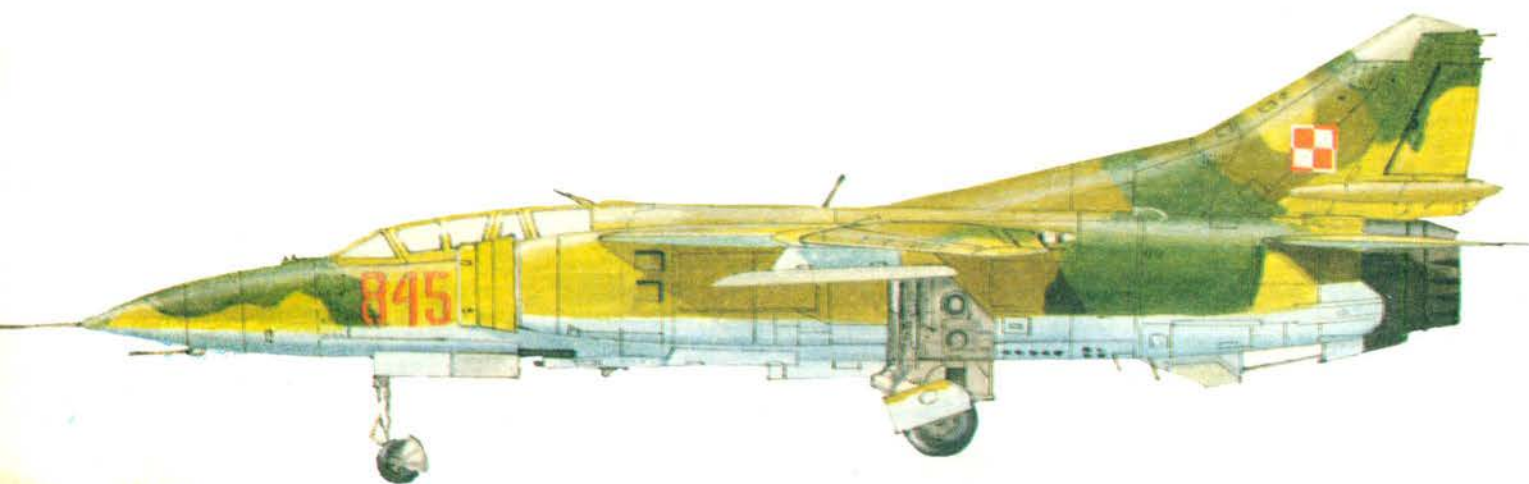
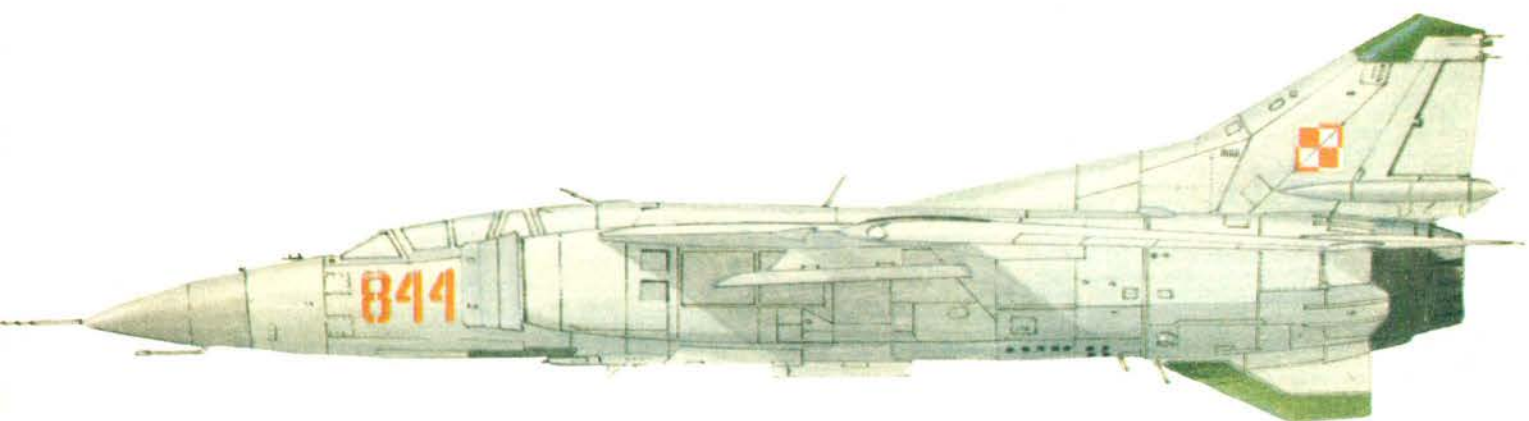
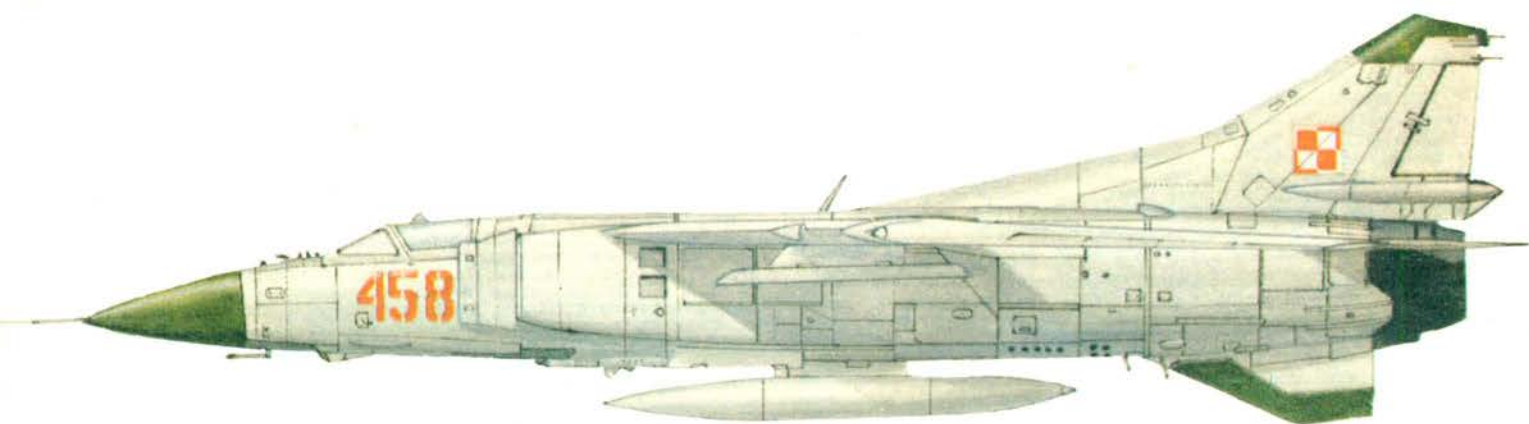


