42 — der Druckluftmotor

ГИДРОСИСТЕМА;
ПНЕВМОСИСТЕМА (II)

- 1 — пробковый кран
- 2 — пневмокран, воздушный кран, к. сжатого воздуха
- 3 — двухходовой электро(магнитный) клапан, трёхходовой э.к., четырёхходовой э.к.
- 4 — кран управления, распределительный к.
- 5 — дифференциальный клапан
- 6 — золотниковый к., з. кран
- 7 — з. к. с обратной связью
- 8 — гидравлический (распределительный) электрокран
- 9 — пневматический (р.) э., э. сжатого воздуха
- 10 — рычаг управления закрылками, кран у. з.
- 11 — р. у. шасси, к. у. ш., клапан уборки и выпуска ш.
- 12 — распределитель воздуха (для запуска)
- 13 — регулятор давления, автомат д.
- 14 — реле д.
- 15 — концевой выключатель
- 16 — гидрозамок
- 17 — шаровой замок
- 18 — (силовой) привод, исполнительный механизм, рулевая машина, р. машинка, сервомотор
- 19 — уборка шасси
- 20 — выпуск ш.
- 21 — отклонение закрылков, выпуск з.
- 22 — управление носовой стойкой, у. носовым колесом
- 23 — торможение колес (шасси)
- 24 — пневмостартер, пневмозапуск
- 25 — (серво)усилитель, гидроусилитель, бустер
- 26 — демпфер рыскания
- 27 — силовой цилиндр, подъемник
- 28 — винтовой подъемник (с шариковой гайкой)
- 29 — цилиндр
- 30 — поршень
- 31 — плавающий п.
- 32 — шток поршня
- 33 — головка цилиндра
- 34 — (силовой) привод замка, цилиндр з.
- 35 — (уплотнительная) прокладка, уплотнительное кольцо, уплотняющий пакет
- 36 — у. манжета, (предварительно формованная) прокладка
- 37 — уплотнительное кольцо
- 38 — сальник
- 39 — гидравлический двигатель, гидромотор
- 40 — аксиально-поршневой г.
- 41 — радиально-поршневой г.
- 42 — пневмодвигатель, пневмомотор



XVII Kongres OSTIV Paderborn RFN, 24 maja ÷ 7 czerwca 1981 r.

XVII Kongres OSTIV — Międzynarodowej Naukowej i Technicznej Organizacji Szybowcowej odbędzie się równocześnie z Szybowcowymi Mistrzostwami Świata w Paderborn (RFN) w dniach od 24 maja do 7 czerwca 1981 r. włącznie. W późniejszym terminie zostaną rozplanowane sesje Sekcji Technicznej i Naukowej oraz sesje łączne obydwóch ww. Sekcji.

Posiedzenia Komisji Rozwoju Szybowców pod kierownictwem przewodniczącego tej Komisji, prof. Piero Morelli, odbędą się w dniach 25-27 maja.

Apel o zgłaszanie referatów

Tematyka Sekcji Technicznej obejmuje, ogólnie biorąc, projektowanie i konstrukcję szybowców i przyrządów szybowcowych oraz problemy związane z ich użytkowaniem. Szczegółowe tematy mogą dotyczyć następujących zagadnień (nie ograniczając się wyłącznie do nich):

- nowe strukturalne koncepcje, materiały lub technologie w projektowaniu szybowców,
- udoskonalenia aerodynamiczne,
- wyniki prób w locie dot. osiągnięć, drgań samowzбудnych, stateczności, sterowności itp.,
- kryteria wymagań zdatowności do lotu,
- zagadnienia zmęczeniowe w konstrukcjach szybowcowych, ze szczególnym uwzględnieniem tworzyw sztucznych wmacnianych włóknami szklanymi i innymi,
- nowe koncepcje motoszybowcowe,
- loty szybowcowe w kontrolowanej przestrzeni powietrznej,
- postęp w dziedzinie szkolenia pilotów.

Tematyka Sekcji Naukowej dotyczy przede wszystkim zagadnień meteorologii szybowcowej. W związku z zamierzonym na lata 1981-1982 projektem ALPEX w ramach Programu Światowych Badań Atmosfery (Global Atmospheric Research Programme — GARP) pożądanym jest poświęcenie szczególnej uwagi opływowi mas powietrza nad i dokoła różnej wielkości gór. Szczegółowe tematy referatów mogą dotyczyć następujących zagadnień (nie ograniczając się jednak wyłącznie do nich):

- trójwymiarowy opływ gór,
- zjawiska falowe (Bora and lee waves),
- studia dotyczące wiatru dolinowego (Berg- und Talwind),
- charakterystyki warstwy granicznej (w terenach górzystych),
- konwekcyjna warstwa graniczna,
- konwekcja uporządkowana (Organized convection),
- wyposażenie przyrządów szybowców oraz przyrządowanie do rejestracji wyników pomiarów w locie,
- badanie fizyki chmur za pomocą szybowców i motoszybowców,
- prognozowanie pogody dla celów szybowcowych.

Oprócz odrębnych sesji Sekcji Technicznej i Naukowej przewiduje się łączne sesje dla omówienia specjalnych tematów, mogących być przedmiotem zainteresowania obydwóch ww. Sekcji, jak również szerokiego kręgu techników, naukowców i pilotów szybowcowych. Tematyka tych referatów może dotyczyć następujących zagadnień (nie ograniczając się jednak wyłącznie do nich):

- dynamiczny lot szybowcowy,
- ogólne zasady tworzenia klas zawodniczych,
- ultralekkie szybowce,
- mięśnioloty.

Czas wygłoszenia referatu — łącznie z dyskusją — nie powinien w zasadzie przekraczać 30 minut. Referaty powinny być przedstawiane przez autorów w formie pisemnej, zezwalającej na bezpośrednie ich przestudiowanie. Pożądanym są kopie referatów, w celu rozprowadzenia ich wśród uczestników kongresu.

Wydawca wydawnictw OSTIV wymaga, aby maszynopisy referatów miały format A4 i były pisane z podwójnym odstępem; wszelkie tabele powinny mieć możliwie jak najprostszą i przejrzystą układ; wykresy i fotografie powinny się nadawać do reprodukcji bez żadnej dodatkowej obróbki graficznej.

Autorzy powinni zgłosić możliwie jak najszybciej, nie później niż do 31 stycznia 1981 r. swoją przynależność organizacyjną, tytuł referatu oraz jego zwężony skrót pod adresem: Sekcja Techniczna: Floyd J. Sweet, Chairman OSTIV Technical Section, 1910, Massachusetts Avenue, Mc Lean, Virginia 22101, USA.

Sekcja Naukowa: Dr Joachim P. Kuettner, Chairman OSTIV Scientific Section, National Centre for Atmospheric Research, Boulder, Colorado, 80307, USA.

W pomieszczeniach Kongresu OSTIV w Paderborn dostępny będzie sprzęt projekcyjny:

- projektor do przeźroczy o wym. ramki 50 × 50 mm i wym. przeźrocza 24 × 36 mm,
- epiaskop wykładowy nadglówny,

- projektor filmowy dla filmu 8 mm,
- projektor filmowy dla filmu 16 mm.

Apel o zgłaszanie kandydatów do plakiety OSTIV i nagrody im. Klemperera

Podczas każdego kongresu OSTIV przyznawana jest osobie, która w sposób wyróżniający się przyczyniła się do technicznego i naukowego postępu w dziedzinie szybownictwa, plakietą OSTIV, połączona — od Leszna 1968 r. począwszy — z nagrodą im. Klemperera, z którą związana jest stosownej wysokości nagroda pieniężna. Powyższa łączna nagroda za 1981 r. zostanie wręczona, zgodnie z dotychczasową tradycją, podczas otwarcia XVII Kongresu OSTIV w Paderborn w dniu 27 maja 1981 r.

Zarząd OSTIV wybierze laureata nagrody spośród kandydatów zgłoszonych do sekretariatu OSTIV przed dniem 31 stycznia 1981 r. Kandydatury do nagrody mogą być proponowane przez wszystkich członków OSTIV, zarówno czynnych jak i indywidualnych. Przy typowaniu kandydatów należy poświęcić szczególną uwagę najnowszym ich osiągnięciom w dziedzinie szybownictwa, jakkolwiek poprzednie ich prace mogą być również brane pod uwagę. Zgłaszający kandydatury powinni szczegółowo opisać osiągnięcia swoich kandydatów oraz załączyć ich krótkie życiorysy, jak również podać dokładnie nazwisko, imię i adres kandydata.

Wszystkie wnioski, dot. kandydatów do plakiety OSTIV i nagrody im. Klemperera należy nadsyłać pod adresem: Prezes OSTIV dr Manfred Reinhardt, OSTIV c/o DFVLR, D-8031 Wessling, West Germany BRD.

Informacja dot. członkostwa OSTIV oraz sposobu zamawiania wydawnictw OSTIV

Członkiem indywidualnym OSTIV może zostać każdy, kto prześle kwotę 36 marek RFN na konto bankowe OSTIV: OSTIV Account No 118 800, Raiffeisenbank, D-8031 Wessling, D-8031 Wessling, West Germany.

W opłacie członkowskiej zawarta jest roczna prenumerata miesięcznika szwajcarskiego Aero-Revuc, w którym opublikowane są komunikaty OSTIV oraz sukcesywnie referaty wygłoszone na kolejnych kongresach OSTIV.

W sekretariacie OSTIV — OSTIV Sekretariat, DFVLR, D-8031 Wessling West Germany, można zamówić niżej wymienione wydawnictwa OSTIV, przesyłając równocześnie na wyż. podane konto bankowe odpowiednią kwotę:

	Członk.	Niestow.
	DM	DM
— OSTIV Publication IX (South Cerney 1965)	10,50	13,50
— OSTIV Publication X (Leszno 1970)	11,25	14,25
— OSTIV Publication XI (Alpine 1968)	15,00	18,00
— OSTIV Publication XII (Vrsac 1972)	24,00	30,00
— OSTIV Publication XIII (Waikerie 1974)	24,00	30,00
— OSTIV Publication XIV (Räyskälä 1976)	30,00	39,00
— OSTIV Airworthiness Requirements for Sailplanes (wymagania wytrzymałościowe OSTIV dla szybowców) wyd. 1976 (uzupełnione) autor: prof. inż. Piero Morelli	15,00	21,00
— Sailplanes weight estimation (ocena ciężaru szybowca) — autor Walter Stender	7,50	10,50
— Static stability and control of sailplanes (statyczna stateczność i sterowność szybowca) autor: prof. inż. Piero Morelli	36,00	45,00
— Flugeigenschaftsprüfung von 7 doppelsitzigen Segelflugzeugen im OSTIV-Kurs, Varese 1963 (osiągnięcia 7 szybowców dwumiejscowych, wyznaczone podczas kursu OSTIV w Varese w 1963 r.) autorzy: Rade, Weishaupt, Zachcr	8,00	10,00

Oprócz ww. publikacji można również zamawiać podręcznik Handbook of meteorological forecasting for soaring flight (podręcznik meteorologicznego prognozowania dla szybownictwa), opracowany przez Komisję Meteorologiczną OSTIV pod kierunkiem dr J. P. Kuettnera. W celu zakupienia tej publikacji należy wysłać stosowne zamówienia oraz przekazać bankowym kwotę 18 sfr pod adresem: Case Postale 5, Geneva 20, Switzerland lub równowartość w dolarach USA pod adresem: Publication Centre, UNIPUB, Inc. P.O.Box 433, New York, N.Y. 10016, USA.

W sprawie ewentualnych dodatkowych informacji można zwracać się pisemnie lub telefonicznie: mgr inż. Jan J. Czerwiński, Dietla 111/5, 31-031 Kraków, tel. 120-79, lub bezpośrednio do sekretariatu OSTIV w Wessling adres jw. J.Cz.

cd. ze s. 1

Początek lat siedemdziesiątych przyniósł w tym względzie pewną poprawę, lecz już w latach następnych podjęto dalsze działania ograniczające wpływ samorządu robotniczego na działalność przedsiębiorstwa. Doszło nawet do tego, że zjednoczenia nakazywały odbycie KSR na taki lub inny przez siebie wymyślony temat, w którym szukano współnika do odpowiedzialności.

Na ten okres przypadają dwie ostatnie kadencje rady robotniczej, do chwili jej całkowitego rozwiązania. Okres ten był jak gdyby odwrotnością okresu 1957-1959 i to w każdym niemal względzie. Skład rady był, o dziwo, pierwszy raz w historii jej działania zgodny z postanowieniami ustawy o radach robotniczych. Aktywność jednak była coraz mniejsza i coraz mniejszy autorytet.

Przyczyny były dwie. Z jednej strony odebrano radzie możliwość swobodnego działania, ograniczając bezpodstawnie jej uprawnienia. Z drugiej strony, przewodniczący, który był aktywnym członkiem prezydium poprzedniej kadencji, okazał się nie przygotowany do pełnienia tak poważnej funkcji samodzielnie. Trudną jego sytuację pogarszał fakt, że w prezydium rady prawie że nie było doświadczonych inżynierów lub ekonomistów, mających zdolności organizacyjne i autorytet wśród załogi. Dość liczne przypadki nieprzemyślanych decyzji, z których trzeba było czasami wycofywać oraz brak widocznych efektów w pracy były przyczyną tego, że rada w ostatnim okresie swego istnienia wypełniała raczej biernie swe ograniczone powinności statutowe.

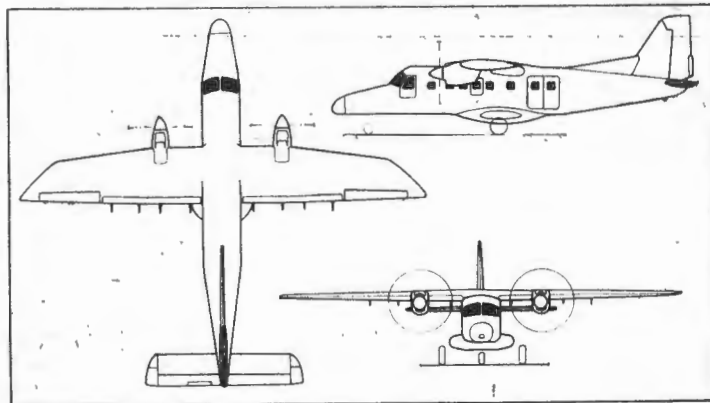
(wg „Skrzydeł”)

PROTOTYPY

Dornier Do 228 • RFN •

Samolot pasażerski na linie lokalne

Na początku 1981 r. mają rozpocząć próby w locie dwa prototypy samolotu Do 228, których koncepcją jest oparta na konstrukcji samolotu Do 28 Skyservant. Samolot jest zaopatrzone w płat typu TNT (Tragfluegel Neuer Technologie). Płat TNT o specjalnym profilu nadkrytycznym i obrysie zapewnia wzrost osiągnięć samolotu o ok. 25%, szczególnie w czasie startu i wznoszenia. Samolot jest zaprojektowany według przepisów FAR 23 i SFAR 41. Jego konstrukcja jest obliczona na 30 000 h lotów. Podwozie główne jest chowane do osłon po bokach kadłuba. Napęd stanowią dwa silniki Garrett TPE331-5 o mocy 535 kW (725 KM) i czterołopatowe śmigło Hartzell o średnicy 2,73 m, przestawialne w chora-giewkę i na odwrotny ciąg. Pojemność dwóch integralnych zbiorników paliwa w płacie wynosi 2250 l.



Budowane są dwa prototypy: Do 228-100 o 15 miejscach pasażerskich i Do 228-200 o 19 miejscach i przedłużonym kadłubie. Załoga jest dwuosobowa. Poza wersją pasażerską przewiduje się wersję towarową, pasażersko-towarową oraz wojskową do celów patrolowych, treningowych, sanitarnych, ratowniczych i desantowych.

Dane techniczne Do 228-100

Rozpiętość	16,97 m	Prędkość przelot.	432 km/h
Długość	15,0 m	Prędkość ekonom.	332 km/h
Wysokość	4,86 m	Wznoszenie	10,4 m/s
Pow. nośna	32,0 m ²	Pułap	4265 m
Masa własna	3193 kg	Długość startu	525 m
Masa handl.	2207 kg	Zasięg norm.	1970 km
Masa całk.	5700 kg		

Do 228-200 ma długość 16,55 m, masę własną 3343 kg i zasięg 1150 km.

W.K.

PROJEKTY

Shorts 360 • W. Brytania •

Samolot pasażerski na linie lokalne

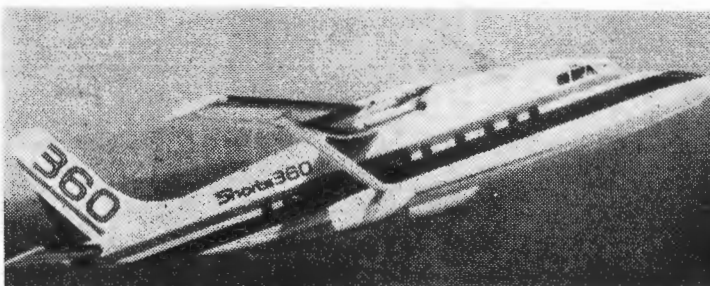
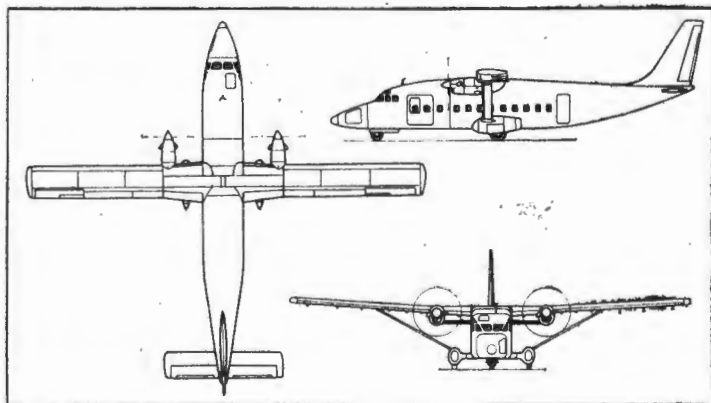
W czwartym kwartale 1981 r. mają się rozpocząć próby w locie samolotu Shorts 360, będącego powiększoną odmianą samolotu Shorts 330 o wyższych osiągnięciach. Nowy samolot ma silniki o większej mocy, przedłużoną o 0,91 m przednią część kadłuba i zmienione usterzenie. Dodanie dwóch rzędów foteli zwiększyło liczbę miejsc pasażerskich do 36. Fotele pasażerskie są w układzie 2 + 1. Załoga składa się z dwóch pilotów. Zastąpienie podwójnego usterzenia kierunku pojedynczym skośnym usterzeniem spowodowało zmniejszenie współczynnika oporu samolotu. Do napędu zastosowano dwa silniki Pratt Whitney of Canada PT6A-65R o mocy 970 kW (1320 KM) i pięciopłatowe śmigła Hartzell o średnicy 2,82 m. Zbiorniki paliwa o pojemności 2180 l znajdują się w środkowej części płata.

Nowy samolot budowany jest w celu uzupełnienia, a nie zastąpienia, samolotów Shorts 330. Przewiduje się sprzedaż do 1990 r. 275-350 samolotów, przy czym ich cenę szacuje się na 3,25 mln dol.

Dane techniczne

Rozpiętość	22,75 m	Masa całk.	11 657 kg
Długość	21,49 m	Prędk. maks.	390 km/h
Wysokość	6,68 m	Długość startu	1320 m
Pow. nośna	42,08 m ²	Długość lądow.	1198 m
Masa własna	7480 kg	Zasięg norm.	426 km
Masa użyteczna	4177 kg	Zasięg maks.	1054 m

W.K.