TECHNIKA

6'82

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 50,-
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO  SIGMA

● 1 июня 1982 г. скончался в возрасте 79 лет проф. инж. Ежи Буковски (р. 23.XI.1902) — аэродинамик, конструктор воздушных винтов, историк техники, профессор Варшавского Политехнического Института. Диплом инженера получил в Политехническом Институте в 1930 г. С 1925 г. работал ассистентом известного аэродинамика, проф. Чеслава Витошиньского. Принимал участие в строительстве и развитии Аэродинамического Института, проектировал аэродинамические трубы и испытывал винты.

С 1931 г. проектировал воздушные винты, а с 1935 г. был конструктором и техническим директором Пропеллерного Завода В. Шоманьски в Варшаве. С 1936 г. читал лекции по аэродинамике. В 1938 г. ему было присвоено звание доцента. В 1933 г. написал книгу «Лабораторная техника аэродинамических измерений» (повторно изданную в 1973 г.) а в 1936 г. книгу «Проект винта». Во время войны читал лекции в подпольном политехническом институте. С 1945 г. был профессором аэродинамики, много лет управлял Кафедрой Аэродинамики Варшавского Политехнического Института. Был создателем Авиационного Отделения П.И., проректором и трехкратно ректором П.И. В 1959 г. издал учебник «Механика жидкости» (4 издания). В 1973 г. «Курс механики жидкости» (вместе с П. Кнйковским). Занимался также историей науки и техники. Был председателем Комитета Истории Науки и Техники Польской Академии Наук, а также почетным членом Международной Академии Истории Науки. В 1971—1976 г. был председателем Верховной Организации Техники, позже — почетным председателем этой организации.

● В мае м-це т.г. завод ВСК ПЗЛ-Мелец подписал договор на поставку в Югославию 15 штук самолетов М18 Дромедер. М18 — это сельскохозяйственный самолет, пригодный для рассева минеральных удобрений и средств защиты растений. Поставка состоится в текущем году.

● В ВСК ПЗЛ-Мелец начался серийный выпуск самолета Ан-28 на советской лицензии. Первые 5 экземпляров будут готовы уже в будущем году.

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

● Уже 30 шт. оперений для Ил-86 завод ВСК ПЗЛ-Мелец отправил в Советский Союз по договору с авиапромышленностью СССР. В состав элементов входят стабилизаторы и кили, рули высоты и направления.

● Mr. Jerzy Bukowski, Prof. Eng. (born on 23 rd Nov. 1902), a specialist in aerodynamics, designer of airscrews, historian of technology, professor of the Warsaw University of Technology, died on 1 st. June 1982, aged 79 years. He graduated as an engineer in mechanics from the Warsaw University of Technology in 1930. From 1925 he was an assistant of Prof. Czeslaw Witoszynski, a famous specialist in aerodynamics. He participated in erection and development of the Aerodynamic Institute at the Warsaw University of Technology, designing wind tunnels and testing airscrews. From 1931 he designed airscrews and from 1935 he was a designer and technical manager of the Propeller Factory W. Szomaniski in Warsaw. From 1936 he lectured on aerodynamics. In 1938 he was granted the title of Assistant Professor. In 1933 he published the book entitled "The Laboratory Technique of Aerodynamic Measurements" (re-edited in 1973), and in 1936 — the book "Aircsrew Design". During the war he lectured at the Secret University of Technology. Since 1945 he was a professor in aerodynamics, managing for many years the Aerodynamics Department at the Warsaw University of Technology. He was the originator of the Aeronautical Faculty at the Warsaw University of Technology, for one term he served the office of Proprector and for three terms — Rector of that University. In 1959 he published the handbook "The Fluid Mechanics" (4 issues) and in 1973, together with P. Kijkowski "The Course in Fluid Mechanics". He was also engaged in history of science and technology. He was the President of the Committee for History of Science and Technology of the Polish Academy of Sciences and a honorary member of the International Academy of History of Science. In the years 1971—1976 he was the President of the Chief Technical Organization, and afterwards he was the honorary president of that organization.

● In May this year WSK PZL-Mielec signed a contract for supply of 15 M18 Dromader airplanes to Yugoslavia. Those airplanes will be in the agricultural version, adapted to spread mineral fertilizers and plant esticides. The delivery is to be executed already this year.

● Lot production of the An-28 aircraft on a Soviet licence has been started at WSK PZL-Mielec. The first 5 airplanes are to be finished already next year.

● 30 sets of control surfaces for Il-86 have already been sent to the USSR according to the contract concluded with the Soviet aviation industry. Those sets include the most important components manufactured in Mielec, i.e. tail fins, tail planes, rudders and elevators.

cd. ze s. 32

MAGNUSZEWSKI Z.: Icing of aviation turbine engines. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 6, p. 11

The paper presents fundamental factors affecting the intensity of icing of components of aviation turbine engines, the mechanism of icing during flight in clouds consisting of drops of overcooled water and in clouds containing ice crystals as well as outside clouds — when an airplane is quickly descending from high altitudes, and, moreover, when taxiing, take-off and climbing in ambient temperatures above the freezing point. The influence of flight speed and altitude on the icing process has been explained and impact of icing on engine operation as well as the resulting necessity of application of de-icing installations have been discussed.

DANILECKI S.: Application of fatigue durability analysis to evaluation of results of local damages and effects of wing shell repairs. Part III. An example of application of the fatigue durability analysis with the use of specific fatigue wear. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 6, p. 23

The method of evaluation of results of local damages based on specific fatigue wear has been described. An example of analysis and tests as well as examples of specimens modelling repaired places have been demonstrated.

GLASS A.: Attempts to develop a turbo-jet engine in Poland in 1930's. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 6, p. 28

The history of works carried on by W. Bernadzkiwicz, Eng. J. Oderfeld, Eng. and J. Sachs, Eng. at a turbo-jet engine in the years 1931—1933 and the history of works performed by J. Oderfeld at PZL at turbine for the turbo-jet engine, have been described.

ZUSAMMENFASSUNGEN

STAFIEJ W.: Rechnerische Folgen der Massenvergrößerung am Segelflugzeug. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 6, S. 5.