Port lotniczy Amsterdamu – Schiphol¹⁾ (I)

WITOLD STEFANEK



Rys. 1. Schiphol — port i lotnisko

Holendrzy zawsze przywiązywali duże znaczenie do transportu. Już na przełomie XIV i XV w. zrozumieli, że położenie geograficzne predysponuje Holandię do roli europejskiego okna na świat i już wtedy zwrócono uwagę na potrzebę przystosowania portu morskiego w Rotterdamie do szerszego pełnienia funkcji usługowo-transportowej.

Holendrzy są ponadto doskonałymi handlowcami, co zresztą należy do ich tradycji narodowych. Umieją szukać klienta, wiedzą co mu jest potrzebne, rozwinęli więc doskonale marketing. Późniejszy rozwój lotnictwa sprawił, że Holendrzy rychło zdali sobie sprawę z tego, jaką rolę może ono odegrać w transporcie i jako jedni z pierwszych w Europie postawili na transport lotniczy. Od początku starali się nie tylko o nowoczesny sprzęt, konkurencyjny w stosunku do posiadanego przez sąsiadów, ale także o sprawność obsługi.

Holandia jest krajem małym, ma tylko jedno lotnisko uczestniczące w międzynarodowym ruchu lotniczym — Amsterdam Schiphol. Choć nie jest ono lotniskiem największym, jest jednak jednym z najnowocześniejszych w świecie. Oto w jaki sposób do tego doszło.

Historia lotniska

Obecna nazwa portu lotniczego, Schiphol, wywodzi się jeszcze z dawnych czasów. Ponad 100 lat temu teren obecnego lotniska zajmowała rozległa zatoka morska Haarlemmermeer. Kiedy wiał silny wiatr z zachodu, wiele statków rozbijało się w zatoce, osiadało na mieliźnie i zamieniało we wraki. Miejsce to stało się zbiorowym grobowcem okrętów — „Schipshol”, co po holendersku znaczy „piekło statków”. Od momentu, kiedy teren ten postanowiono przeznaczyć pod uprawę (a było to w 1852 r.), zatoka Haarlem straciła wodę a schipshol literę s. Zatokę wkrótce zamieniono w żyzny polder, a Schiphol w lotnisko o światowym znaczeniu.

Historia Schipholu jako lotniska zaczyna się mniej więcej po zakończeniu I wojny światowej. W 1917 r. na terenie polderu utworzono aerodrom dla korpusu wojskowego. 7.10.1919 r. powołano do życia towarzystwo lotnicze KLM.

Na bazę KLM wybrano 76-hektarowe lotnisko wojskowe Schiphol. Od tego czasu KLM i Schiphol są ze sobą nierozdzielnie związane.

Początki nie były łatwe. Schiphol był wówczas kwadratowym, błotnisko-trawiastym polem o wymiarach: 1 × 1 km. Maksymalny rozbieg wynosił 1100 m. Całe zaplecze stanowiło sześć drewnianych baraków. 17.05.1920 r. KLM zaczęły obsługiwać swe pierwsze regularne połączenie z Londynem (trzy razy w tygodniu). We wrześniu tegoż roku doszło do połączenia z Hamburgiem i Kopenhagą.

W 1926 r. władze miejskie Amsterdamu przejęły zarząd nad Schipholem. Od tego momentu zaczyna się prawdziwy rozkwit portu. Podniesiono na wyższy poziom wyposażenie techniczne lotniska, wybudowano jedne z pierwszych w Europie (jeżeli nie pierwsze) betonowe drogi startowe oraz takie same płyty przeddworcowe. Zbudowano nowoczesny jak na owe czasy terminal, wielkie hangary i warsztaty.

Zarówno KLM jak i Schiphol rozrastały się i coraz lepiej prosperowały. W 1930 r. otwarto połączenie z Jakartą (co dwa tygodnie). W 1937 r. połączenie to odbywało się już trzy razy w tygodniu i była to wówczas najdłuższa trasa na świecie. Liczba przewożonych pasażerów wzrastała do tysięcy, a nawet do 10 tys. rocznie. Transport towarów i poczty również wzrastał nieprawdopodobnie szybko i osiągnął poziom 2 tys. t rocznie. Również powierzchnia Schipholu wzrosła do 210 ha, a powierzchnia hangarów do 21 000 m². Liczba planowych lotów wynosiła już 40 lądowań i 40 startów dziennie. W ciągu niespełna 20 lat Schiphol urósł do rangi jednego z najnowocześniejszych i najbardziej ruchliwych portów lotniczych Europy. W 1939 r. na Schipholu pracowało ogółem 1600 osób w 25 firmach.

W czasie II wojny światowej Schiphol poniósł ciężkie straty. 10.05.1940 r. zaczęły się bombowe ataki hitlerowskiej Luftwaffe, po czym Niemcy zajęli Schiphol. W pierwszym okresie okupacji wydłużyli oni nawet drogi startowe. W związku z tym, że Schiphol stał się dość ważną bazą dla Luftwaffe, alianci zaczęli przeprowadzać ataki bombowe na to lotnisko. W końcu 1944 r. wojska niemieckie dopełniły dzieła zniszczenia.

Po zakończeniu działań wojennych przystąpiono do energicznej odbudowy. Już 28.07.1945 r. na Schipholu ponownie zaczęły lądować samoloty, a w listopadzie tegoż roku wszystkie drogi startowe były już zdadne do użytku.

Podczas okupacji specjalna, działająca tajnie, komisja

¹⁾ Opracowanie jest oparte na pracy dyplomowej w Państwowym Studium Stenotypii i Języków Obcych, specjalność Ekonomika i Organizacja Transportu Lotniczego.

opracowała szczegółowy plan rozbudowy Schipholu. Obejmował on centralny teren portu (obsługa samolotów, pasażerów, bagażu i przewozu towarów), wokół niego miały być rozmieszczone drogi startowe w formie stycznych, tak aby dwie drogi mogły być używane jednocześnie (jedna do startu, druga do lądowania). Dla pasażerów i przewozu towarów postanowiono wybudować autostradę z Amsterdamu do Hagi, przebiegającą przez teren lotniska, planowano również połączenie kolejowe. Ten odważny i efektowny plan został w zasadzie zaakceptowany przez zarząd m. Amsterdamu już w 1949 r. Upiękniono jednak jeszcze wiele czasu zanim plan ten zrealizowano.

Tymczasem w listopadzie 1945 r. KLM wznowiły połączenie z Indonezją, a w lutym 1946 r. pierwszy raz w historii portu otwarto regularne połączenie z N. Jorkiem. Aby zaspokoić podstawowe potrzeby administracji i personelu obsługującego port lotniczy, zbudowano całą kolonię drewnianych budynków, do których należała również prowizoryczna, drewniana wieża kontrolna. Wzniesiono także 12 hangarów. W 1949 r. oddano do użytku nowy terminal o dług. 237 m i szer. 52 m, a jego wnętrze urządzone zgodnie z wymogami wzrastającego ruchu. W tym samym roku przekazano nowoczesną wieżę kontrolną z najnowszą aparaturą radarową i radiową. W ciągu pierwszych trzech powojennych lat na Schipholu obsłużono 1 mln pasażerów, czyli tyle, ile przez całe 20 lat przedwojennej działalności.

W 1958 r. zmieniono zarząd Schipholu (do tej pory podlegał on całkowicie władzom Amsterdamu). Powołano spółkę o ograniczonej odpowiedzialności (NV Luchthaven Schiphol), której akcjonariuszami są: państwo (76% akcji), władze Amsterdamu (22%) i władze Rotterdamu (2%). Od tego momentu rozpoczęto gruntowną modernizację Schipholu. Zaczęto budować w kolejności: nowy budynek terminalu, budynek do obsługi przewozu towarów, wieżę kontrolną, budynek cateringu, stację straży pożarnej i policji. Na sąsiednim terenie technicznym rozpoczęto realizację zaplecza technicznego KLM, hangarów, warsztatów, magazynów firm zatrudniających w paliwo.

Stale wzrastający ruch zmusił władze do 3-krotnej przebudowy terminalu, a także przebudowy dworca towarowego wybudowanego w 1953 r. Coraz większy ruch i coraz większe samoloty były powodem ciągłego powiększania płyty przed-dworcowej. Niemożliwe stało się dowożenie pasażerów do samolotów autobusami. Wspomniana wyżej modernizacja Schipholu nabrała szczególnego rozmachu od 1963 r. Już w 1967 r. oficjalnie oddano do użytku centralny teren nowego dworca otoczony czterema drogami startowymi. Otwarcia dokonała 28.04.1967 r. Jej Wysokość Królowa Holandii.

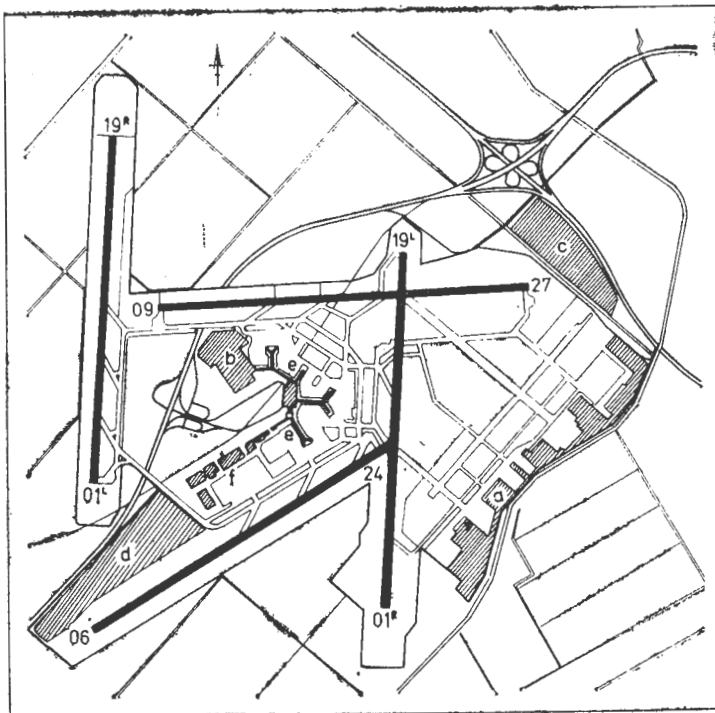
Port lotniczy Schiphol dzisiaj

Położenie lotniska

Schiphol położony jest na dnie dawnej zatoki morskiej Haarlem, która jest dziś płaskim polderem. Port lotniczy został idealnie wkomponowany w zespół polderowy. Lotnisko otoczone jest zielenią, poprzecinane drogami publicznymi i linią kolejową, nie robi więc wrażenia wyizolowanego, zamkniętego obszaru (rys. 1). Cały teren ma kształt kwadratu o wym. 4×4 km, zajmuje powierzchnię ok. 1700 ha i jest otoczony czterema równoległymi do siebie drogami startowymi, po 3300 m każda (rys. 2). Schiphol położony jest w odległości 10 km od serca Amsterdamu, 70 km od Rotterdamu — najruchliwszego portu morskiego świata, 50 km od Hagi — siedziby dworu królewskiego, rządu, parlamentu Holandii i wielu organizacji międzynarodowych. Tak więc Schiphol obsługuje wszystkie te miasta, a w jego zasięgu znajduje się również wiele innych, dużych miast (Utrecht, Haarlem, Alkmaar i in.). W strefie godzinnej dojazdu do Schipholu mieszka ok. 35% ludności Holandii. W celu usprawnienia dojazdu zbudowano wspólny, rozległy i ciągle rozbudowywany system dróg. Ponadto buduje się linię szybkiej kolei Amsterdam—Schiphol—Haga—Rotterdam (część Amsterdam—Schiphol już funkcjonuje, a prace na odcinku Hagi już są w końcowym stadium).

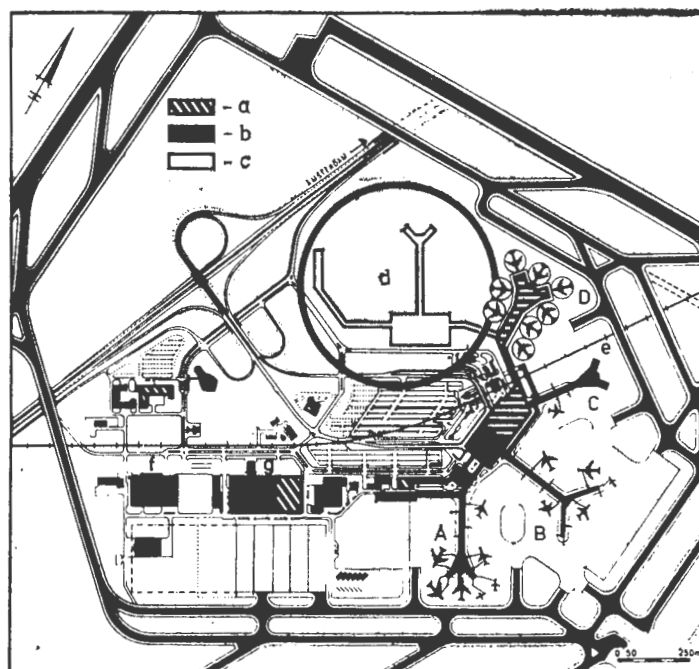
Teren centralny Schipholu

Teren centralny Schipholu zajmuje 274 ha, czyli nieco więcej niż teren dworca J. F. Kennedy'ego w N. Jorku. Jest on otoczony czterema drogami startowymi. Wewnątrz znajdują się dwa systemy dróg do kołowania: jeden dla samolotów kołujących do stanowisk, drugi dla samolotów kołujących do startu. Granicę terenu centralnego stanowi cały zespół budynków: kompleks budynków terminalu (terminal, budynek władz portu, centrum dla załóg, wieża kontrolna, budynki towarzystw charterowych Martinair Holland

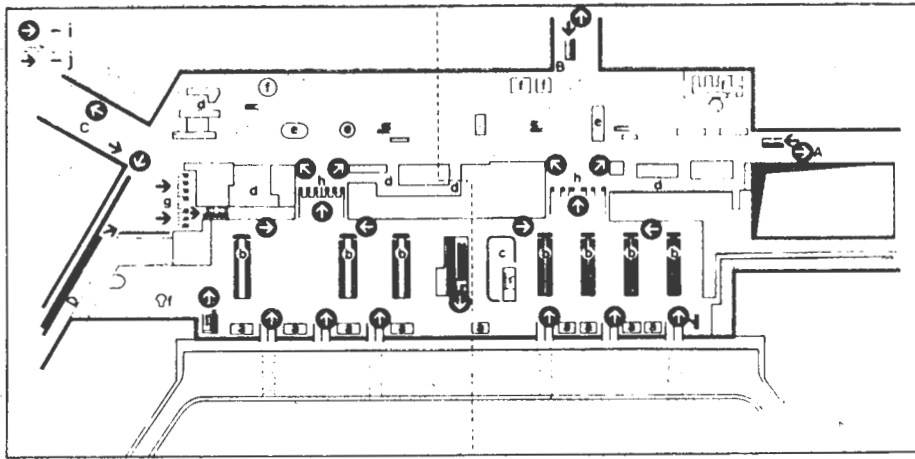


Rys. 2. Lotnisko Schiphol: a) — baza techniczna KLM oraz zakłady Fokker, kierunki rozbudowy: b — nowy budynek terminalu, c — nowe magazyny towarowe, d — nowy teren do obsługi transportu towarów, e — przedłużenie pomostu C, f — nowe biuro do obsługi transportu towarów

i Transavia Holland, budynek departamentu Lotnictwa Cywilnego i budynek cateringu KLM) i kompleks budynków do przewozu ładunków. Za potężną ścianą, jaką tworzą te budynki, znajduje się ogromny parking dla ok. 6000 samochodów (jest on podzielony na parkingi dla pasażerów, wrotających, odprowadzających i zwiedzających oraz dla pracowników lotniska). Obok parkingu znajdują się: stacja kolejowa, dworzec autobusowy, wypożyczalnia samochodów Shiptside i Avis-Hertz, stacja obsługi samochodów, siedziba straży pożarnej i policji, muzeum aeronautyczne Aviodome, budynek administracji i służb technicznych portu, podstacja energetyczna i centrum ogrzewcze, hotel Hilton oraz hala sportowa (rys. 3). Przez cały teren centralny Schipholu przebiega autostrada Amsterdam—Haga, której odgałęzienie prowadzi do budynku terminalu. Autostrada ta przebiega pod jedną z dróg startowych (09—27) tunelem o dług. 500 m i szer. 50 m. Wschodni teren Schipholu zamyka inny, wielki



Rys. 3. Zabudowa na lotnisku Schiphol: pomosty A, B, C i D — stoiska obsługi samolotów; a — w budowie, b — rozbudowa planowana, c — planowany drugi budynek terminalu, d — teren rezerwowany na budowę drugiego budynku terminalu, e — kolei w budowie, f — budynek strefy obsługowej, g — obsługa towarowa



Rys. 4. Hala odlotów: A, B, C, D — pomosty; a — biura podróży, b — odprawa pasażerów, c — stoiska KLM, d — sklepy bezcłowe, e — informacje, bank, f — bary, g — służba graniczna, h — kontrola paszportowa, i — pasażerowie przylatujący, j — pasażerowie odlatujący

ciąg budynków: hangary, warsztaty i magazyny KLM, zakłady remontowe, tzn. całe zaplecze techniczne. Znajduje się tu również główny zakład sławnej fabryki samolotów Fokker (Schiphol jest lotniskiem doświadczalnym dla tej fabryki).

Budynek terminalu

Budynek terminalu jest najważniejszą częścią portu lotniczego. Oddany do użytku w 1967 r. terminal na Schipholu składał się z części głównej (na ok. 6 mln pasażerów) oraz z trzech pomostów wyposażonych w ruchome rękawy, przystosowanych do obsługi 25 samolotów. W 1971 r. przepustowość wzrosła do 9 mln pasażerów rocznie. W kwietniu 1975 r. minister transportu Holandii dokonał otwarcia nowej części terminalu, stanowiącego 120% powierzchni starego. Został on wyposażony w nowy, czwarty już pomost D, mogący przyjąć jednocześnie 8 samolotów szerokokadłubowych (Boeing 747, DC-10, Airbus). Amsterdamski terminal ma obecnie przepustowość 18 mln pasażerów rocznie. Obowiązuje na nim decentralizacja, czyli ruch odlotowy jest oddzielony od przylotowego.

Hala odlotów

Hala odlotów znajduje się na I piętrze terminalu. Można się do niej dostać bądź bezpośrednio z ulicy, bądź tunelami prowadzącymi z parkingów i ze stacji kolejowej, a następnie ruchomymi schodami. Pasażer wchodzący do hali odlotów przechodzi najpierw do tzw. hali przejściowej, gdzie znajdują się agencje linii lotniczych i biur podróży. Hala przejściowa połączona jest z halą północną (dla lotów rozkładowych) i z halą południową (dla lotów charterowych). Obydwie hale mają po cztery zespoły odpraw, składające się z 22 stanowisk odpraw każda. Nad każdym stanowiskiem są zawieszane elektroniczne tablice, podające szczegółowe informacje o poszczególnych odprawach i lotach (rys. 4). Odprawiony bagaż wędruje taśmociągami do sortowni, znajdującej się w podziemiach terminalu, a stamtąd na specjalnych platformach lub w kontenerach trafia do samolotu.

Po załatwieniu formalności paszportowo-celnych pasażer przechodzi do obszernej poczekalni odlotowej, w której znajdują się: punkty informacyjne, kawiarnie, bary, cocktail-bary, bary przekąskowe, samoobsługowa restauracja na 400 miejsc. Znajduje się tu również tzw. „pokój medytacji” dla pasażerów, którzy wolą spędzić ostatnie chwile przed odlotem w samotności, a także galeria sztuki i oddzielne poczekalnie

dla pasażerów I klasy, lecących samolotami KLM lub Lufthansy.