Es werden die Ursachen der Massenvergrößerung des Segelflugezeuges sowie der Einfluss dieser Vergrößerung auf das Längsgleichgewicht, auf die Leistungen und die Belastung des Segelflugezeuges behandelt.

BEREZANSKI J., STANISLAWSKI J., SZUMANSKI K.: Einsatz des Hubschraubers im geeigneten Gelände (I). TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 6, S. 8

In dem Beitrag werden die Grundlagen für die analytische Ermittlung der Einsatzgrenzen des Hubschraubers (Anlassen, Start, Landung und Anhalten der Hubschraube) im geeigneten Gelände sowie die Methode der Durchführung von simulierten erfahrungsmässigen Versuchen für die Verifikation der Analysen und die Methode der Verwirklichung der Proben unter natürlichen Bedingungen zur Beurteilungserweiterung der Anwendung des Hubschraubers, angeführt.

MAGNUSZEWSKI Z.: Vereisung der Turbinen-Flugmotore. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 6, S. 11

In dem Aufsatz werden die Faktoren aufgeführt, die die Vereisungsintensität der Teile von Turbinen-Flugmotoren beeinflussen. Es wird der Mechanismus der Bildung der Vereisung während des Fluges in Wolken, die aus überkühlten Wassertropfen bestehen und in Wolken mit Eiskristallen sowie ausserhalb der Wolken bei grosser Sinkgeschwindigkeit aus grösseren Höhen wie auch während des Rollens, beim Start und beim Aufstieg in Plus-Umgebungstemperaturen behandelt. Ferner werden der Einfluss der Fluggeschwindigkeit und der Flughöhe auf den Vereisungsvorgang erklärt sowie der Einfluss des Vereisungsvorganges auf den Betrieb des Triebwerkes und die sich daraus ergebende Notwendigkeit der Anwendung von Vereisung-Verhütungsanlagen erörtert.

DANILECKI S.: Anwendung der Ermüdungsbeständigkeits-Analyse zur Beurteilung von örtlichen Beschädigungen und Reperaturereffekten an Flügeloberflächen. Teil III. Anwendungsbeispiel der Ermüdungsbeständigkeits-Analyse auf Grund des spezifischen Ermüdungsveschleissens. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 6, S. 23.

In dem Beitrag wird die Beurteilungsmethode von örtlichen Beschädigungen auf Grund des spezifischen Ermüdungsver-schleisses behandelt. Es werden Beispiele für Berechnung und Untersuchung sowie für Reperatur-Nachahmungsproben angeführt.

GLASS A.: Versuche am Bau eines Düsenmotors in Polen in den dreissiger Jahren. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 6, S. 28.

In dem Aufsatz werden die von Ing. W. Bernadzkiwicz; Ing. J. Oderfeld und Ing.

J. Sachs am Düsenmotor in den Jahren 1931—1933 sowie an der Turbine für den Düsenmotor in den Jahren 1937—1939 von Ing. J. Oderfeld im PZL — Betrieb — ausgeführten Arbeiten, dergestellt.

СОДЕРЖАНИЯ

СТАФЕЙ В.: Расчетные последствия увеличения массы планера. TLiA, т. 37, 1982 г., № 6, стр. 5

Указываются причины увеличения массы планера и влияние этого увеличения на продольное равновесие, летные характеристики и нагрузки планера.

БЕРЕЖАНЬСКИ И., СТАНИСЛАВСКИ И., ШУМАНЬСКИ К.: Эксплуатация вертолета на наклонной местности (I). TLiA, т. XXXVII, 1982, № 6, стр. 8

В статье даны основания аналитического намечени пределов эксплуатации вертолета (запуск, взлет, посадка и остановление ротора) на наклонной местности и метод проведения моделирующих эмпирических испытаний для проверки анализа, а также метод реализации натуральных испытаний, которые расширяют оценку эксплуатационных свойств вертолета.

МАГНУШЕВСКИ З.: Обледенение авиационных газотурбинных двигателей. TLiA, т. XXXVII, 1982, № 6, стр. 11

В статье даны основные факторы влияющие на интенсивность обледенения частей авиационных газотурбинных двигателей, представлен механизм возникновения обледенения во время полета в облаках состоящих из капель переохлажденной воды и в облаках содержащих кристаллы льда, а также вне облаков — при быстром снижении с больших высот или же во время руления, взлета и набора высоты, при положительных температурах окружающего воздуха; разьяснено влияние скорости и высоты полета на процесс обледенения; рассмотрено влияние обледенения на работу двигателя и, следовательно, необходимость применения противообледенительных систем.