Główną atrakcją poczekalni odlotowej jest kompleks sklepów bezcłowych. Sklepy, znane nie tylko w Holandii, mają wspaniałe zaopatrzenie, miłą obsługę i atrakcyjne ceny. Można tu nabyć przeróżne artykuły spożywcze, sprzęt elektroniczny, fotograficzny, medyczny, radiowy, kosmetyki, zabawki, zegarki, biżuterię. Znajduje się tutaj również duży, wspaniale zaopatrzony salon samochodowy.

Cała hala odlotowa jest świetnie oznakowana. Pasażerowie są niemal „prowadzeni za rękę” za pomocą tablic elektronicznych, zespołów monitorów i ogromnej liczby głośników firmy Philips. Głośniki te mają charakterystyczne ciepłe, szepczące natężenie dźwięku. Wszelkie dane informacyjne są zbierane w nocy przez specjalny personel i gromadzone w komputerze, a następnego dnia komputery obsługują prawie cały system informacyjny.

Z poczekalni odlotowej pasażerowie udają się, przez odpowiedni pomost, do swoich samolotów.

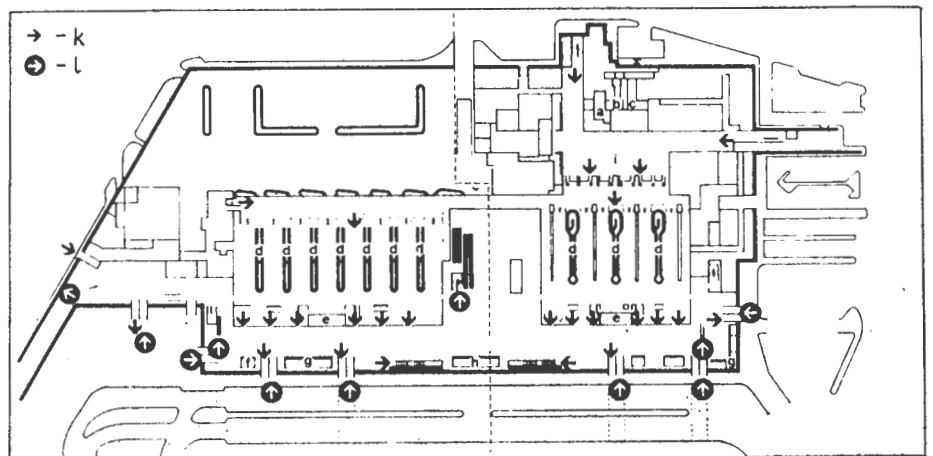
Hala przylotów (rys. 5)

Hala przylotów znajduje się na parterze terminalu. Pasażerowie przylatujący, z pomostów A i B przechodzą ruchomymi rękawami do hali odlotów. Stamtąd ruchomymi lub zwykłymi schodami schodzą na parter, gdzie znajduje się kontrola paszportowa. Następnie udają się do hallu odprawy celnej, gdzie zainstalowane jest siedem taśmociągów bagażowych. Zanim pasażerowie załatwią wszelkie formalności, bagaż już na nich oczekuje. Z odszukaniem bagażu nie ma trudności, gdyż nad każdym taśmociągami zawieszono są elektroniczne tablice z numerem lotu i portem odprawy. Po odebraniu bagażu pasażerowie przechodzą do hallu powitań.

Pasażerowie z pomostów C i D przechodzą przez kontrolę paszportową jeszcze przed zejściem do hali przylotowej. Następnie udają się do tejże hali, a ściślej do jej części przeznaczonej dla pasażerów z pomostów C i D. Znajduje się tu również siedem taśmociągów bagażowych. Po załatwieniu formalności pasażerowie przechodzą do hallu powitań.

W hallu powitań znajdują się: placówka rezerwacji hotelowej, sklep cukierniczy, agencje biur podróży i informacji turystycznej, informacja KLM, księgarnia, dwa biura wymiany walut i kilka placówek firm wypożyczających samochody. Ponadto w hali przylotowej, w jej części od strony płyty przeddworcowej, znajduje się tzw. kompleks wypo-

Rys. 5. Hala przylotów: a — pokoje dla dzieci, b — łazienki, c — pokoje dziennego odpoczynku, d — odbiór bagażu, e — bank, f — rezerwacja hotelowa, g — biura podróży, wypożyczanie samochodów, h — informacja, i — służba graniczna, j — VIP oraz sale konferencyjne, k — pasażerowie odlatujący, l — pasażerowie przylatujący



czynkowy. Jest on głównie przeznaczony dla pasażerów tranzytowych, którzy niejednokrotnie muszą czekać parę godzin na dalsze połączenie. Składa się on z dwunastu dwuosobowych pokoiów z łazienkami i ośmiu pojedynczych z prysznicami. Ponadto jest tam jeszcze sala dziecięca z odpowiednio wyposażonymi dla dzieci czterema łazienkami i z dziesięcioma łóżeczkami oraz salon fryzjerski. Drugą część kompleksu zajmują: pokój dla VIP²⁾, sala konferencyjna prasowych i cztery sale konferencyjne, które po wypożyczeniu mogą być miejscem załatwiania interesów i spotkań businessmenów.

Po załatwieniu wszelkich formalności i po przywitaniu się z osobami oczekującymi pasażerowie mają wiele możliwości udania się do miejsc przeznaczenia. W północnej części hali przylotów znajduje się siedziba firmy NLM City Hopper, która obsługuje krajowe połączenia lotnicze. Przed frontem terminalu oraz obok niego znajdują się dworce autobusowe KLM i innych firm. Serwis autobusowy funkcjonuje wzorowo. Autobusami można bezpośrednio dojechać do Amsterdamu, Rotterdamu, Hagii i Utrechtu, gdzie można się przesiąść w oczekujące już autobusy do prawie wszystkich punktów Holandii. Poza tym istnieje wiele innych usług autobusowych, jak przejażdżki po Amsterdamie dla pasażerów tranzytowych, mających kilka godzin czasu do odlotu lub połączenia z poszczególnymi hotelami.

Pasażerowie przylatujący mogą skorzystać z taksówek lub wypożyczyć sobie samochód (korzystają z tego szczególnie Amerykanie, którzy na Schipholu wypożyczonym samochodem rozpoczynają swą wycieczkę po Europie). Pasażerowie mogą skorzystać również z kolei. Z hali przylotów przez obszerny tunel, w którym mieszczą się sklepy, kwaciarnie, duży bar oraz przechowalnię bagażu, można dojść do stacji kolejowej. Ze stacji kolejowej pasażerowie mogą dojechać do Amsterdamu.

Ostatnią ewentualnością jest podróż z lotniska samocho-

²⁾ VIP — very important person — „bardzo ważna osoba” — przedstawiciele rządu, ministrowie, dyrektorzy wielkich firm przemysłowych itd.

dem własnym lub witających. Na jeden z dwóch parkingów można dojść tunelem, prowadzącym bezpośrednio z hali przylotów.

Pomosty pasażerskie

Z budynku terminalu do samolotów prowadzą cztery całkowicie zakryte pomosty o długości: A — 270 m, B — 370 m, C — 150 m, D — 370 m. Ogółem mają one 41 pozycji do postoju samolotów. Nad wejściem do każdego pomostu wiszą elektroniczne tablice, informujące o samolotach odprawianych z poszczególnych pomostów i bram. Aby skrócić dystans do bram, pomosty A, B i D wyposażone są w ruchome chodniki. Przed każdą bramą odbywa się kontrola bezpieczeństwa. Bramy zaopatrzone są w teleskopowe rękawy, bezpośrednio podłączane do drzwi samolotu. Ruchoma część rękawa może poruszać się poziomo i pionowo, rękaw może być więc podłączany do prawie każdego typu samolotu.

Najnowocześniejszym pomostem jest pomost D, oddany do użytku w 1975 r., przystosowany do obsługi jednocześnie ośmiu samolotów szerokokadłubowych (Boeing 747, DC-10, Airbus, Tristar). Znajduje się na nim osiem poczekalni, każda dla 300 pasażerów, a ponadto sklepy bezcłowe, sala dla dzieci i bar kawowy. Pomost D ma osiem rękawów typu over-wing. Każdy rękaw ma dwa teleskopowe odgałęzienia podłączane jednocześnie do obojga drzwi samolotu. Jedno odgałęzienie podłączone jest do tylnych drzwi ponad skrzydłem. Tak więc pasażerowie opuszczają olbrzymiego Jumbo-Jeta w ciągu 5-10 min.

Każdy pomost ma własną, niezależną instalację klimatyzacyjną, umieszczoną w dachu. Wokół pomostu D przechodzi podziemny rurociąg, umożliwiający tankowanie paliwa przez samoloty bezpośrednio z hydrantów (tankowanie przy pozostałych pomostach odbywa się z cystern).

Jak więc widać, pasażerowie przechodzą z terminalu do samolotu i odwrotnie, nie narażając się na deszcz, wiatr, hałas, gorące spaliny z silników. Podłoga samolotu znajduje się na poziomie podłogi pomostów i terminalu, nie zachodzi więc potrzeba pokonywania różnic poziomów.

ABŁAMOWICZ A., NOWAKOWSKI W.: Podstawy aerodynamiki i mechaniki lotów. WKiŁ Warszawa, 1980 r., wyd. I, nakład 10 000 egz., s. 206, cena 33 zł

W ramach wydawanego od lat cyklu książek nt. szkolenia samolotowego Akroklubu PRL ukazała się bardzo potrzebna pozycja, przeznaczona dla kandydatów na pilotów samolotów sportowych, lotnictwa gospodarczego i komunikacyjnego oraz dla instruktorów samolotowych. Książka obejmuje podstawowe wiadomości z mechaniki, ułatwiające przedstawienie i zrozumienie zasadniczych zagadnień związanych z mechaniką lotu, a także szczególne cechy mechaniki lotu samolotów wielosilnikowych i odrzutowych oraz eksploatację w specyficznych warunkach, uwzględniając ograniczenia użytkowania w zakresie prędkości, przeciążeń i położenia środka ciężkości. Opisano w niej również zjawiska aerodynamiczne wpływające na zachowanie się samolotu w powietrzu i w różnych rodzajach lotu, na różnych etapach startu i lądowania.

Książka jest napisana zwięźle, ujmując wszystkie wiadomości potrzebne do poznania lotnictwa, niezbędne do prawidłowego, dobrego wykonywania zawodu pilota sportowego i instruktora w zakresie aż do lotów przydzwiękowych i w pełni odpowiada potrzebom użytkowników lotnictwa.

J.S.

ANTROPOW W. F., BURAKOW G. B., DJACZENKO A. S. I INNI: Eksperymentalnyje issledowanija po aerodinamike wiertolota. Maszynostrojenje, Moskwa 1980 r., wyd. II zmienione i uzupełnione, s. 240, cena 2,80 rubli

Książka podaje metody i rezultaty badań modelowych wirników i innych części śmigłowców oraz badań tychże elementów o wymiarach rzeczywistych. Podaje metody eksperymentalnego określania przemieszczeń katowych nasady łopaty i odształceń łopaty w różnych przekrojach, określania sił aerodynamicznych przez pomiar ciśnienia na powierzchni łopaty, a także przy użyciu elementu tensometrycznego oraz metoda zmiany impulsów i chwilowych prędkości indukowanych w pobliżu wirnika.

Drugie wydanie książki (pierwsze wydanie

ukazało się w 1972 r.) jest uzupełnione nowym materiałem z zakresu zastosowania automatyki przy wykonywaniu pomiarów i przy ich obróbce.

Książka przeznaczona jest dla pracowników instytutów naukowo-badawczych oraz inżynierów.

A.K.

BONDARCZUK I. E., CHARIN W. I.: Awiacyjnyje i radioelektronnoje oborudowanije samolota An-24. Wydanie drugie poprawione i uzupełnione. Moskwa 1979, s. 302, il. 114, tabl. 1. Cena 1,20 rubl (24 zł).

W książce opisane jest przeznaczenie, podstawowe charakterystyki i zasady pracy sieci elektrycznej i źródeł energii elektrycznej osprzętu nawigacyjnego i radiolokacyjnego oraz pilotażowo-nawigacyjnych przyrządów pomocniczych i przyrządów kontroli pracy samolotu An-24. Autorzy opisują sposób uruchamiania i kontroli zdolności do pracy wymienionego osprzętu, a także sposoby naprawiania prostszych awarii, głównie poświęcając uwagę problemom eksploatacji urządzeń elektrycznych w locie.

Książka przeznaczona jest dla personelu latającego lotnictwa cywilnego.

M.-M.M.

Letnyje ispytania rakiet i kosmicznych aparatów. Praca zbiorowa pod redakcją E. I. Krinickiego. Moskwa 1979, s. 464, bibliogr. poz. 22. Cena 1,40 rubl (28 zł).

Książka zawiera teoretyczne podstawy systemów informatyki stosowanych przy badaniach w locie kosmicznych aparatów latających. Autorzy opisują podstawowe problemy budowy systemów pomiarowych i algorytmy statystycznego opracowania wyników dokonanych pomiarów. Zajmują się matematycznymi modelami rakiet i aparatów kosmicznych, planowaniem badań i sposobem wykonywania pomiarów, porównując kilka metod dokonywania opracowań statystycznych. Książka zaopatrzona jest w liczne wykresy, ilustrujące treść wywodów matematycznych.

M.-M.M.

Radionawigacyjnyje sistemy letajelnych apparatow. Podręcznik pod redakcją P. S. Dawydowa. Moskwa 1980, s. 448, il. 226, tabl. 16, bibliogr. poz. 95. Cena 1,50 rubl (30 zł).

W podręczniku opisane są podstawowe zasady konstrukcji pokładowych systemów radionawigacyjnych różnego przeznaczenia. Autorzy podają ich szczegółowe przeznaczenie i opisują sposoby ulepszenia ich charakterystyk techniczno-eksploatacyjnych. Podają wiadomości na temat szczególnych właściwości konstrukcyjnych pojedynczych urządzeń i całych bloków nawigacyjnych urządzeń pokładowych. Opisują także zasady ich technicznej eksploatacji i diagnostyki oraz problemy poprawiania efektywności eksploatacyjnej tego osprzętu.

M.-M.M.

GLASS A.: Samoloty PZL 1928-1978. WKiŁ, Warszawa, 1980, wyd. I, nakład 20 000 egz., s. 180, cena 35 zł.

W Bibliotece Skrzydlatej Polski ukazała się książka obejmująca okres 50 lat działalności polskiego przemysłu lotniczego od 1928 r., a nawet czasów wcześniejszych, od pierwszych kroków po pierwszej wojnie światowej.

Książka podzielona jest na trzy zasadnicze części. Pierwsza część omawia działalność Państwowych Zakładów Lotniczych od początku ich budowy i organizacji aż do września 1939 r. Druga część omawia odbudowę polskiego przemysłu lotniczego po zniszczeniach wojennych i organizację Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego (PZLiS) wraz z Instytutem Lotnictwa i Lotniczymi Warsztatami Doświadczalnymi, nie obejmując jednak działalności w dziedzinie szybocowej (SZD w Bielsku). Część trzecia zawiera chronologiczne omówienie budowanych przez PZL samolotów konstrukcji własnej i licencyjnej oraz współpracę w ramach kooperacji.

Książka jest bogato ilustrowana i zawiera plany samolotów w trzech rzutach, które uzupełniają jej treść. Dla każdego samolotu podano niezbędne dane techniczne i uzyskiwane osiągi oraz udział w rajdach i w konkursach.

J.S.

Awaria napędu śmigłowca w pracach dźwigowo-montażowych.

Studium możliwości przeprowadzenia manewru bezpieczeństwa

Mgr inż. KAZIMIERZ SZUMANSKI
Instytut Lotnictwa

Prace dźwigowo-montażowe przy użyciu śmigłowców są ostatnio coraz popularniejsze, co zwiększa prawdopodobieństwo wystąpienia awarii w fazie lotu operacyjnego. Awaria napędu śmigłowca w tej fazie lotu grozi wypadkiem ze względu na specyfikę wykonywania prac (otoczenie — przeszkody i obecność personelu obsługi naziemnej, stan lotu — zawis, podwieszony ładunek, jak i typ śmigłowca: dwa silniki o niezbyt wielkich nadmiarach mocy). Wydaje się celowe prześledzenie możliwych przebiegów lotu po awarii napędu i wykonanie analizy, w celu zmniejszenia zagrożenia w czasie przeprowadzania manewru bezpieczeństwa. Jako przykład przyjęto śmigłowiec Mi-6, przy użyciu którego dość często w kraju wykonywane są prace dźwigowo-montażowe. Wyniki obliczeń i analiz są jedynie ilustracją przykładową, gdyż ocena użytkowa wymagałaby dodatkowych uściśleń danych o śmigłowcu, jak i obliczeń dotyczących warunków eksploatacji z wybraniem sytuacji granicznych.

Metoda badania układu śmigłowca

Posłużono się symulacyjną metodą badania pracy zespołu pilot-śmigłowiec, uwzględniającą także wpływ otoczenia (bliskość ziemi i warunki atmosferyczne), opisaną w [5] i [10].

Metoda ta pozwala m.in. na prześledzenie czasowych przebiegów zmian zachodzących w układzie po awarii napędu, przy zadaniu charakterystycznych parametrów manewru bezpieczeństwa. Analiza tych przebiegów informuje o zachowaniu się układu i pozwala na wyznaczenie granicznych warunków bezpiecznego przeprowadzenia manewru awaryjnego. Powtarzanie obliczeń dla różnych stanów lotu, warunków otoczenia, parametrów śmigłowca i typu awarii (awaria jednego lub dwóch silników) pozwala na znalezienie sposobu zminimalizowania niekorzystnych skutków uszkodzenia napędu w czasie wykonywania prac dźwigowych. Możliwe jest także modelowe poszukiwanie nowych technik pilotażu lub modyfikacje technik typowych, pozwalających na bezpieczniejsze przeprowadzenie manewru awaryjnego.

Założenia

Do analizy przyjęto dane jak dla śmigłowca Mi-6, z tym że niektóre istotne wielkości, z braku ścisłych danych, oszacowano w przybliżeniu. Wg [2, 3 i 4] przyjęto: promień wirnika nośnego $R = 17,5$ m, ciężar łopaty (prostokątnej) $b = 1$ m, masa łopaty $m_l = 715$ kg, regulowana przez pilota prędkość końca łopaty w granicach $\omega R = 207 \div 220$ m/s, masa śmigłowca z ładunkiem podwieszonym $Q = 38\,000$ kg, masa ładunku podwieszonym $Q_p = 8000$ kg, maks. moc jednego silnika przy obrotach odpowiadających prędkości końca łopaty 220 m/s $P_r = 4045$ kW, która zmniejsza się nieznacznie wraz z obrotami wirnika, co jest charakterystyczne dla dwuwalowych silników turbinowych [11]. Zależność tę przyjęto (z braku danych) podobnie jak dla silnika Bristol Siddeley Gnome H.1200 [11], a mianowicie: spadek mocy maks. równy 1% przy spadku obrotów o 10% i 5% dla obrotów o 20% mniejszych od obrotów nominalnych ($\omega R = 220$ m/s). Czas wzrostu mocy z biegu jałowego na moc maks. przyjęto równy 10 s.

Analizę przeprowadzono dla wysokości $H = 0$ i warunków atmosfery wzorcowej. Dla większych wysokości zmiany będą niewielkie ze względu na stałość charakterystyki wysokościowej napędu do $H = 3000$ m [2].

Moment inercyjny układu pięciolopatowego wirnika śmigłowca zredukowany do obrotów wirnika i uwzględniający masy wirujące łopat, piasty przekładni i śmigła ogonowego przyjęto równy $I_o = 411\,330$ kgm² zakładając, z braku ściślejszych danych, równomierny rozkład mas wzdłuż łopaty i 16% przyrost momentu łopaty, uwzględ-

niający pozostałe masy wirujące, tak jak dla Mi-2 przy ściśle wyliczonym przyroście.