ДАНИЛЕЦКИ С.: Применение анализа усталостной прочности для оценки последствий местных повреждений и результатов ремонта обложки типа крыла самолета. Часть III. TLiA, т. 37, 1982 г., № 6, стр. 23

Описан метод оценки последствий местных повреждений на базе удельного усталостного порожжения. Дается пример расчета и описание испытаний, а также примеры образцов, моделирующих ремонт.

ГЛЯСС А.: Попытки создания реактивного двигателя в Польше в тридцатые годы. TLiA, т. 37, 1982 г., № 6, стр. 28

Указаны работы инженеров В. Бернадзкевича Я. Одерфельда и Е.Сахса над созданием реактивного двигателя в 1931—1933 г., а также работы в области газовой турбины для реактивного двигателя, которые вел в 1937—1939 г. инж. Я. Одерфельд.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVII WRZESIEŃ 1982

TECHNIKA

6'82

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Sytuacja i problemy polskiej komunikacji lotniczej

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Dziesięciolecie 1971÷1980 w PLL LOT

Lata 1971÷1980 były okresem szybkiego rozwoju LOT-u:

- długość lini regularnych wzrosła w dwójnasób z 41 do 93 tys. km,
- liczba obsługiwanych przez LOT portów lotniczych wzrosła w kraju z 10 do 12, a za granicą z 30 do 44,
- liczba przewożonych rocznie pasażerów zwiększyła się na liniach krajowych o 25% (z 643 do 791 tys.), zaś na liniach zagranicznych trzykrotnie (z 325 tys. do 1,037 mln),
- średni roczny wzrost przewozów wynosił 17%,
- wykorzystanie miejsc pasażerskich w 1980 r. wynosiło 65,7% wobec 63% na świecie,
- wzrósł udział Polski w międzynarodowych przewozach lotniczych świata z 0,22 do 0,36%,
- zysk LOT-u w 1971 r. wynosił 300 mln zł, zaś w 1981 r. — 2,7 mld zł (wzrost 9-krotny),
- w latach 1976÷1980 zainwestowano w LOT 3 mld zł, w infrastrukturę lotniskową i ruchową 4,4 mld zł, a na remonty lotnisk wydano 1 mld zł. W okresie tym nadwyżka wpływów w lotnictwie cywilnym nad wydatkami (wraz z inwestycjami) wyniosła 5,6 mld zł.

Były to lata szybkiego rozwoju działalności PLL LOT.

Lata 1980 i 1981

Lata 1980 i 1981 były niepomyślne dla międzynarodowego transportu lotniczego. Przewozy lotnicze świata w 1980 r. wzrosły tylko o 3% (w 1979 r. o 13%), zaś w 1981 r. o 0,5% przy spadku liczby pasażerów z 748 do 728 mln. W Polsce trudna sytuacja ekonomiczna spowodowała spadek przewozów tak krajowych, jak i zagranicznych. W 1980 r. w stosunku do 1979 r. spadła liczba przewiezionych przez LOT pasażerów: na liniach krajowych z 862 tys. do 791 tys. (o 71 tys., czyli o 8,2%), na liniach zagranicznych z 1,131 mln do 1,037 mln (o 94 tys., czyli o 8,3%), łącznie z 1,993 mln do 1,828 mln (o 165 tys., czyli o 8,2%). Równocześnie przewozy ładunków wzrosły z 16 930 t do 17 235 t, natomiast praca przewozowa zmniejszyła się nieznacznie, gdyż z 263 do 257 mln tkm, czyli zaledwie o 2,3%. Wykorzystanie taboru wzrosło z 1648 do 1670 h/samolot rocznie, zaś wydajność pracy zmniejszyła się z 47,8 do 43,8 tys. tkm na pracownika.