Analiza dotyczy dwóch najistotniejszych, ze względu na bezpieczeństwo lotu, faz, a mianowicie dolotu z podwieszonym ciężarem do miejsca wykonywania prac dźwigowo-montażowych i fazy pracy wykonywanej w zawisie.

Typową reakcją załogi w chwili stwierdzenia awarii napędu jest zrzućcie podwieszonym ładunku i wykonanie manewru bezpieczeństwa. Zadaniem analizy będzie zatem:

— w fazie dolotu: ustalenie bezpiecznej wysokości, pozwalającej na wykonanie manewru awaryjnego,

— w fazie prac dźwigowo-montażowych: także ocena toru manewru awaryjnego w celu ustalenia warunków, w których nie nastąpi kolizja elementów śmigłowca z przeszkodami.

Wybór wysokości lotu i trasy w fazie dolotu jest na ogół swobodniejszy niż warunki wykonywania prac w zawisie i badanie skutków awarii na wypadek kolizji z przeszkodami nie jest niezbędne.

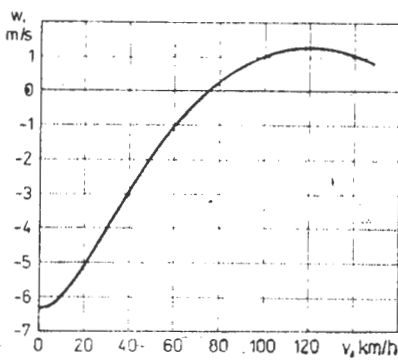
Ocena energetyczna układu

Śmigłowiec po awarii napędu i zrzućciu ładunku staje się względnie lekki. Przy awarii jednego silnika doinwestowanie w moc jest znaczne, tak że śmigłowiec zalicza się do I kategorii [1]. Znaczący jest fakt, że istnieją takie warunki, w których śmigłowiec może wznosić się z prędkością większą niż 0,5 m/s. Biegunową prędkości z jednym silnikiem pracującym dla $Q = 30\,000$ kg podano na rys. 1. Decydująca w tym wypadku jest różnica mocy maksymalnej, którą może osiągnąć silnik i mocy niezbędnej, którą w pewnych granicach pilot może zmniejszyć (zmniejszając obroty wirnika selektorem prędkości obrotowej). Dla lżejszego śmigłowca nie zwiększa to współczynnika ciągu a zmniejsza znacznie moc profilową wirnika. Jeśli bowiem rozpatrzymy biegunową wirnika pokazaną na rys. 2 [2], to przy masie $Q = 38\,000$ kg i $\omega R = 220$ m/s, współczynnik ciągu $t = G/0,5 \rho \cdot R k b (\omega R)^2 = 0,144$. Ten sam współczynnik ciągu, po zrzućciu ładunku, można utrzymać przy $\omega R = 195$ m/s. Różnica mocy niezbędnej przy $\omega R = 220$ m/s i $\omega R = 195$ m/s wynosi ~ 650 kW, a spadek mocy rozporządzalnej ~ 50 kW, co stanowi netto $\sim 15\%$ poprawę bilansu dla warunków wznoszenia ustalonego.

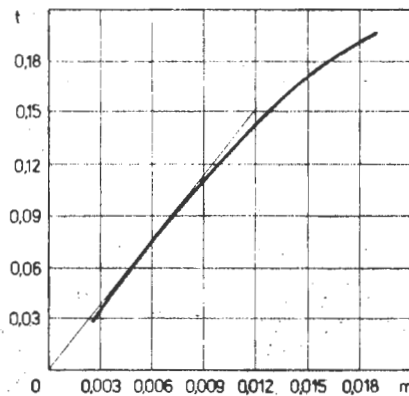
W przypadku awarii dwóch silników, najistotniejszym czynnikiem warunkującym pomyślne przeprowadzenie manewru awaryjnego jest stosunek energii kinetycznej, jaką może oddać układ inercyjny wirnika do pracy, którą wykona śmigłowiec w czasie od chwili wystąpienia awarii do chwili przyziemienia. Zależności nie są łatwe do jednoznacznego ujęcia analitycznego dla małych prędkości lotu, gdyż z jednej strony bilansu decydującą wielkością jest $I_o \Delta \omega^2$ (gdzie $\Delta \omega$ — dopuszczalny spadek prędkości kątowej wirnika), a z drugiej masa śmigłowca Q . Możliwość wyhamowania prędkości opadania kosztem energii kinetycznej układu wirnika (po rozpadnięciu śmigłowca) w fazie poderwania limituje nośność krytyczna wirnika — ze względu na oderwanie strug — malejąca ze spadkiem obrotów, a także maksymalny skok ogólny wirnika. Im mniejsza masa śmigłowca, tym intensywniejsze hamowanie można wywołać przy tym samym spadku obrotów, a i obroty minimalne mogą być niższe.

Zrzućcie podwieszonym ładunku powoduje zmniejszenie masy układu o $\sim 25\%$, zatem względna poprawa bilansu energetycznego jest znaczna i może zadecydować o możliwości przeprowadzenia bezpiecznego lądowania w wypadku awarii dwóch silników.

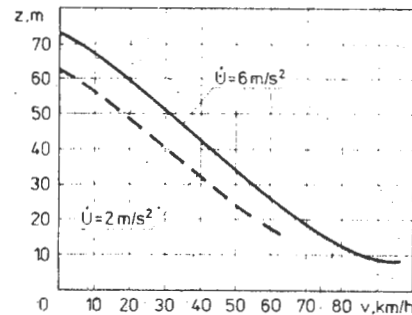
Przeprowadzone rozważania dotyczą oceny możliwości granicznych układu pilot-śmigłowiec i nie uwzględniają zaleceń zamieszczonych w instrukcji użytkowania śmigłowca, dających pewien dodatkowy zapas bezpieczeństwa.



Rys. 1. Biegunowe prędkości śmigłowca Mi-6 z jednym silnikiem pracującym dla masy $Q = 30\,000$ kg



Rys. 2. Biegunowa wirnika śmigłowca [2]



Rys. 3. Krzywa maksymalnej straty wysokości w fazie rozpedzania od prędkości awarii jednego silnika do osiągnięcia prędkości ustalonego wznoszenia. Linia ciągła — straty wysokości przy rozkręcaniu wirnika po awarii w tempie $U = dU/dt = 6\text{ m/s}^2$; linia przerywana dla $U = 2\text{ m/s}^2$

Wyniki obliczeń

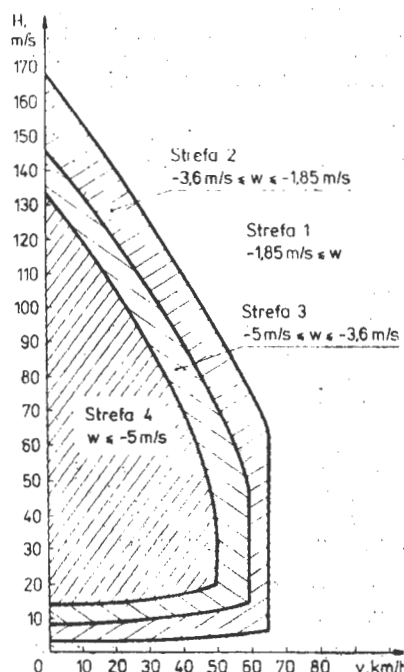
Granice bezpiecznej eksploatacji w fazie dolotu i zawisu

Dla typowej techniki pilotażu (po awarii napędu — zrzut ładunku i zmniejszenie skoku ogólnego) wyznaczone są na rys. 3 krzywe maksymalnego obniżenia się lotu śmigłowca po awarii jednego silnika [8] w funkcji prędkości lotu (uwzględniono tempo rozkręcania wirnika $\dot{U} = 6$ i 2 m/s^2).

Wg [1] należy dodać 10 m zapasu od przeszkód naziemnych, ale dla prac dźwigowych, ze względu na specyfikę warunków lokalnych, zapas ten powinien być odpowiednio ustalony w zależności od warunków otoczenia.

W przypadku awarii dwóch silników wyznaczone są strefy H—V. Na rys. 4 przedstawiono cztery strefy dla masy $Q = 38\,000$ kg. Strefa 1 dla eksploatacyjnej prędkości przyziemienia $w = -1,85\text{ m/s}$, strefa 2 dla twardego lądowania $-3,6\text{ m/s} \leq w \leq -1,85\text{ m/s}$ [1], strefa 3 dla warunku „bezpiecznego rozbicia” $-5 \leq w \leq -3,6\text{ m/s}$ i strefa 4 dla $w < -5\text{ m/s}$, w której awaria napędu grozi katastrofą. Jako „bezpieczne rozbicie” uważa się takie przyziemienie, które może spowodować trwale odkształcenie konstrukcji, ale ocala załogę. Prędkość graniczną $w = -5\text{ m/s}$ przyjęto szacunkowo, gdyż nie dysponowano dokładnie ocenioną wartością tak ustalonej prędkości.

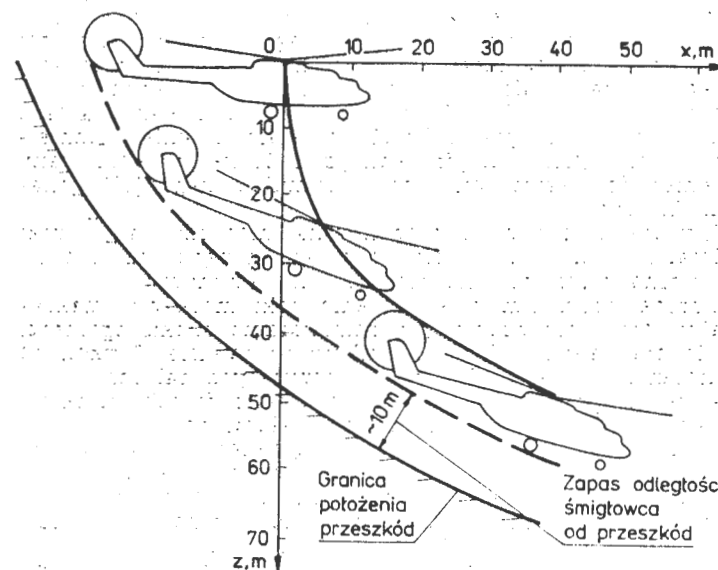
Obliczenia wg [6] dla $Q = 30\,000$ kg pokazują, że poprawa bilansu energetycznego po zrzuceniu ładunku jest tak znaczna, że strefy niebezpieczne znikają i istnieje możliwość wykonania przyziemienia z każdej wysokości. Manewr jednak wymaga precyzyjnej gospodarki energią kinetyczną wirnika w fazie poderwania tak, aby jej kosztem wyhamować, po uprzednim rozpedzeniu śmigłowca, pionową prędkość do wybranej prędkości dopuszczalnej przyziemienia.



Rys. 4. Strefy bezpieczeństwa śmigłowca Mi-6 o masie $Q = 38\,000$ kg w przypadku awarii dwóch silników

Ocena możliwości kolizji z przeszkodą w czasie wykonywania typowego manewru bezpieczeństwa po awarii napędu

Na rys. 5 i 6 pokazano tor lotu śmigłowca w czasie typowych reakcji załogi po awarii jednego i dwóch silników w zawisie, w czasie wykonywania prac dźwigowo-montażowych.



Rys. 5. Tor lotu śmigłowca po zrzuceniu ładunku podwieszanego w przypadku awarii jednego silnika w zawisie i przy stosowaniu typowej techniki wykonania manewru

Jak widać z tych rysunków, śmigłowiec przy gwałtownym początkowym znizaniu (niewielki wektor ciągu w zmniejszeniu skoku ogólnego, nawet pochyłony, pozwala na nieznaczne przyspieszenie śmigłowca do przodu i przez pewien czas niemal pionowo opada on w dół) wymaga wolnej przestrzeni (zajętej już przez stanowisko i urządzenie montażowe a także zrzucony ładunek, uprzednio podwieszony, oraz przedmioty i obiekty otoczenia). Z pewnością odpowiednio długa lina, zapewniająca właściwy dystans do przeszkód spełniłaby warunek bezpiecznego przeprowadzenia manewru, ale jak wynika z rys. 5 i 6 wymagałoby to, zwłaszcza przy awarii dwóch silników, zbyt wielkich długości.

Poszukiwanie nowych technik wykonywania manewru bezpieczeństwa w pracach dźwigowo-montażowych przy użyciu śmigłowca

Dla masy śmigłowca, po zrzuceniu ładunku, niewiele większej od masy własnej $27\,240$ kg, moment bezwładności inercyjnego układu wirnika jest względnie duży i spadek obrotów dla tej masy, wynikły w pierwszej fazie lotu po ubytku mocy wskutek awarii, jest znacznie mniejszy niż dla masy startowej. Można zatem swobodniej manipulować rozdziałem czasowym energii zakumulowanej w wirniku, tak aby w pierwszej fazie lotu, po awarii, możliwie daleko przemieścić się i rozpedzić od stanowiska roboczego przy niewielkim znizaniu. Zakłada się zatem, że po awarii i po okresie niereagowania pilota (~ 1 s) [7] następuje zrzut ładunku i przez okres $2\div 3$ s przy niezmniejszonym skoku ogólnym, a jedynie przez pochylenie śmi-

głowca odepchnięciem drążka, wywołuje się impuls do przodu (wektor ciągu duży). Dopiero po tym czasie następuje odpowiednie zmniejszenie skoku ogólnego i ciągu, aby zahamować dalszy spadek obrotów wirnika i ewentualnie ponownie go rozkręcić w czasie opadania śmigłowca.

Realność takiego podejścia uzasadniają badania przeprowadzone w [9] i [12].

W [12] opublikowano wyniki prac dotyczących oceny właściwości śmigłowca (jednosilnikowego) przy ziemi na małych prędkościach lotu po awarii napędu. Zastosowanie wirnika o zwiększonym momencie bezwładności zlikwidowało strefę $H-V$, pozwalając na bezpieczne prowadzenie zadań wykonywanych przez śmigłowiec w obszarze małych prędkości i w całym zakresie wysokości. Badania prowadzone były na śmigłowcu OH-58A, przy czym moment bezwładności wirnika HERS o podwyższonej energii (*High Energy Rotor System*) był ok. 2-krotnie większy niż dla śmigłowca seryjnego. Nie podano, jaki minimalny wzrost momentu bezwładności zlikwidowałby strefę $H-V$, gdyż HERS był przewidywany do zadań taktycznych i wymagany był również zapas energii na wykonanie odpowiedniego manewru. Względne podwyższenie energetyczności układu, w przypadku Mi-6 $\sim 30\%$, które wynika ze zmniejszenia masy układu do 30 000 kg, to główny czynnik umożliwiający modyfikację techniki manewru awaryjnego.

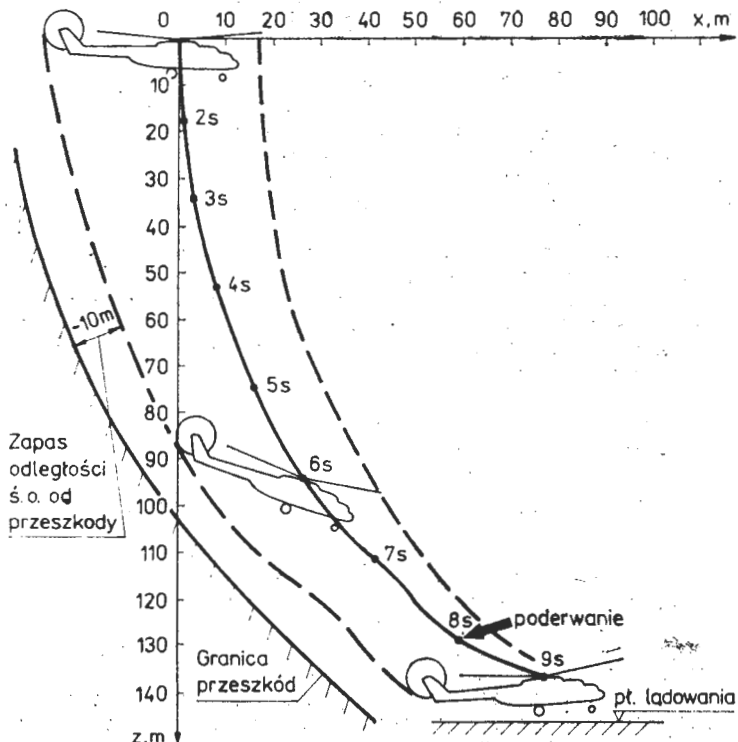
Przeprowadzone badania zmienionej techniki pilotażu na Mi-2 z masą $Q = 3500$ kg przy symulowaniu awarii jednego silnika [9] potwierdziły możliwość modyfikacji reakcji pilota przez pochylenie wektora ciągu, przy nieruchomej dźwigni skoku ogólnego. Taką technikę można było stosować w ciągu całej fazy rozpędzania przy prędkości wystąpienia awarii $V > 8,3$ m/s, a dla symulowanej awarii przy mniejszych prędkościach należało również zmniejszyć skok ogólny. Zapis jednego z lotów, wykorzystany również do weryfikacji modelu symulacyjnego [10] pokazano na rys. 7.

Wydaje się zatem, że proponowana modyfikacja techniki pilotażu w pierwszej fazie po awarii napędu jest realna, co można prześledzić na modelu symulacyjnym.

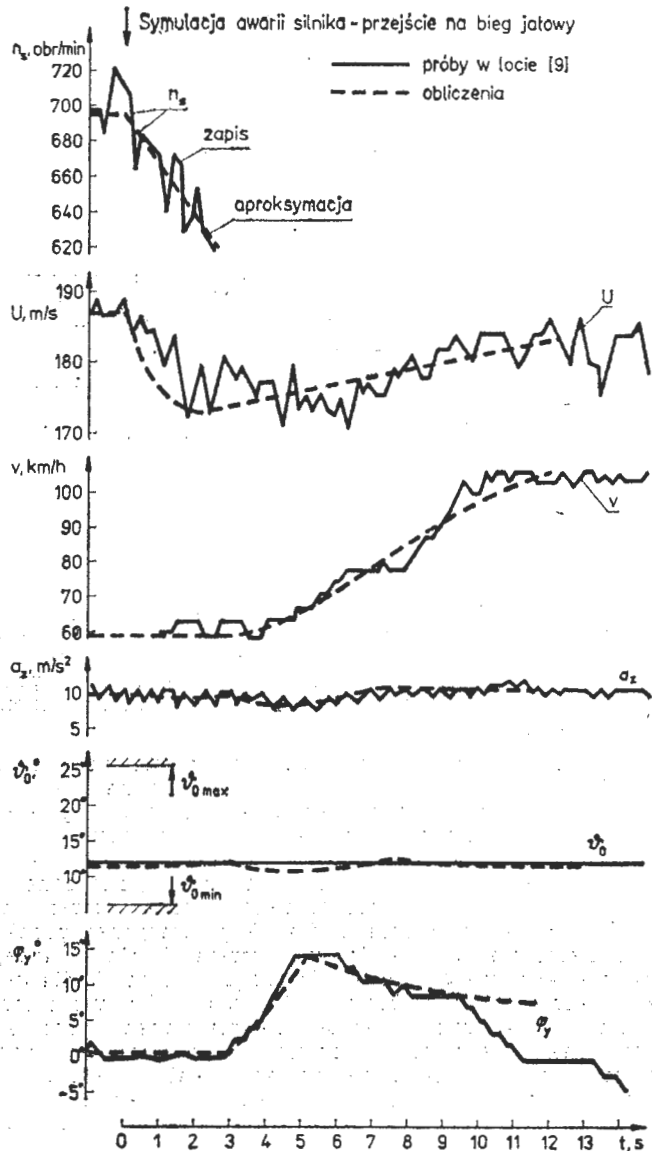
Przed wszystkim należy ocenić, jaki może być maksymalny czas rozpędzania bez zmniejszania skoku ogólnego, zakładając awarię dwóch silników w zawisie. Wykonano obliczenia w czasie 10 s dla następujących założeń:

- w chwili $t = 0$ wywołuje się awarię dwóch silników; obserwuje się zmiany parametrów układu do $t = 1$ s,
- dla $t > 1$ s pilot pochyla śmigłowiec do $\varphi_u = 20^\circ$ w tempie $50^\circ/\text{s}$; obserwuje się zmiany parametrów układu.

Dopuszczalny czas przeprowadzenia manewru bez zmniejszania skoku ogólnego wyznacza zrównanie się wielkości ciągu wirnika z wielkością nośności krytycznej, którą oceniano wg kryterium kąta natarcia na promieniu łopa-



Rys. 6. Tor lotu śmigłowca w przypadku awarii dwóch silników w zawisie, po zrzuceniu ładunku podwieszanego i przy stosowaniu typowej techniki manewru bezpieczeństwa



Rys. 7. Próby w locie [9] fazy rozpędzania po symulowanej awarii jednego silnika przeprowadzone na Mi-2 i weryfikacja modelu matematycznego

ty $r = 0,9$ i azymucie $\psi = 270^\circ$ oraz wg współczynnika nośności krytycznej c_{kr} [13]. Obie te oceny dają dużą zgodność i są naniesione na rys. 8.

Na rys. 8 podano przebiegi zmian parametrów dla dwóch przypadków:

- 1) śmigłowiec i ładunek początkowo ma łączną masę $Q = 38000$ kg; po upływie 1 s i zrzuceniu ładunku przebieg parametrów odpowiada masie $Q = 30000$ kg; zmiany parametrów dla tego przypadku narysowano linią ciągłą;
- 2) śmigłowiec o masie $Q = 42000$ kg — manewr rozpędzania skokiem ogólnym po czasie $t = 1$ s bez ubytku masy układu.

Dla pierwszego przypadku czas dopuszczalny t_{krUSL} (*USL — Upper Stall Limit — górna granica oderwania*) może osiągnąć 6 s, a dla drugiego $t_{krUSL} = 4,5$ s. Początek oderwania (*LSL — Lower Stall Limit*) zaczyna się wcześniej, ale dopiero niebezpieczne powiększenie się obszaru oderwania staje się groźne. Czas, kiedy następuje początek oderwania t_{krLSL} dla pierwszego przypadku wynosi ~ 4 s, można zatem do 3 s (rezerva 1 s) wykonywać manewr rozpędzania bez zmniejszania skoku ogólnego.

Na rys. 9 przedstawiono przebieg zmian parametrów lotu w funkcji czasu przy awarii jednego silnika zmodyfikowaną techniką lotu (najpierw przyspieszenie, potem zmniejszenie skoku ogólnego) przy rozkręcaniu obrotów w tempie $dU/dt = 2$ m/s ($U = \omega R$). Ocenę możliwości kolizji z przeszkodami podano na rys. 10 i 11. Widać znacznie zwiększone (w porównaniu z rys. 5 i 6) obszary, w których obecność przeszkód nie zagraża bezpieczeństwu.

Inne sposoby poprawienia bezpieczeństwa wykonywania manewru awaryjnego

Możliwości regulacji przebiegu bilansu energetycznego są następujące:

— moc na rozkręcanie lub hamowanie wirnika wyrazić można wzorem $P_s = I_o \varepsilon \omega$, gdzie $\varepsilon = d\omega/dt$ (zwykle $0,5 \div \pm 1$ rad/s);

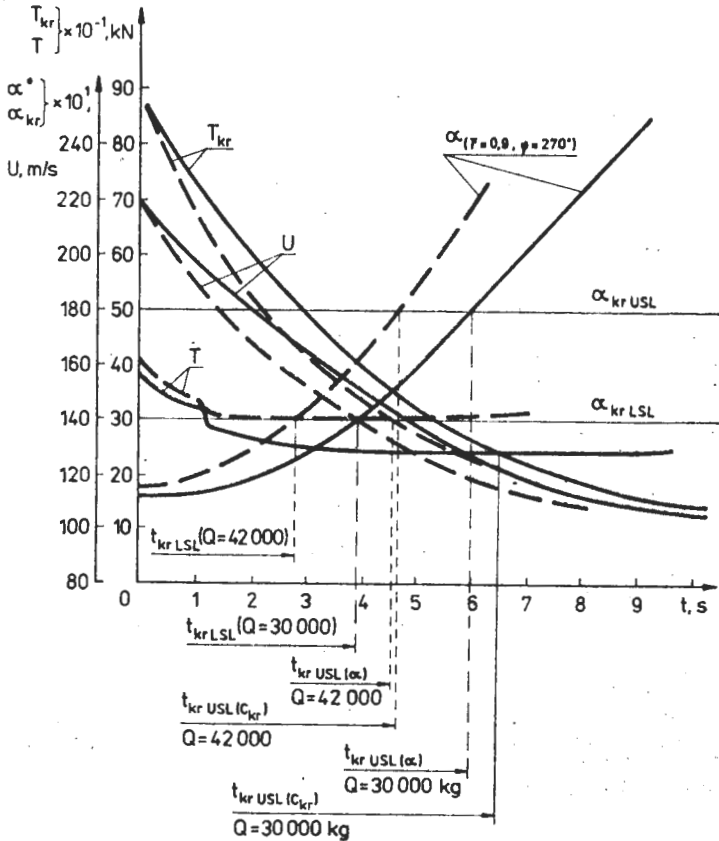
— moc na przyspieszenie śmigłowca $P_{ax} = m \cdot a_x \cdot V$;

— moc indukowana wirnikiem $P_i = T v$;

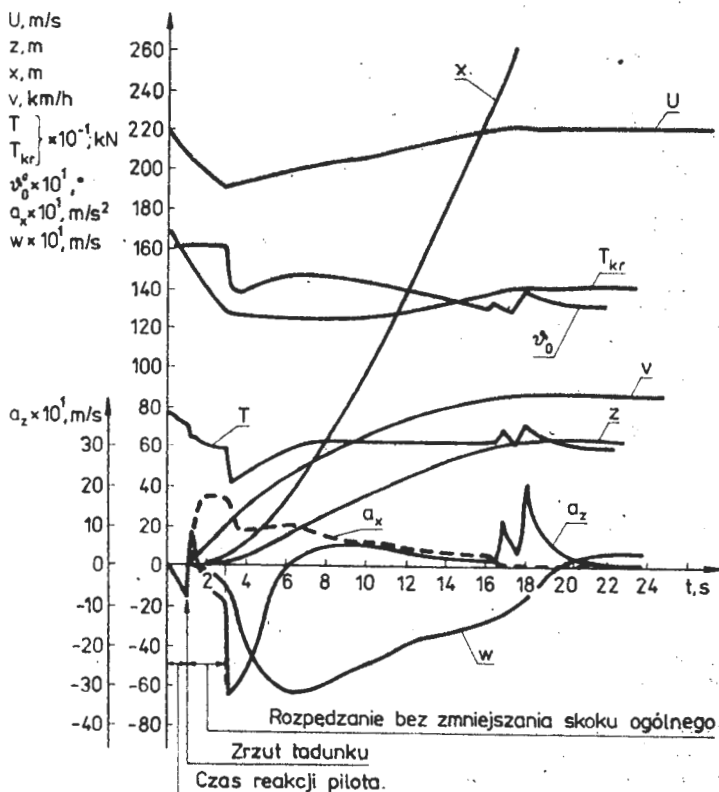
— moc profilowa $P_p = \frac{1}{8} \rho R^4 k b \omega^3$;

— moc na wznoszenie (opadanie) $P_w = T w$.

Pilot może regulować dźwignią skoku ogólnego wielkość ciągu $T = G + m \cdot a_z$ i przemieszczaniem drążka sterowania jego składową poziomą $T_x \approx T \sin \alpha$ (gdzie α — pochylenie śmigłowca), a tym samym pośrednio obroty wirnika.



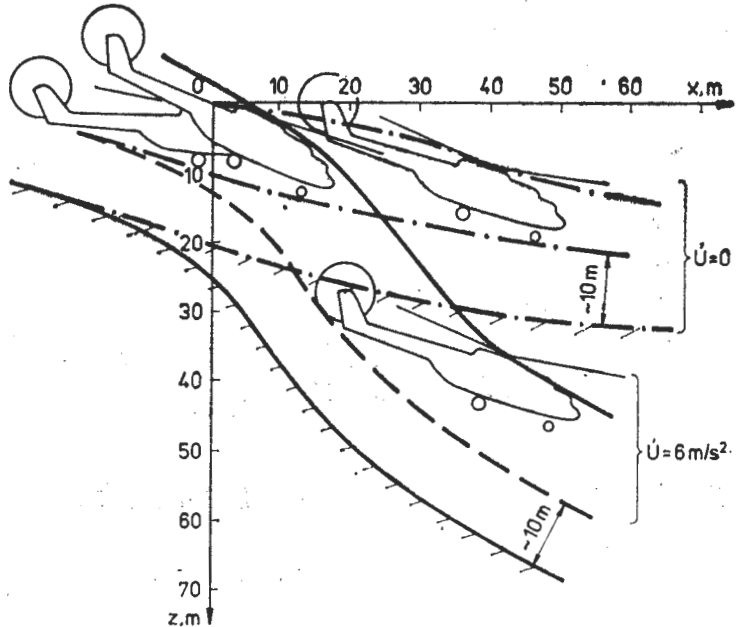
Rys. 8. Badanie czasu dopuszczalnego rozpędzania śmigłowca bez zmniejszania skoku ogólnego



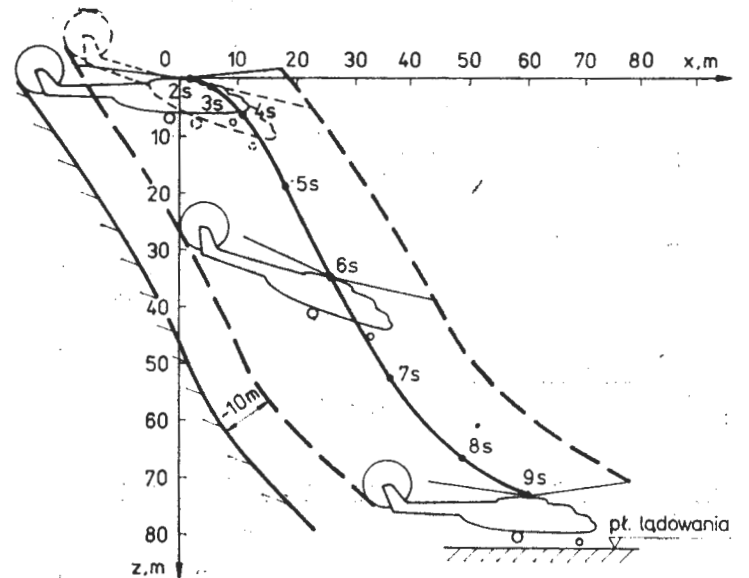
Rys. 9. Przebieg zmian parametrów układu śmigłowca po awarii jednego silnika zmodyfikowaną techniką pilotażu

Przy małych prędkościach prędkość indukowana v jest duża, toteż szybkie rozpędzenie w kierunku korzystniejszego bilansu energetycznego jest wskazane, chociaż zwiększa się w czasie rozpędzania moc P_{ax} , a przy typowej reakcji pilota (skok w dół) wielkość ciągu T maleje do $\sim 20\%$ ciągu w locie ustalonym i nie można wywołać odpowiednio dużego przyspieszenia a_x ($2 \div 3$ m/s²), zaś zwiększone opadanie w pierwszych sekundach przy małym ciągu niewiele poprawia bilans mocy (wzór dla P_w). Poprawa bilansu mocy jest możliwa już po osiągnięciu znacznej prędkości opadania przy ponownym zwiększaniu skoku. Rozkręcanie wirnika w czasie opadania i rozpędzanie dodatkowo pogarsza bilans mocy, zwiększając wymaganą wielkość prędkości opadania.

Akumulacja energii przed awarią (utrzymywanie wysokich obrotów wirnika w czasie prac dźwigowo-montażo-



Rys. 10. Tory lotu śmigłowca po awarii jednego silnika zmodyfikowaną techniką pilotażu



Rys. 11. Tor lotu śmigłowca w przypadku awarii dwóch silników i stosowania zmodyfikowanej techniki pilotażu

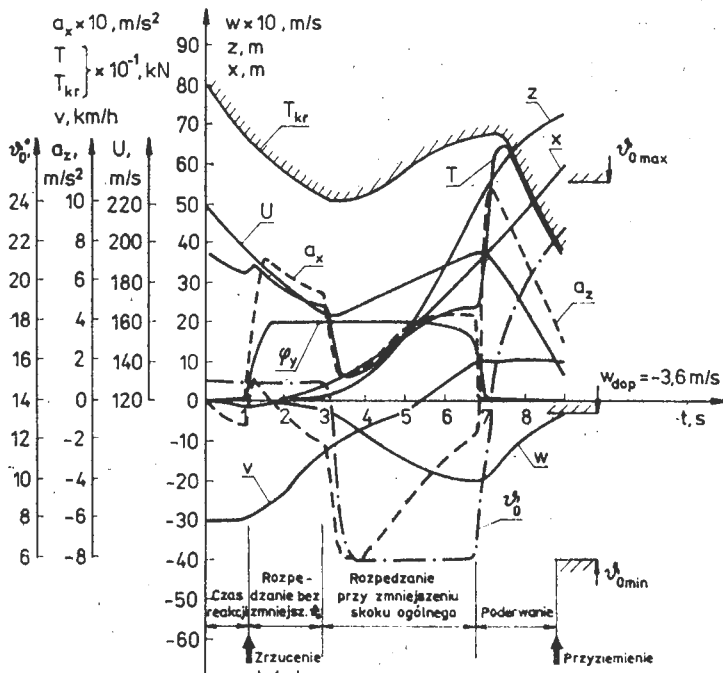
wych) i przed fazą poderwania (rozkręcanie wirnika w fazie rozpędzania) znacznie zmniejsza tempo spadku obrotów w obszarach deficytu mocy ($\varepsilon = P_e / I_o \omega$) i podwyższa nośność krytyczną wirnika [10] ($T_{kr} = \frac{1}{8} \rho c_{kr} k b R^3 \omega^2$),

gdzie c_{kr} — współczynnik nośności krytycznej, który dla zawisu można przyjąć $\sim 0,35$ (dla wirnika Mi-6).

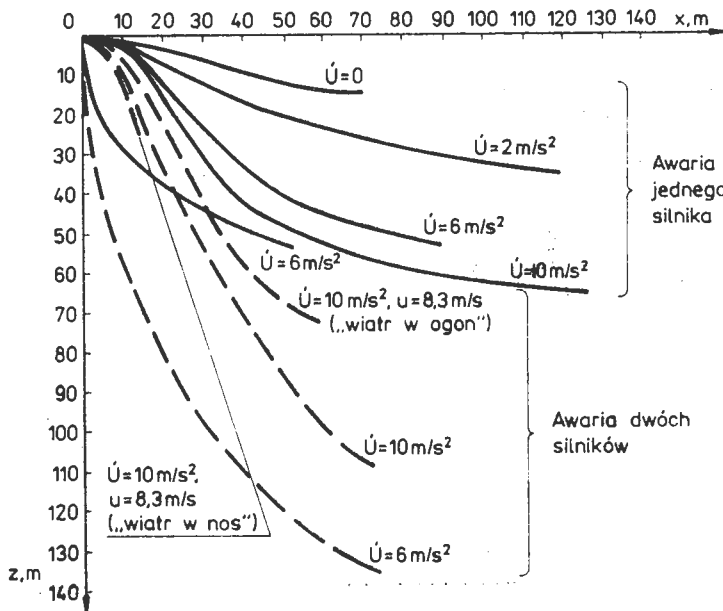
W przypadku awarii jednego silnika, jak wykazano poprzednio, korzystne jest utrzymywanie niskich obrotów i nierozkręcanie zbyt (albo w ogóle) wirnika, co umożliwia zmniejszenie wielkości maksymalnego obniżenia lotu i bardziej płaskie odejście z przeskody.

W obu typach awarii napędu szybsze odejście z zawisu w kierunku prędkości, dla których bilans mocy jest ko-

rzystniejszy, przez rozpędzanie śmigłowca z możliwie najmniejszym zmniejszeniem skoku ogólnego (o ile tylko obroty nie spadną poniżej krytycznych ze względu na oderwanie strug), pozwoli na łatwiejszą manipulację składowymi mocami niż w przypadku dłuższego przebywania w zakresie prędkości bliskich zeru, przy reakcji początkowego zmniejszania skoku ogólnego (do oporu).



Rys. 12. Przebieg zmian parametrów w przypadku awarii dwóch silników, wiatru w ogon oraz zmodyfikowanej techniki pilotażu



Rys. 13. Porównanie torów lotu klasyczną i zmodyfikowaną techniką manewru z uwzględnieniem wpływu wiatru oraz tempa rozkręcania wirnika

Modelem symulacyjnym można posługiwać się także przy analizie wpływu różnych czynników na bezpieczeń-

stwo prac dźwigowo-montażowych. Przy analizowaniu np. wpływu wiatru na wykonywanie manewru bezpieczeństwa można stwierdzić, że szybkie i bardziej płaskie odejście znad przeszkody jest łatwiejsze przy wietrze w ogon; przy wietrze w nos, mimo korzystniejszego bilansu mocy, tor lotu jest bardziej stromy. Przebieg zmian parametru manewru awaryjnego przy wietrze w ogon o prędkości $u = 8,3$ m/s dla awarii dwóch silników podano na rys. 12.

Na rys. 13 naniesiono dla porównania tory lotów dla różnych technik wykonania manewru awaryjnego, dla awarii jednego i dwóch silników i przy różnym tempie rozkręcania wirnika oraz uwzględniono wpływ wiatru na tor lotu.

Wnioski

Awaria napędu śmigłowca w pracach dźwigowo-montażowych, przy obserwowanym szybkim wzroście liczebności wykonywania tych prac, może się zdarzyć.

Przeprowadzona analiza stanowi studium oceny sytuacji i podjęcia środków zaradczych. Przeprowadzone badania i weryfikacja mogą być niewystarczające przy stosowaniu ich dla śmigłowców aktualnie używanych do prac dźwigowo-montażowych. Dla każdego typu śmigłowca wymagane są oddzielne opracowania robocze i przetestowanie metody próbami w locie.

Wydaje się, że proponowane modyfikacje techniki pilotażu w czasie wykonywania manewru awaryjnego polegające na (w pierwszej kolejności) rozpędzaniu, a następnie zmniejszeniu skoku ogólnego w czasie wykonywania prac są możliwe, a śmielsza i racjonalniejsza manipulacja energią kinetyczną wirnika — opłacalna. Celowe jest też wyznaczenie stref bezpiecznej eksploatacji śmigłowca dla dołotu i prac w zawisie dla różnych warunków otoczenia (wysokość, temperatura, klimat, prędkość wiatru). Umożliwi to wybranie ewentualnych terenów awaryjnego lądowania lub korytarza odlotu (poza przeszkodę) w razie awarii napędu oraz pozwoli na dobranie najbezpieczniejszych warunków i parametrów pracy takich jak: długość liny, obroty wirnika, ilość paliwa, prędkość wiatru, przygotowanie otoczenia (ludzie, przeszkody).

Istotnym problemem jest także jednoznaczna sygnalizacja awarii napędu śmigłowca, najlepiej przez ocenę spadku mocy silników. Precyzyjna i jasna sygnalizacja pozwoliłaby na skrócenie czasu reakcji pilota i tym samym na poprawienie szans na bezpieczniejsze przeprowadzenie manewru awaryjnego.