Rok 1981, w związku ze spadkiem produkcji w kraju, więc i zwolnieniem tempa życia gospodarczego, przyniósł dalszy spadek przewozów. Wstrzymanie ruchu lotniczego w ostatnich trzech tygodniach grudnia ub.r. zmniejszyło ponadto przewozy dodatkowo o ok. 4%. Wyniki 1981 r. w stosunku do 1980 r. przedstawiają się następująco: liczba przewiezionych pasażerów zmniejszyła się z 1,828 do 1,711 mln (o 6,6%), w tym na liniach zagranicznych z 1,037 do 0,998 mln (o 6,1%) i na liniach krajowych z 719 do 713 tys. (o 11%). Przewóz towarów spadł o 32% w lotach zagranicznych (z 10 813 do 8641 t) i o 45% w lotach krajowych (z 6422 do 3062 t). W wyniku ogólna praca przewozowa LOT-u zmalała z 257 do 236 mln tkm, czyli o 8,2%, w tym o 7,6% w lotach zagranicznych i o 14% w lotach krajowych. Wykorzystanie taboru spadło z 1670 do 1353 h/samolot w roku, a wydajność pracy z 43,8 do 39,4 tys. tkm/prac. (o 10%) z powodu zmniejszenia się przewozów przy wzroście zatrudnienia. Równocześnie wzrosło wykorzystanie

miejsc pasażerskich do 78%. W ciągu 1981 r. zawieszono były loty do Bagdadu, Bengazi, Leningradu, Kijowa i Bydgoszczy. W 1981 r. przy wpływach 16 mld zł zyski wyniosły 2,7 mld zł, czyli bilans roku był dodatni. 30% pasażerów wniosło opłaty za przelot w dewizach, 70% — w złotychkach.

Sytuacja w 1982 r., czyli program przetrwania

Sytuacja polskiej komunikacji lotniczej w br. jest zasadniczo różna niż w ubiegłych latach. Spróbujemy scharakteryzować główne elementy tej sytuacji.

Wstrzymanie działalności przewozowej LOT-u oraz lotów zagranicznych linii lotniczych do Polski od 13 grudnia ub.r. spowodowało konieczność ponownego negocjowania w styczniu i lutym br. umów lotniczych z innymi krajami, gdyż komunikacja lotnicza z reguły odbywa się na zasadzie wzajemności. W pierwszym półroczu br. wznowiono loty do 27 portów (w 1981 r. wykonywano loty do 45 portów). Niektórych połączeń nie uruchomi się ze względu na nieopłacalność (np. linii dalekowschodniej). Spośród portów krajowych uruchomiono 8.

Drastycznie zmalało zapotrzebowanie na przewozy. W ciągu pierwszych czterech miesięcy br. wyniosły one ok. 40% przewozów w analogicznym okresie ub.r. Najlepiej ilustruje to statystyka przewozów pasażerskich:

Miesiąc	I	II	III	IV
Liczba pasażerów:				
— w ruchu zagranicznym	10 545	15 168	19 858	25 487
— w ruchu krajowym	6 987	9 718	15 855	29 738
Razem	17 532	24 886	35 713	55 225

Prognoza na cały rok przewiduje przewozy na poziomie 50% ubiegłorocznych, tj. ok 700÷750 tys. pasażerów. Uległa również zmianie struktura przewożonych pasażerów. Przewozy indywidualne planuje się na ok. 15% ubiegłorocznych, co wynika z ograniczeń paszportowych. Przewozy służbowe planuje się na ok. 50% zeszłorocznych. Ograniczenie przewozów pasażerów polskich spowodowało procentowy wzrost pasażerów dewizowych do blisko 50%. W wyniku spadku przewozów planowane wpływy (nie zysk) mają wynieść 6 mld zł.

Spadek przewozów spowodował, że LOT dysponuje nadmiarem samolotów i nadmiarem wykwalifikowanej kadry, które nie są w pełni wykorzystane.

Nowa sytuacja postawiła przed PLL LOT jako główne zadanie problem przetrwania, czyli utrzymania potencjału przewozowego, tj. sprzętu, specjalistycznej kadry i bazy technicznej przy spełnianiu wymagań ekonomicznych wynikających z sytuacji kraju i dążenia do samofinansowania. W celu utrzymania każdego z tych czynników trzeba dobrze przemyśleć program i różnorodnych działań.

Zatrzymanie wykwalifikowanej kadry

Wobec kryzysowej sytuacji w całej komunikacji na świecie, mimo starań, nie udało się zdobyć poważniejszych za-