LITERATURA

1. Normy Lotnoj Godnosti Graždanskich Wiertoletow. SSSR. 1971 r.
2. M. S. JACUNOWICZ: Praktyczeskaja aerodinamika wiertoletu Mi-6. 1969 r.
3. Mił Mi-6. TLiA — Kartoteka, nr 6, 1976 r.
4. R. WITKOWSKI: Opinia na temat warunków dopuszczenia śmigłowca Mi-6 na terenie PRL z punktu widzenia osiągowo-pilotażowego. 1974 r.
5. K. SZUMAŃSKI: Dynamika granicznych przebiegów lotu śmigłowca. Prace Instytutu Lotnictwa, nr 79, 1979 r.
6. Wyznaczanie stref bezpieczeństwa H-V. Wyd. wewn. ILOT, nr BL-210a, 1978 r.
7. Metoda dopuszczalnego czasu nieręgowania pilota w przypadku awarii napędu śmigłowca. Wyd. wewn. ILOT, nr BL-211, 1979 r.
8. Metoda obliczania wysokości krytycznego punktu decyzji lądowania dla śmigłowca I kategorii. Wyd. wewn. ILOT, nr BL-212, 1979 r.
9. Badania stref bezpieczeństwa II-V — próby w locie na śmigłowcu Mi-2. Wyd. wewn. ILOT, nr BL-266, 1979 r.
10. K. SZUMAŃSKI: Modelowanie pilotażu śmigłowca metodą numeryczną. Prace ILOT, nr 67, 1976 r.
11. W. KORDZIŃSKI: Kilka uwag na temat turbinowych silników śmigłowcowych. TLiA, nr 12, 1967 r.
12. T. L. WOOD: High energy rotor system. 32nd Annual National V/STOL Forum of the A.H. Soc. 1976 r.
13. K. SZUMAŃSKI: Krytyczna nośność wirnika śmigłowca. TLiA, nr 2 i 3, 1972 r.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Kamera telewizyjna pracująca w mroku

Na prototypie nowej wersji samolotu Fairchild-Republic A-10, A-10N/AW (Night/Adverse Weather) rozpoczęto próby opracowanej przez General Electric kamery telewizyjnej, która wykorzystuje do pracy szcztkowe światło. System składa się z kamery z trzema obiektywami, umieszczonej w pojemniku pod kabiną załogi, i specjalnego przyrządu elektronicznego, zamontowanego pod nosową częścią kadłuba. Obraz jest przekazywany na ekran obserwacyjny lub ekran pocisków kierowanych Maverick w przedniej kabi-

nie lub na ekran operatora urządzeń elektronicznych w tylnej kabinie. Wytworzony obraz umożliwia pilotowi obserwowanie terenu, prowadzenie nawigacji, lot przy ziemi, wykorzystywanie terenu jako osłony i wyszukiwanie celu. Kamera uzupełnia stosowany w samolocie A-10N/AW system FLIR zastępując go, gdy cel jest mało widoczny w podczerwieni wskutek kurzu, dymu lub pary wodnej, albo gdy jest „chłodny”, jak np. pojazd mechaniczny, którego silnik został wyłączony i zdążył ostygnąć. w.k.

Sprzed 50 lat program rozwoju Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

1 sierpnia 1926 r. podniesiono rangę utworzonej w 1921 r. Wojskowej Centrali Badań Lotniczych przemianowując ją na Instytut Badań Technicznych Lotnictwa. Kierownictwo IBTL objął ppłk inż. obs. Janusz de Beaurain. Zadaniem IBTL były „studia, badania i doświadczenia naukowe i techniczne, zmierzające po pierwsze do postępu i rozwoju techniki lotniczej, po drugie — do ustalenia najodpowiedniejszego sprzętu i materiału lotniczego”. Zgodnie z programem opracowanym przez płk. Z. Zych-Płodowskiego — ostatniego kierownika WCBL — położono nacisk na rozwój badań płatowców i silników. Potrzeba ta wynikała z rozwoju naszego przemysłu lotniczego, który przystępował do projektowania i budowy własnych prototypów samolotów oraz do produkcji silników lotniczych (w utworzonych Polskich Zakładach Skody) a przewidywana była także budowa prototypów silników polskiej konstrukcji.

W tym celu zakres działalności IBTL został rozszerzony w stosunku do WCBL i w 1927 r. Instytut miał następujące działy: stacja płatowcowa (zajmująca się m.in. próbami statycznymi i próbami w locie), stacja silnikowa, stacja uzbrojenia, stacja radio, stacja foto, stacja przyrządów pokładowych, sekcja technologiczna (kierownik inż. K. Wolski) i założona w 1926 r. przez ppłk. lek. Feliksa Różyckiego sekcja lotniczo-lekarska, wyodrębniona w 1928 r. w Centrum Badań Lotniczo-Lekarskich. Pierwszym prototypem samolotu dopuszczonym przez IBTL w drugiej połowie 1926 r. do oblotu był WZ-X. W 1927 r. IBTL opracował warunki techniczne na samoloty R-X i PWS-5 (łącznikowe) i PWS-10 (myśliwski), ocenił projekty samolotów sportowych WR-1, PS-1 i RWD-1 oraz wojskowego R-VIII dopuszczając do ich budowy, przeprowadził w wytwórniach próby statyczne samolotów JD-2, PWS-3, BM-4 i PWS-1 oraz próby w locie samolotów PWS-1 i BM-2. W 1928 r. IBTL zatwierdził projekt samolotu RWD-2 oraz przeprowadził próby statyczne samolotów PS-1, RW-1, RWD-1, PWS-1, PWS-VII Stemal, R-VIII i R-X oraz próby w locie samolotu BM-4. W 1929 r. IBTL opracował warunki techniczne na samoloty RWD-3, PWS-11, PWS-12 oraz R-XIII oraz przeprowadził próby w locie samolotów Wibault 7 i PWS-20. Rozwój prac badawczych przyczynił się do rozpoczęcia w 1927 r. wydawania sprawozdań IBTL, których w pierwszym roku wydawania ukazało się osiem. Zawierały one wyniki prac badawczych, wyniki badań aerodynamicznych przeprowadzonych na potrzeby przemysłu poza IBTL (profile Bartla badane we Francji, wyniki prac Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie), a w następnych latach także wyniki prób statycznych i prób w locie.

Program rozwoju techniki lotniczej

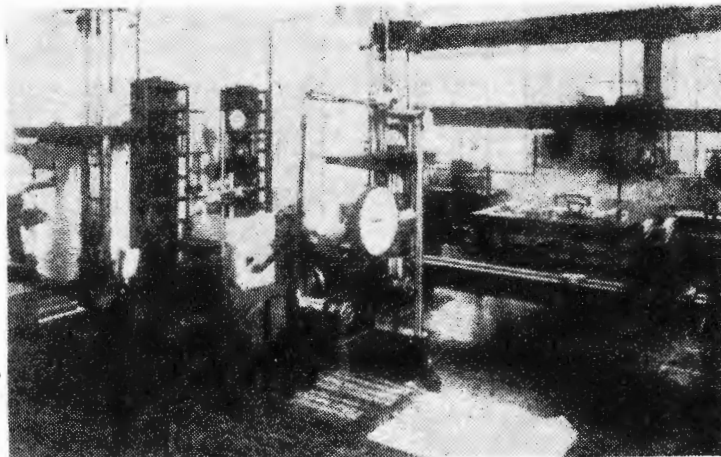
Oprócz badań drugim poważnym zadaniem IBTL był udział w opracowaniu programu budowy płatowców i silników, czyli programu rozwoju techniki lotniczej i przemysłu lotniczego w Polsce. Było to zadanie opracowywane wspólnie z szefem Departamentu Lotnictwa płk. Ludomiłem Rąyskim oraz profesorami Politechniki Warszawskiej: kierownikiem Instytutu Aerodynamicznego Czesławem Witoszyńskim, kierownikiem katedry budowy samolotów i mechaniki lotu Gustawem Mokrzyckim i kierownikiem katedry inżynierii technicznej I Maksymilianem Huberem. Zadanie było bardzo brzemienne w skutki, gdyż ułożony wówczas program zadecydował o postępie technicznym w naszym przemyśle lotniczym. Ponieważ doświadczenia zebrane w latach 1920÷1926 wykazały, że na drodze licencji nie da się zapewnić nowoczesnych samolotów dla naszego lotnictwa wojskowego — uznano za konieczne zorganizowanie w pełni samodzielnego krajowego przemysłu lotniczego opierają-

cego się na własnych konstrukcjach. Słusznie uznano, iż nie należy inwestować w małe wytwórnie prywatne, lecz utworzyć dużą, nowoczesną wytwórnię państwową. W końcu 1927 r. zostały podjęte decyzje rządowe powołujące na początku 1928 r. Państwowe Zakłady Lotnicze (PZL) w Warszawie przez przekształcenie Centralnych Warsztatów Lotniczych.

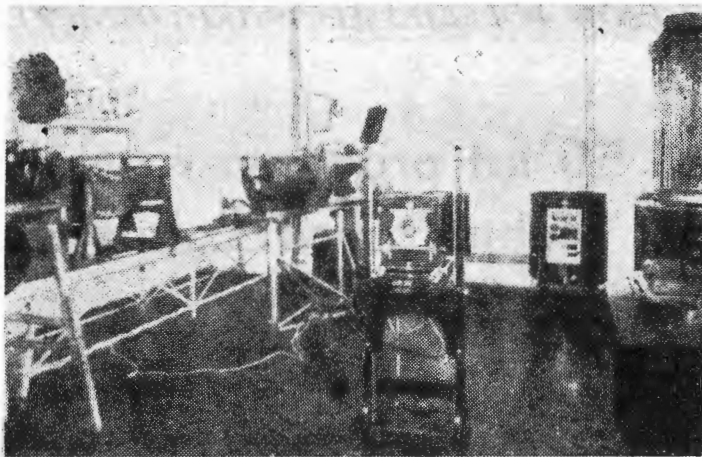
Zasadniczą rolę w rozwoju PZL odegrał program produkcji. Polski przemysł lotniczy do 1928 r. produkował samoloty drewniane bądź konstrukcji mieszanej, podobnie jak francuski i radziecki. Anglia budowała samoloty o konstrukcji mieszanej lub kratownicowej z kształtowników stalowych. Niemcy oprócz samolotów o konstrukcji mieszanej produkowali samoloty duralowe z blachy falistej. Amerykanie oprócz konstrukcji mieszanej stosowali skorupową drewnianą i tworzyli pierwsze w świecie półskorupowe konstrukcje z gładkiej blachy duralowej. Podobne eksperymenty prowadzono we Francji. Analiza tendencji rozwoju konstrukcji lotniczych przeprowadzona u nas okazała się dalekowzroczna i świadczyła dobrze o umiejętnościach fachowców lotniczych ustalających ten program. Dla polskiego przemysłu lotniczego wybrano półskorupową konstrukcję duralową. Aby zapoznać się z dorobkiem zagranicznym, zakupiono dla PZL w celach szkoleniowych licencję francuskiego samolotu myśliwskiego Wibault 7, uważanego za jedną z przodujących konstrukcji w świecie. To samo zresztą uczynił wówczas angielski przemysł lotniczy.

Program rozwoju Instytutu

Szybki rozwój prac prototypowych polskiego przemysłu lotniczego w latach 1928÷1929 wykazał, iż działalność IBTL nie nadąża za rozmachem nadanym przemysłowi. Analiza działalności instytutów lotniczych Francji, Niemiec, Anglii, Włoch i Czechosłowacji wykazała konieczność poważnego rozszerzenia zarówno zakresu i poziomu prac teoretycznych i badawczych na potrzeby przemysłu lotniczego, jak i zwiększenia ich liczby. Zadania unowocześnienia programu działalności Instytutu oraz rozbudowy organizacyjnej, personalnej i bazy laboratoryjnej powierzono prof. Gustawowi Mokrzyckiemu z Politechniki Warszawskiej przekazując 1 stycznia 1930 r. w jego ręce kierownictwo IBTL. Według programu opracowanego przez prof. G. Mokrzyckiego Instytut miał służyć swą działalnością naukowo-techniczną lotnictwu wojskowemu oraz przemysłowi lotniczemu (zarówno na po-



Rys. 1. Laboratorium wytrzymałościowe IBTL w 1927 r.



Rys. 2. Pracownia stacji aero-foto IBTL w 1927 r.

trzeby produkcji sprzętu wojskowego, jak i cywilnego), jak i użytkownikom sprzętu lotniczego, wojskowego i cywilnym. Uznano, że podstawą rozwoju Instytutu musi być wysoko wykwalifikowana kadra. W 1929 r. Instytut zatrudniał 85 osób. W 1930 r. zwolniono znaczną liczbę pracowników, którzy nie mieli kwalifikacji do pracy w instytucie naukowym i zastąpiono ich młodymi pracownikami z wykształceniem wyższym lub specjalistycznym. Zmniejszono równocześnie liczbę pracowników administracji. Na koniec 1930 r. liczba pracowników IBTL wzrosła do 177, w tym z wyższym wykształceniem wzrosła do 32 (w tym tylko 5 wojskowych) z 14. Pracowników ze średnim wykształceniem było 13, a wykwalifikowanych fachowców (majstrów, rzemieślników itp.) 78. Przy obsłudze samolotów było zatrudnionych 56 szeregowców. Nie licząc szeregowców Instytut zatrudniał 100 pracowników cywilnych i 23 wojskowych. Jako założenie przyjęto oparcie się na personel naukowy Politechniki Warszawskiej. Utworzono Radę Naukową Instytutu, w skład której weszli: prof. Czesław Witoszyński, prof. Maksymilian Huber, prof. Mieczysław Wolfke i prof. Gustaw Mokrzycki.

Program działalności Instytutu sformułowano przez prof. Mokrzyckiego zawierając następujące założenia:

„Cel i zadania IBTL. Instytut musi stać się naukową placówką badawczą, będącą kuźnią wartościowych prac twórczych i wynalazczych, musi więc w przyszłości być mózgiem technicznym polskiego lotnictwa, przygotowującym materiały do budowy lotnictwa jutra. Ponieważ Polska nie jest tak bogata, jak kraje zachodnie, należy więc pogodzić się z tym, że ilościowo wykonamy mniej pracy, natomiast jakościowo muszą prace IBTL koniecznie dorównać zachodniemu.

Zakres pracy. 1. Główna praca Instytutu musi zmierzać do przygotowania lotnictwa jutra. Jeśli chodzi o obronę narodową, to podobnie jak samo lotnictwo liniowe nie wystarczy, jeśli nie jest oparte na potężnym przemyśle lotniczym, tak też nie ma mowy o sprawnym funkcjonowaniu przemysłu, o ile nie ma on technicznego i naukowego oparcia w należycie postawionych instytucjach. (...)

Jest to zadanie ważne, jednak nie tylko z punktu widzenia obrony narodowej. Jeśli spojrzymy na lotnictwo z perspektywy dłuższego okresu czasu, np. lat 50, to dla każdego staje się jasne, że lotnictwo, jako nowy środek komunikacji przeorze każdą dziedzinę życia społecznego oraz wciśnie się w każdą szczylinę organizacji państwowej. Specjalnie jeśli chodzi o Polskę z jej fatalnym dostępem do morza, tylko należyte opanowanie powietrza może nam otworzyć szeroko okno na świat, poprawiając w ten sposób błędy minionych pokoleń. (...)

2. Poza tym Instytut musi rozwiązywać zagadnienia bieżące stawiane przez Departament Aeronautyki MSWojsk., Wydział Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji, przemysł oraz rozmaite organizmy eksploatacji lotniczej. Praca IBTL musi być tego rodzaju, aby zadania życia codziennego były załatwione w sposób szybki, jasny i zdecydowany i musi mieć ona dużą wartość naukową i techniczną, gdyż jedynie wtedy zainteresowani będą zwracać się do Instytutu z całym zaufaniem, a nie z tytułu urzędowej formalistyki.

3. O ile chodzi o zagadnienia techniczne i konstrukcyjne, to w naszych warunkach, przy dzisiejszym stanie i stopniu zatrudnienia przemysłu lotniczego, Instytut ma dawać jedynie pomoc przemysłowi, nie może natomiast prowadzić równoległych prac konstrukcyjnych, które w dzisiejszym układzie stosunków musiałyby mieć niejako charakter (...) konkurencyjny. Wysiłek Instytutu powinien iść w kierunku dostarczania przemysłowi takiej pomocy i takich nowości we

wszystkich kierunkach, aby dopomóc mu w konstrukcjach nowych, do osiągnięcia wyników pierwszorzędnych, w pełnym tego słowa znaczeniu, tak abyśmy tu mogli w zupełności zagranicy dorównać. (...)

Realizacja powyższych zamierzeń. Dla wprowadzenia w życie powyższych zamierzeń potrzebne są następujące czynniki:

1. Dłuższy czas przejściowy (potrzebny na rozbudowę i rozwój) (...).
2. Należyte pomieszczenia Instytutu (...)
3. Odpowiednio wysoki roczny budżet na prace bieżące (...).
4. Odpowiedni ustrój organizacyjny (...).
5. Odpowiedni pracownicy (...).

Realizacja programu

Program przewidywał rozbudowę Instytutu w trzy lata oraz osiągnięcie założonego poziomu i zakresu działalności w pięć lat. W 1930 r. Instytut mieścił się przy lotnisku mokotowskim w drewnianych barakach przy ul. Wiśniowej, przy ul. Puławskiej, przy późniejszej ul. Wawelskiej oraz w hangarach sąsiadujących z wytwórnią PZL i polem wyścigów konnych przy ul. Polnej. Rozrzucone daleko od siebie, znajdujące się w złym stanie i trudne do ogrzania zimą pomieszczenia poważnie utrudniały pracę. Dlatego budowę nowych pomieszczeń postawiono na pierwszym miejscu. W 1930 r. zbudowano przy lotnisku mokotowskim trzy baraki: dla sekcji silnikowej, płatowcowej i radiowej, w celu zaspokojenia najpilniejszych potrzeb przed wybudowaniem nowych pomieszczeń. Instytut otrzymał teren przy lotnisku Okęcie wzdłuż ulicy Paluch. W 1930 r. przystąpiono na Okęcie do budowy dużego hangaru (nr 10), przy którym później wybudowano pomieszczenie dla sekcji elektropłatowcowej oraz następnie na terenie fortu VII-Zbarz (znajdującego się na Okęcie po przeciwnej stronie ul. Paluch niż hangar IBTL-u) postawiono budynek stacji silnikowej. Projekt budowy Instytutu na Okęcie opracował inż. Henneberg.

Budżet Instytutu przed 1930 r. wynosił 672 tys. zł. W roku 1930/31 (rok budżetowy zaczynał się 1.IV.) IBTL wraz z sumami na inwestycje i zakup urządzeń otrzymał 1,5 mln zł. Prof. Mokrzycki zmienił organizację Instytutu i uzyskał częściowe jej odbiurokratyzowanie. M.in. polecenia z Departamentu Aeronautyki mogły być przekazywane tylko raz w tygodniu, aby nie dezorganizowały pracy.

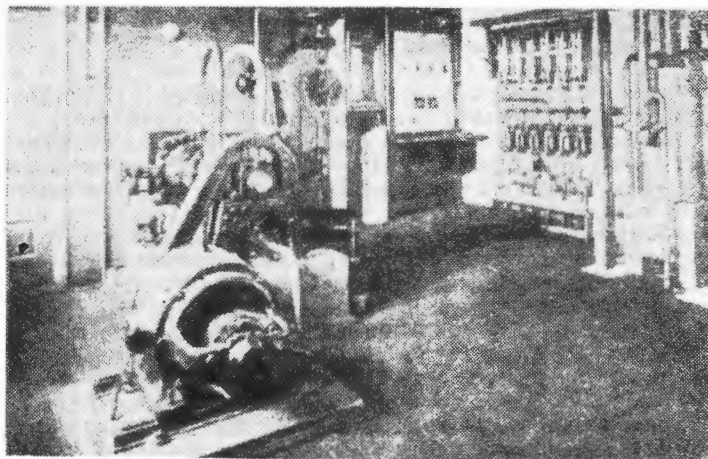
W 1930 r. została utworzona grupa naukowo-badawcza prowadząca badania teoretyczne i prace ogólne. Badania te wykonywali pracownicy Politechniki Warszawskiej, a pracownie częściowo umieszczone przy poszczególnych Zakładach Politechniki.

1. **Sekcja aerodynamiki i mechaniki lotu** pod kierunkiem prof. Cz. Witoszyńskiego opracowała nową metodykę pomiarów w locie i wykonała projekt przeróbki samolotu Fokker F-VIII/3m na latające laboratorium.

2. **Sekcja statyki i wytrzymałości** pod kierunkiem prof. M. T. Hubera zapoczątkowała badania konstrukcji cienkościennych i ich nitowania oraz opracowano nowe metody obliczeń wytrzymałościowych (m.in. dźwigarów zginanych) i program zmężeńiowych prób materiałów.

3. **Sekcja fizyki technicznej** pod kierunkiem prof. M. Wolfke zajęła się opracowywaniem podstaw projektowania nowych przyrządów lotniczych oraz prowadziła badania z chemii fotograficznej.

4. **Sekcja techniki lotniczej** pod kierunkiem prof. G. Mokrzyckiego opracowała projekt przepisów budowy prototy-



Rys. 3. Laboratorium stacji silnikowej IBTL w 1927 r.



Rys. 4. Pracownicy IBTL i CWL przy samolocie WZ-X w 1927 r.

pów samolotów oraz zajmowała się metodami obliczeń stateczności samolotu, metodami pomiarów w locie oraz projektowaniem przyrządów pomiarowych do prób w locie.

W następnych latach organizacja naukowo-badawczych prac uległa zmianie. Były one bądź wykonywane na zlecenie na Politechnice Warszawskiej, bądź wykonywały je pozostałe sekcje Instytutu.

Podstawową działalność bieżącą IBTL realizowała grupa wykonawcza składająca się z następujących stacji, kierowanych w większości przez młodych, zdolnych inżynierów zaangażowanych przez prof. Mokrzyckiego:

1. **Stacja silnikowa**, kierowana przez mjr. Franciszka Petera (od 1932 r. przez inż. S. Olszewskiego) przeprowadzająca badania i próby silników, osprzętu silnikowego oraz nowych smarów i paliw, a także produkująca czteroetyłek ołowiu na potrzeby lotnictwa.

2. **Stacja płatowcowa**, kierowana przez inż. Szczepana Grzeszczyka, prowadząca próby homologacyjne samolotów i pomiary w locie oraz loty na potrzeby innych sekcji.

3. **Stacja technologiczna**, kierowana początkowo przez inż. Mieczysława Kurmana, a następnie przez inż. Kazimierza Wolskiego, wykonująca próby statyczne samolotów (w wytwórniach samolotów) i sprawdzająca obliczenia, opracowująca przepisy budowy prototypów i samolotów seryjnych oraz prowadząca dla przemysłu próby laboratoryjne materiałów (metali, drewna, tkanin, półfabrykatów, amortyzatorów, dętek, opon, gaśnic, kleju, paliw i smarów itp.).

4. **Stacja uzbrojenia**, kierowana przez kpt. pil. inż. Roberta Hirsbandta, przeprowadzająca badania broni pokładowej, amunicji, celowników, wyrzutników bombowych, opracowywanie instrukcji oraz opracowywano własną konstrukcję urządzeń uzbrojenia i warunki techniczne na uzbrojenie lotnicze.

5. **Stacja radio**, kierowana przez kpt. inż. J. Bylewskiego, badała lotnicze urządzenia radiowe i oświetleniowe, m.in. akumulatory, reflektory itp.

6. **Stacja foto**, kierowana przez prof. inż. Tadeusza Gutkowskiego, rozpoczęła w 1930 r. swą działalność, przeprowadzając badania sprzętu fotograficznego.

7. **Dywizjon doświadczalny**, powołany w 1931 r. pod dowództwem kpt. pil. dr. Tadeusza Halewskiego (od 1934 r. — kpt. B. Butkiewicza) do intensywnego przeprowadzania prób w locie prototypów i samolotów seryjnych wg potrzeb stacji płatowcowej i pozostałych stacji.

W Dziale Administracji Technicznej stworzono **kartotekę sprzętu lotniczego** na świecie zawierającą dane techniczne i handlowe (produkcja, ceny). Instytut miał **bibliotekę** i własną **drukarnię**, która drukowała sprawozdania kwartalne i roczne z prac Instytutu, poszczególne prace teoretyczne i badawcze jak metody obliczeń, sprawozdania z prób w locie, z prób statycznych, badań z aerodynamiki, mechaniki lotu, wytrzymałości konstrukcji oraz instrukcje użytkowania sprzętu lotniczego, a później nawet podręczniki z zakresu techniki lotniczej. Opisy budowy płatowców i silników od 1930 r. wydawały wytwórnie a nie IBTL.

W 1930 r. IBTL przeprowadził próby w locie 23 samolotów (w 1929 r. — dwóch) wykonując 1114 lotów, próby 13 silników oraz 33 badania osprzętu silnikowego (np. świec), paliw i smarów, ok. 7000 badań materiałowych wydając 355 orzeczeń, 51 większych prac z zakresu uzbrojenia wydając 91 opinii, zrzucając 419 bomb i wystrzelując 20 tys. nabojów.

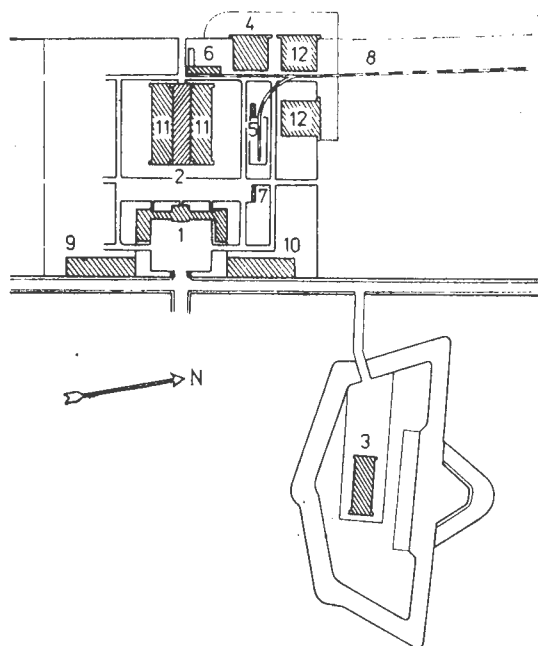
Urządzenia pomiarowe sprowadzone zostały z Francji i Niemiec, Stanów Zjednoczonych i Szwajcarii, jak również wykonywano urządzenia własnej konstrukcji.

Do najpoważniejszych prac Instytutu należało opracowywanie warunków technicznych na budowę poszczególnych prototypów sprzętu lotniczego oraz próby homologacyjne prototypów samolotów, silników i wyposażenia. Próby samolotów w locie przeprowadzane były od 1932 r. wg francuskiej metody STAé (Service Technique et Industriel de l'Aéronautique), następnie zmodyfikowanej i rozszerzonej w IBTL. Próby homologacyjne prototypu samolotu obejmowały ważenie samolotu i określenie położenia środka ciężkości, próby sprawności obejmujące: próbę silnika, zachowanie się samolotu na ziemi, sterowność przy kołowaniu na różnych nawierzchniach lotniska, amortyzację, zachowanie się samolotu przy starcie i lądowaniu, zbadanie równowagi przy



Rys. 5. Pracownicy IBTL w 1930 r. na terenie przy ul. Wiśniowej. W środku kierownictwo: ppłk. inż. A. Brzazgacz i ppłk. J. Zajaczkowski. Wśród pracowników: inż. M. Kurman, inż. W. Challier, inż. Sz. Grzeszczyk, inż. R. Romicki. Foto ze zbiorów K. Dzwonkowskiego

trzech położeniach środka ciężkości, zbadanie stateczności, sterowności, własności w akrobacji i występowanie drgań oraz obejmowały pomiary osiągow: długości startu i lądowania, prędkości minimalnej, najlepszej prędkości wznoszenia



Rys. 6. Plan rozbudowy IBTL na Okęciu w 1930 r.: 1 — budynek główny, 2 — laboratorium warsztatowe, 3 — stacja silnikowa, 4 — hangar w budowie, 5 — kotłownia centralnego ogrzewania i skład węgla, 6 — magazyn i rampa rozładunkowa, 7 — garaże, 8 — bocznic kolejowa, 9 — tunel aerodynamiczny do badania śmigieł, 10 — muzeum konstrukcji lotniczych, 11 — dalsze budynki laboratorium warsztatowego, 12 — hangary

nia, cechowanie samopiszącego prędkościomierza na bazie pomiarowej Szosa Krakowska (między ul. Łopuszańska

i ul. 17 Stycznia) — Raszyn, lot na wznoszenie z pomiarem pułapu, wznoszenia oraz prędkości maksymalnej na poszczególnych wysokościach. Do 1930 r. wyniki pomiarów osiągow były przeliczane na Politechnice Warszawskiej na warunki atmosfery standard; od 1930 r. przeliczenia przeprowadzono już w IBTL. Próby strzelania i bombardowania przeprowadzono na poligonie w Zielonce k. Rembertowa. W latach 1930÷1932 próby w locie (bez prób uzbrojenia) obejmowały 10÷30 h lotów w minimum 15 lotach. Od 1934 r. obejmowały 35 do 50 h lotów, w tym minimum 100 lądowań. W wyniku wszystkich prób IBTL wydawał orzeczenie o dopuszczeniu samolotu do użytkowania.

Uprawnienia Instytutu do sprawdzenia obliczeń, rysunków technicznych, wytrzymałości i przeprowadzania prób zdolności cywilnych samolotów, szybowców, balonów i silników lotniczych, istniejące od 1926 r., zostały uprawomocnione rozporządzeniem ministra Komunikacji z 5 kwietnia 1932 r. o rejestrze i badaniu zdolności do lotu statków powietrznych i uściślenie obwieszczeniem ministra Komunikacji z 12 lutego 1934 r. w sprawie instytucji upoważnionych do badania zdolności statków powietrznych do lotu.

W 1931 r. prof. Mokrzycki ustąpił ze stanowiska kierownika IBTL, które objął ppłk obs. Józef Zajczkowski, którego zastępcą ds. technicznych przez kilka miesięcy był kpt. inż. Aleksander Seńkowski, a następnie mjr inż. Andrzej Chramiec. W sierpniu 1933 r. kierownikiem IBTL został ppłk inż. Aleksander Brzazgacz.

W 1934 r. została zakończona budowa pierwszych pomieszczeń IBTL przy lotnisku Okęcie i w październiku oraz listopadzie 1934 r. na Okęcie przeniosły się: stacja silnikowa, stacja płatowcowa i dywizjon doświadczalny oraz stacje uzbrojenia i elektro-radio. Poprawa sytuacji lokalowej umożliwiła rozwój działalności, a w szczególności prób płatowców i silników.

Z dniem 1 sierpnia 1936 r. IBTL został przemianowany na Instytut Techniczny Lotnictwa. W 1936 r. zatrudnienie w IBTL wynosiło 700 osób.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Program próbnej eksploatacji samolotów napędzanych ciekłym wodorem

Jeszcze w 1980 r. USA, W. Brytania, RFN, Japonia i Arabia Saudyjska mają przystąpić do realizacji programu badawczo-rozwojowego mającego na celu sprawdzenie możliwości zastosowania ciekłego wodoru do napędu odrzutowych samolotów pasażerskich. W ramach tego programu, który ma trwać dwa i pół roku i kosztować 70 mln dol., zamierza się przystosować do napędu ciekłym wodorem cztery samoloty Lockheed L-1011 TriStar — zgodnie z projektem opracowanym przez Willis Hawkinsa, wiceprezesa firmy Lockheed (projekt ten został przedstawiony w TLiA, 1980 r., nr 3, str. 28). Będą one użyte, w wersji towarowej, do próbnej eksploatacji na linii prowadzącej z Pittsburgha do Frankfurtu, następnie do Riadu i przez Birmingham z powrotem do USA. Każde z tych miast leży w pobliżu kopalni węgla lub złóż gazu ziemnego (Riad), co ułatwi uruchomienie produkcji wodoru w bezpośrednim sąsiedztwie portu lotniczego, w którym zostaną zainstalowane kriogeniczne zbiorniki ciekłego wodoru. W celu uzyskania jak największego doświadczenia z próbnej eksploatacji, każdy z biorących w niej udział krajów ma stosować inną metodę wytwarzania wodoru.

Twórcą i rzecznikiem tego programu jest wspomniany już Willis Hawkins, który przewiduje wystąpienie w latach dziewięćdziesiątych dużych trudności w zaopatrzeniu linii lotniczych USA w paliwo produkowane z ropy naftowej. Hawkins przeanalizował trzy warianty napędu samolotów transportowych: syntetycznym paliwem JetA, metanem i wodorem. Przy obecnych metodach produkcyjnych koszty wodoru przypadające na jednostkę energii cieplnej są wyższe od kosztów paliwa JetA i metanu. Ponieważ jednak wartość opałowa (w odniesieniu do jednostki masy) wodoru jest prawie 3-krotnie większa niż paliwa JetA, całkowity nakład energetyczny na wyprodukowanie potrzebnej ilości wodoru, z uwzględnieniem energii na jego skroplenie, jest mniejszy niż na wyprodukowanie paliwa syntetycznego. Metan jest pod tym względem jeszcze bardziej korzystny, lecz jego wadą jest to, że nie można otrzymywać go w

sposób tak wszechstronny jak wodór, który może być wytwarzany — przy użyciu energii słonecznej lub atomowej — wprost z wody. Jeżeli chodzi o bezpieczeństwo, to Hawkins uważa, że wieloletnie doświadczenia z wodorem w napędach rakiet kosmicznych wykazały brak zagrożenia z tej strony. Poważną zaletą wodoru jako paliwa jest równomierne i czyste spalanie, co będzie cechą korzystną w zastosowaniu go w istniejących silnikach i ułatwi projektowanie i rozwój nowych silników.

W.K.

Niepalny materiał do pokrywania płyt izolacyjnych kabin samolotów pasażerskich

W samolotach Lockheed L-1011 TriStar zastosowano niepalną poliamidową folię z Kaptonu firmy Du Pont do szelęnego pokrywania (folia jest produkowana w formie worków) płyt izolacji cieplnej i dźwiękowej wewnętrznych ścian kabiny. Znacznie wcześniej Kapton został użyty jako izolacja przewodów i kabli w instalacjach elektrycznych samolotów, do izolacji cieplnej silników i do wytwarzania elastycznych przewodów drukowanych.

Kapton nie pali się, nie topi, nie wydziela dymu oraz zachowuje elastyczność w wysokich temperaturach. Materiał nadaje się do długotrwałego użytkowania w temp. do 240°C i do krótkotrwałego — w temp. 400°C. Kapton odznacza się poza tym dużą wytrzymałością i odpornością chemiczną w szerokim zakresie temperatury.

Folia do pokrywania płyt izolacyjnych jest produkowana przez Orcon Corporation (Union City, Kalifornia) przy zastosowaniu opatentowanej metody wytwarzania struktury włóknistej folii, która zwiększa wytrzymałość folii na zerwanie.

W.K.

GLASS A.: Civil aircraft at Farnborough'80. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 1, p. 5

The airplanes presented at the international air exhibition in Farnborough, including jet passenger, local transport turbo-prop, executive, patrol, training, sport and agricultural airplanes as well as new designs of airplanes of these categories have been discussed.

HERMASZEWSKI M.: Technical aspects of landing of the Soyuz spacecraft. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 1, p. 7

The first Polish spacemen has presented the landing of the spacecraft in this article, describing three landing modes: controlled, ballistic and with maximum glide ratio.

SZCZECIŃSKI S., ŁAGOSZ M.: An attempt to optimization of mass and strenght of carrying discs of turbine engine rotors. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 1, p. 10

A trend to application of thin discs with large control holes may be distinguished in development concepts of present aviation turbine engines. Such design is assumed to ensure maximum utilization of the material used and to decrease mass of the structure. The influence of the central hole size and of the load type on the degree of utilization of the material strength capacity have been analysed in this article.

DĄBROWSKA J.: Incidence angle — its measurement and utilization (II). TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 1, p. 15

The notion of the incidence angle as well as methods of its measurement are known quite well but a relatively small number of elaboration concerning utilization of information about the flight controlling may be found. The main advantages, which may be provided by this information in the sub-sonic aviation, have been presented in this paper and, moreover, the incidence angle measurement methods commonly used at present have been mentioned.

STEFANEK W.: Schiphol — the airport of Amsterdam (I). TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 1, p. 26

Amsterdam-Schiphol Airport, being one of important European airports, has been described in this paper. The past, the present and the development anticipations of this airport have been considered. The discussion of the terminal, and thus of the entire passenger traffic and its organization, is particularly comprehensive. Freight traffic, radio navigation equipment of the airport, as well as a number of smaller problems closely connected with operation of the main airport of Holland have been also described.

SZUMAŃSKI K.: Failure in a helicopter drive system in crane and assembly works. Study on possibilities to perform an emergency manoeuvre. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 1, p. 30

An analysis of possibilities to execute an emergency manoeuvre by a double-engined helicopter performing crane and assembly works in a case of failure in its drive system (failure of one or both engines) have been conducted. Possibilities to execute a manoeuvre allowing to stop the performed work as safety as possible have been studied. An attempt to evaluate the most favourable conditions for performing the works has been undertaken.

GLASS A.: Development program of the Institute for Technical Research in Aeronautics, from 50 years ago. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 1, p. 35

Establishment of the Institute for Technical Research in Aeronautics in Warsaw, the program for its modernization and development, worked out by prof. G. Mokrzycki in 1930, and realization of this program until 1938, when the Institut's name was changed into the Technical Institute of Aeronautics, have been presented.

GLASS A.: Zivilflugzeuge auf der Farnborough'80-Ausstellung. TLiA, XXXVI Jhrg. 1981, H. 1, S. 5

Die auf der internationalen Luftfahrttaustellung in Farnborough gezeigten Düsen-, Passagier-, Turbotriebwerkflugzeuge für den Nahverkehr, sowie Geschäfts-, Überwachungs-, Schul-, Sport- und Agrarflugzeuge wie auch neue Entwürfe für diese Flugzeugarten werden in dem Beitrag behandelt.

HERMASZEWSKI M.: Technische Landungsprobleme des Sojuz-Raumschiffes. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 1, S. 7

Der erste polnische Kosmonaut stellt in dem Beitrag den Landungsvorgang des Raumschiffes dar, wobei folgende drei Landungsarten behandelt werden: die gesteuerte, ballistische und maximal vollkommene Landung.

SZCZECIŃSKI S., ŁAGOSZ M.: Optimierungsproube der Masse und der Festigkeit von Tragscheiben an Laufrädern der Turbinenmotore. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 1, S. 10

In den Entwicklungskonzeptionen der gegenwärtigen Turbinen-Flugmotore ist das Streben nach der Anwendung von dünnen Laufrädern mit Zentralöffnungen zu verzeichnen. Diese Konstruktionsform soll die maximale Nutzung des verwendeten Materials gewährleisten und zur Minderung des Konstruktionsgewichts beitragen. Es wird der Einfluss der Größe der Zentralöffnung und der Belastungsart auf den Nutzungsgrad der Festigkeitsmöglichkeiten des Materials analysiert.

DĄBROWSKA J.: Der Anstellwinkel — seine Messung und Nutzung (II). TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 1, S. 15

Der Begriff des Anstellwinkels und die Methoden seiner Messung sind verhältnismäßig gut bekannt, doch gibt es ziemlich wenig Veröffentlichungen über die Verwertung der Anstellwinkelinformationen für die Flugführung. Es werden die grundsätzlichen Vorteile dargestellt, die diese Informationen für den Flug mit Unterschallgeschwindigkeit haben können sowie es wird darauf hingedeutet, welche Methoden zur Messung des Anstellwinkels gegenwärtig angewandt werden.

STEFANEK W.: Flughafen Amsterdam-Schiphol (I). TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 1, S. 26

Einer der bedeutendsten Flughäfen Europas — Amsterdam-Schiphol — ist das Thema des Beitrages. Es wird die Vergangenheit, der heutige Stand sowie die Entwicklungsprognose des Flugplatzes berücksichtigt. Besonders ausführlich wird das Terminal, d.h. der Passagierverkehr und seine Organisation behandelt. Auch der Güterverkehr, die Funknavigationsausrüstung wie auch kleinere Probleme die mit dem Funktionieren des holländischen Hauptflughafens eng verknüpft sind, werden ebenfalls erörtert.

SZUMAŃSKI K.: Antriebsstörung am Hubschrauber bei Kran — und Montagearbeiten. Studie über das Sicherheitsmanöver. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 1, S. 30

Die Erwägungen beziehen sich auf die Ausführungsmöglichkeit eines Störungsmanövers an einem zweimotorigen Hubschrauber, bei dem während der Kran- und Montagearbeiten eine Antriebsstörung (Ausfall von einem bzw. beiden Motoren) aufgetreten ist. Es wurde die Ausführungsmöglichkeit eines Manövers untersucht, das eine möglichst sichere Arbeitsunterbrechung gewährleistet. Weiterhin wird versucht die günstigsten Bedingungen für die Arbeitsausführung zu beurteilen.

GLASS A.: Entwicklungsprogramm des Instituts für Luftfahrttechnische Versuche (Instytut Badań Technicznych Lotnictwa) vor 50 Jahren. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 1, S. 35

Es wird das Entstehen des Instituts für Luftfahrttechnische Versuche (Instytut Badań Technicznych Lotnictwa) in Warszawa, das durch Prof. G. Mokrzycki ausgearbeitete Modernisierungs- und Entwicklungsprogramm sowie die Verwirklichung des Programms bis zum Jahr 1938 dargestellt, d.h. bis zur Umbildung des Instituts in das Technische Institut für Luftfahrttechnik (Instytut Techniczny Lotnictwa).

ГЛЯСС А.: Гражданские самолеты на Фарнборо 80. TLiA, т. 36, 1981, № 1, стр. 5

Описаны реактивные и турбовинтовые самолеты гражданской назначения — пассажирские, местные, связи, натуральные, учебные и спорговые, показанные на авиационной выставке в фарнборо, а также новые проекты таких самолетов.

ХЕРМАШЕВСКИ М.: Технические вопросы посадки космического корабля Союз. TLiA, т. 36, 1981, № 1, стр. 7

В статье космонавт описал процесс посадки космического корабля, подробно рассматривая три вида посадки: управляемую, баллистическую и с максимальным качеством.

ЩЕЦИНЬСКИ С., ЛАГОШ М.: Попытка оптимизации массы и прочности дисков газотурбинных двигателей. TLiA, т. 36, 1981, № 1, стр. 10

В концепциях развития современных газотурбинных двигателей наблюдается стремление к токим диском с большими центральными отверстиями. Такая форма конструкции должна обеспечить оптимальное использование материала и снизить массу конструкции. В статье анализируется влияние величины центрального отверстия и характера нагрузки на степень использования прочности материала.

ДОМБРОВСКА Я.: Угол атаки — его замер и использование (I). TLiA, т. 36, 1981 г., № 1, стр. 15

Угол атаки и методы его измерения довольно широко известны, однако имеется только немного сведений о методах использования замера угла атаки для выполнения полета. В статье представлены основные достоинства применения этой информации в дозвуковой авиации а также описаны совершенные методы измерения угла атаки.

СТЕФАНЕК В.: Аэропорт Амстердам-Схипхоль (I). TLiA, т. 36, 1981, № 1, стр. 26

В статье описан один из важнейших аэропортов Европы — Амстердам-Схипхоль. Описано прошлое, настоящее и перспективы развития этого аэропорта. Особенно подробно описана организация пассажирского потока. Даются также информации о отправе грузов, радионавигационном оборудовании порта, а также другие сведения о работе этого главного порта Голландии.

ШУМАНЬСКИ К.: Авария силовой установки вертолета при выполнении строительной-монтажных работ. TLiA, т. 36, 1981, № 1, стр. 30

Проведен анализ возможностей выполнения аварийного маневра двухдвигательного вертолета выполняющего крановые работы в случае отказа силовой установки (одного или двух двигателей). Проанализированы возможности выполнения маневра для выхода из положения. Дается попытка оценки наиболее благоприятных вариантов выполнения работ.

ГЛЯСС А.: Программа развития Института Технических Исследований Авиации разработанная 50 лет потому назад. TLiA, т. 36, 1981, № 1, стр. 35

Статья представляет формирование Института Технических Исследований Авиации в Варшаве, программу его модернизации и развития разработанную в 1930 г. проф. Г. Мокшыцки, а также реализацию этой программы до 1938 г. когда Институт изменил название и стал Техническим Институтом Авиации.

Adres dla korespondencji:

00-250 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Chopina 5^B m. 4

Tel. 28-64-64

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI:

A. Kulesza: Rola rady robotniczej w przedsiębiorstwach lotniczych . . .	1
Z KRAJU, ZE SWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Samoloty wojskowe wyprodukowane i w użyciu . . .	4
Produkcja samolotów w W. Brytanii w latach 1970-1979 (sprzedaż i dostawy) . . .	4
A. Glass: Samoloty cywilne na Farnborough'80 . . .	5
M. Hermaszewski: Techniczne aspekty lądowania statku kosmicznego Sojuz . . .	7
S. Szczeciński, M. Łagosz: Próba optymalizacji masy i wytrzymałości tarcz nośnych wirników silników turbinowych . . .	10
J. Dąbrowska: Kąt natarcia — jego pomiar i wykorzystanie (II) . . .	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Goleń sprężysta — projekt obliczeniowy (I) . . .	17
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . .	18
KARTOTEKA TLiA: Bellanca Viking — USA . . .	19
Cessna Citation II — USA . . .	21
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Instalacja hydrauliczna; Instalacja pneumatyczna (II) . . .	23
XVII Kongres OSTIV Paderborn RFN, 24 maja — 7 czerwca 1981 r. . .	24
PROTOTYPY: Dornier Do 228 — RFN . . .	25
PROJEKTY: Shorts 360 — W. Brytania . . .	25
W. Stefanek: Port lotniczy Amsterdamu — Schiphol (I) (PROBLEMY LOT) KSIĄŻKI LOTNICZE . . .	26
K. Szumanski: Awaria napędu śmigłowca w pracach dźwigowo-montażowych. Studium możliwości przeprowadzenia manewru bezpieczeństwa NOWOSCI TECHNICZNE: Kamera telewizyjna pracująca w mroku . . .	30
A. Glass: Sprzed 50 lat program rozwoju Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . .	34
NOWOSCI TECHNICZNE: Program próbnej eksploatacji samolotów napędzanych ciekłym wodorem . . .	35
Niepalny materiał do pokrywania płyt izolacyjnych kabin samolotów pasażerskich . . .	38
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . .	III okł.

Na okładce: Samolot Ikarot II-28 i II-28S — rys. K. Cieślak

WYDAWNICTWO



SIGMA

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

CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 1492-1300-80. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. L-111.

Cena pojedynczego egz. zł 25,—

Prenumerata roczna zł 300,—

INDEKS 37909

GLASS A.: Samoloty cywilne na Farnborough'80. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 1, s. 5

Omówiono przedstawione na międzynarodowej wystawie lotniczej w Farnborough samoloty odrzutowe, pasażerskie, turbośmigłowe lokalnego transportu, służbowe, patrolowe, szkolne i sportowe oraz rolnicze a także nowe projekty samolotów tych kategorii.

HERMASZEWSKI M.: Techniczne aspekty lądowania statku kosmicznego Sojuz. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 1, s. 7

W artykule pierwszy polski kosmonauta przedstawił przebieg lądowania statku kosmicznego, omawiając trzy rodzaje lądowania: sterowane, balistyczne i z maksymalną doskonałością.

SZCZECIŃSKI S., ŁAGOSZ M.: Próba optymalizacji masy i wytrzymałości tarcz nośnych wirników silników turbinowych. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 1, s. 10

W koncepcjach rozwojowych współczesnych lotniczych silników turbinowych zarysowuje się dążność do stosowania cienkich tarcz z dużymi otworami centralnymi. Tak przyjęta forma konstrukcyjna ma zapewnić maksymalne wykorzystanie użytego materiału oraz zmniejszyć masę konstrukcji. W artykule przeanalizowano wpływ wielkości otworu centralnego i rodzaju obciążenia na stopień wykorzystania możliwości wytrzymałościowych materiału.

DĄBROWSKA J.: Kąt natarcia — jego pomiar i wykorzystanie (II). TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 1, s. 15

Pojęcie kąta natarcia i metody jego pomiaru są dość znane, jednak można znaleźć stosunkowo niewiele opracowań dotyczących wykorzystania informacji o kącie natarcia do prowadzenia lotu. W artykule przedstawiono zasadnicze korzyści, jakie informacja ta może przynieść w lotnictwie poddźwiękowym, a także zasygnalizowano, jakie metody pomiaru kąta natarcia są obecnie powszechnie stosowane.

STEFANEK W.: Port lotniczy Amsterdamu — Schiphol (I). TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 1, s. 26

W artykule omówiono jeden z ważniejszych portów lotniczych Europy — Amsterdam-Schiphol. Uwzględniono przeszłość, dzień dzisiejszy oraz prognozy rozwojowe tego lotniska. Szczególnie szeroko potraktowano terminal, a więc całość ruchu pasażerskiego i jego organizację. Opiszano również ruch towarowy, wyposażenie radionawigacyjne portu, jak też drobniejsze zagadnienia ściśle związane z funkcjonowaniem głównego portu lotniczego Holandii.

SZUMANSKI K.: Awaria napędu śmigłowca w pracach dźwigowo-montażowych. Studium możliwości przeprowadzenia manewru bezpieczeństwa. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 1, s. 30

Przeprowadzono analizę możliwości wykonania manewru awaryjnego śmigłowca dwusilnikowego, wykonującego prace dźwigowo-montażowe, w przypadku wystąpienia uszkodzenia w układzie napędu (awaria jednego lub dwóch silników). Zbadano możliwości wykonania manewru pozwalającego na w miarę bezpieczne przerwanie wykonywanej pracy. Podjęto próbę oceny najkorzystniejszych warunków wykonywania prac.

GLASS A.: Sprzed 50 lat program rozwoju Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 1, s. 35

Przedstawiono powstanie Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa w Warszawie, program jego modernizacji i rozwoju opracowany w 1930 r. przez prof. G. Mokrzyckiego oraz realizację tego programu do 1936 r., gdy instytut został przemianowany na Instytut Techniczny Lotnictwa.



PROGRAM DZIAŁALNOŚCI ZESPOŁÓW SEKCJI LOTNICZEJ

Fachowe zespoły Zarządu Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP, wyłonione na plenarnym zebraniu dnia 18 kwietnia ub. roku opracowały programy prac zatwierdzone na zebraniu w dniu 5 września ub. roku. Poniżej publikujemy ramowe programy zespołów. Zarząd Sekcji Lotniczej zaprasza członków Sekcji Lotniczej i kół lotniczych do współpracy z zespołami nad przyjętymi tematami programów.

Program zespołu płatowcowego

1. Prognozowanie rozwoju sprzętu szybowcowego i płatowcowego. Wytyczenie najważniejszych kierunków (tematów) do realizacji w zakresie konstrukcji nowego sprzętu latającego (dopływ wysoko kwalifikowanych kadr, modernizacja lub rozbudowa istniejących zakładów lotniczych, wymagane nakłady finansowe).

2. Przygotowanie analizy uzasadniającej potrzebę zorganizowania ośrodka badań aerodynamicznych w Politechnice Rzeszowskiej (dysponuje ona tunelami, maszynami matematycznymi, programami, zakładem modelarskim oraz ma kadrę konstruktorów modeli).

3. Opracowanie programu badań właściwości mechanicznych materiałów stosowanych w konstrukcjach lotniczych.

4. Wytyczenie kierunków rozwoju materiałów na konstrukcje płatowcowe i szybowcowe (włókna węglowe, materiały kompozytowe).

5. Przeprowadzenie analizy i przedstawienie wymagań w stosunku do jednostek napędowych motoszybowców (zagadnienie zespołu małej mocy do napędu motoszybowców, problem śmigieł).

6. Przeprowadzenie analizy i przedstawienie wymagań w stosunku do napędów samolotów rolniczych.

7. Zagadnienia technologiczności konstrukcji sprzętu lotniczego (łatwość napraw, regeneracji itp.). Analiza aktualnego stanu i potrzeby bazy naprawczej samolotów lotnictwa cywilnego.

8. Popularyzacja problematyki lotniczej (wytypowanie i przekazanie do Muzeum Lotnictwa w Krakowie samolotów i szybowców wycofanych z eksploatacji; publikowanie artykułów w prasie lotniczej; organizowanie prelekcji i wygłaszanie odczytów o tematyce lotniczej w swoim oraz we współpracującym środowisku).

9. Nawiązanie współpracy między poszczególnymi jednostkami przemysłu lotniczego w kraju i za granicą. Udział w pracach OSTiV (Międzynarodowa Organizacja Techniki Szybowcowej) i innych organizacjach, przygotowanie referatów na konferencję OSTiV.

* Punkt 13 uchwały: „Rozpatrzyć propozycję zorganizowania przez Sekcję Lotniczą opieki nad konstruktorami amatorami oraz opracowania odpowiednich przepisów budowy i certyfikacji dla sprzętu lotniczego budowanego przez amatorów”.

10. Realizacja uchwały podjętej na zebraniu sprawozdawczo-wyborczym w dniu 10.03.1980 r., szczególnie p-ktu 13 tej uchwały*) oraz innych wniosków i postulatów podjętych na zebraniach Zarządu Sekcji Lotniczej.

Zespół pracuje pod kierownictwem kol. W. Błaszczaka z WSK PZL-Mielec. W skład zespołu płatowcowego wchodzi sześciu pracowników z WSK PZL-Mielec (W. Błaszczak, S. Jachyra, A. Kowalski, S. Markowski, K. Piwek, S. Wójtowicz), dwóch z Zakładów Szybowcowych w Bielsku-Białej (J. Śmielkiewicz, A. Kurbiel) oraz po jednym: z WSK PZL-Świdnik (Z. Koźlubaj), z Instytutu Lotnictwa w Warszawie (T. Kostią) i z Lotniczych Zakładów Remontowych (Cz. Nowak).

Program zespołu śmigłowego

1. Analiza stanu i perspektyw rozwoju techniki śmigłowej w PRL w zakresie materiałów, gotowych wyrobów, napędów, układów przenoszenia mocy, metod projektowania, metod badań, efektów ekonomicznych oraz opracowanie wniosków.

2. Analiza stanu współpracy z zagranicą.

3. Uczestnictwo w przygotowaniu IV Śmigłowych Mistrzostw Świata FAI.

4. Udział w pracach nad powołaniem Wydziału Budowy Śmigłowców na Politechnice Lubelskiej.

5. Współpraca z braćmi stowarzyszeniami innych resortów.

W skład zespołu śmigłowego weszli kol. kol.: S. Trębacz (gł. konstruktor, Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku) — przewodniczący zespołu, R. Kosiół (kier. Zakładu Usług Śmigłowych), S. Łobacz (gł. specjalista OBR SK), W. Mercik (pilot doświadczalny OBR SK) oraz ze składu Prezydium Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP K. Brejnak (dyr. techn. ZPLiS) i J. Horbaczewski (gł. specjalista ZPLiS).

Program zespołu silnikowego

1. Popularyzacja wiedzy o silnikach lotniczych produkowanych przez polski przemysł lotniczy. Opracowanie i realizacja planu odczytów w środowiskach lotniczych.

2. Opracowanie ekspertyzy na temat stanu produkcji i możliwości zaprojektowania silników lotniczych do napędu samolotów i śmigłowców konstruowanych i produkowanych w Polsce oraz dla celów bezpośredniego eksportu.

3. Opracowanie raportu na temat paliw i olejów lotniczych dostępnych w Polsce. W szczególności zainteresowanie przemysłu chemicznego produkcją benzyny lotniczej klasy 100 LL, paliwa turbinowego klasy RT oraz olejów klasy Aero Shell.

4. Zestawienie potrzeb przemysłu silników lotniczych w zakresie elementów i materiałów specjalistycznych (łożysk, materiałów hutniczych, gum, przewodów elektrycznych, lakierów i in.).

5. Nawiązanie współpracy i zainteresowanie tematyką silników lotniczych stowarzyszeń technicznych NOT działających w przemyśle chemicznym i hutniczym oraz Ministerstwa Komunikacji.

Zespół silnikowy pracuje pod przewodni-

ctwem kol. M. Mikluszki z WSK PZL-Rzeszów.

Program zespołu hydrauliki lotniczej

Rok 1980

1. Publikacje w Technice Lotniczej i Astronautycznej.

2. Nawiązanie współpracy, wymiany doświadczeń i informacji z organizacjami technicznymi w zakładach CSRS, Jugosławii, Rumunii i ZSRR.*

3. Organizacja zwiedzania wystaw lotniczych.

4. Powołanie na Politechnice Wrocławskiej Studium Podyplomowego Osprzętu Lotniczego (hydraulika systemów lotniczych i systemy zasilania silników lotniczych).

Rok 1981

1. Zorganizowanie sympozjum w ramach zaplecza technicznego ZPLiS wykorzystania maszyn analogowych i cyfrowych w pracy konstruktora i technologa przemysłu lotniczego.

2. Opracowanie memoriału oceniającego problematykę elektronizacji lotniczych układów hydraulicznych i zasilania (stan, potrzeby, perspektywy, wnioski).

3. Opracowanie raportu oceniającego problematykę elementów gumowych w przemyśle lotniczym od sformułowania wymagań i potrzeb do stanu i perspektyw zabezpieczenia jakości i ilości w produkcji.

Rok 1982

1. Opracowanie memoriału oceniającego stan aktualny oraz potrzeby i perspektywy w zakresie cieczy do hydrauliki lotniczej oraz filtracji cieczy.

Zespół pracuje pod przewodnictwem kol. Z. Girulskiego z PZL-Hydral.

Program zespołu awioniki i osprzętu

1. Utworzenie zespołu.

2. Przygotowanie ekspertyzy na temat stanu aktualnego oraz potrzeb przemysłu lotniczego w zakresie awioniki i osprzętu.

3. Nawiązanie kontaktu ze stowarzyszeniami naukowo-technicznymi w kraju (np. SEP) i za granicą, związanymi z działalnością o charakterze zbliżonym do tematyki awionicznej.

4. Przygotowanie krajowej konferencji Awionika 81 (przewidywany termin 1981 r.).

W skład zespołu awioniki i osprzętu wchodzi: przewodniczący — K. Kunachowicz, członkowie — E. Babiasz (Instytut Lotnictwa), S. Bielak (Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego, Świdnik), S. Jaśkiewicz (Zakład Doświadczalny, WSK PZL-Warszawa II), T. Jurkiewicz (Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich, Warszawa Okęcie), H. Kaczorek (Instytut Lotnictwa), W. Kopocki (OBR SK Mielec), T. Krawczyk (ZD WSK PZL Warszawa II), C. Majcher (jw.), L. Rams (Instytut Lotnictwa), S. Słowacki (Biuro Techniczne Nowych Uruchomień Przemysłu Lotniczego, ZPLiS), A. Wierchowicki (Dowództwo Wojsk Lotniczych, Poznań), W. Zaremba (Prez. Zarz. Sekcji Lotniczej ZG SIMP) i E. Żelabin (Instytut Lotnictwa).

HANRIOT H-28