cał. na s. 2

Uwaga! Nowe zasady prenumeraty — patrz III s. okładki

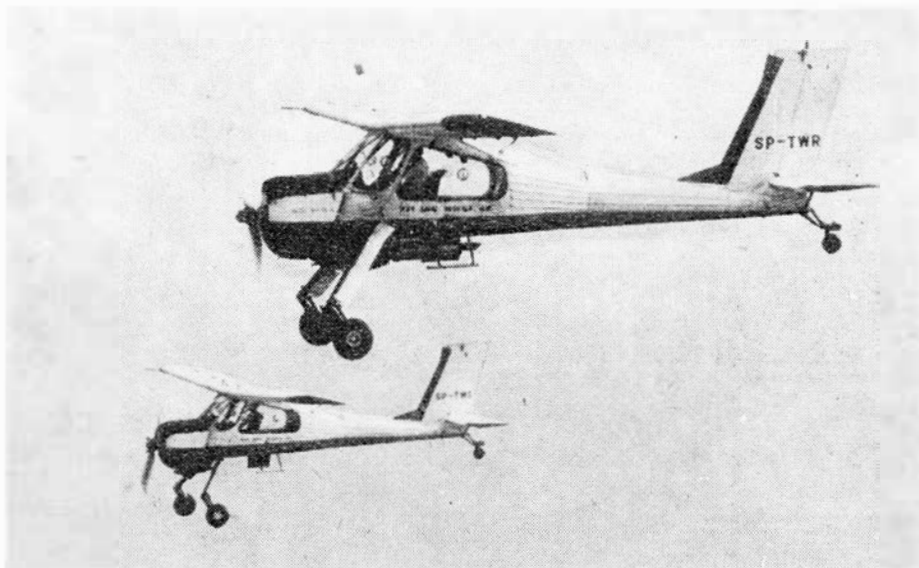


POLSKA

● W maju br. WSK PZL-Mielec podpisała umowę na dostawę do Jugosławii 15 szt. samolotów M18 Dromader. Jest to samolot w wersji rolniczej, przystosowany do rozsiewania nawozów mineralnych oraz środków ochrony roślin. Dostawa ma być zrealizowana jeszcze w tym roku. (Z.W. 21 maja 1982 r.)

● W WSK PZL-Mielec rozpoczęto budowę seryjną samolotu An-28 na licencji radzieckiej. Pierwsze 5 egz. ma być gotowe już w przyszłym roku.

● Już 30 kompletów usterzenia do IŁ-86 Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec wysłała do Związku Radzieckiego w myśl umowy z przemysłem lotniczym ZSRR. W skład tych kompletów wchodzi najważniejsze elementy produkowane w Mielcu, a mianowicie: stateczniki — poziomy i pionowy oraz stery — poziomy i pionowy.



Samolot PZL-104 Wilga 80 SP-TWR z tłumikami. Fot.: CAF

cd. ze s. 1

mówień na wynajmowanie samolotów LOT-u wraz z załogami w celu wykonywania zadań poza granicami kraju. (Przez półtora miesiąca jeden An-24 latał we Francji dla Air Inter, zarabiając 1,5 mln dol.). Przyczynia się do tego mało ekonomiczny sprzęt (o dużym zużyciu paliwa), który nie wytrzymuje konkurencji ofert przewoźników dysponujących nowocześniejszymi samolotami.

Również nie ma szans na nastawienie się na przewozy towarowe z Polski, gdyż zapotrzebowanie na nie zmalało, a kierunki przewozów są bardzo rozproszone, a przy tym kierunki wywozu i przywozu są różne.

Rozwój przewozów na liniach zagranicznych przy obecnym zapotrzebowaniu ma wyraźne granice. Istnieje szansa wznowienia linii co najmniej do 5 państw. Przewidziane są tylko czartery turystyczne do Bułgarii i Rumunii oraz przewozy marynarzy. Bez wzrostu turystyki (z zagranicy i z Polski) oraz bez rozwoju eksportu — zapotrzebowanie na przewozy nie wzrośnie.

Rozwój komunikacji krajowej niewątpliwie będzie uzależniony od konkurencyjności z komunikacją kolejową. Przeciętny wzrost taryf kolejowych może przynieść większe zapotrzebowanie na przewozy lotnicze pod warunkiem, że taryfy lotnicze nie wzrosną lub wzrosną równocześnie w mniejszym stopniu niż kolejowe.

PLL LOT już zmniejszyły w wielu placówkach zagranicznych zatrudnienie o połowę. Jednakże konieczne są takie przesunięcia specjalistów na stanowiskach, by nie utracić tych, których wykształcenie trwało całe lata i kosztowało setki tys. zł.

W pierwszej połowie br. LOT zmniejszył zatrudnienie o 10% (miał 6000 pracowników) zwalniając pracowników nie wykwalifikowanych.

Problem sprzętu

LOT wciąż jest w swym sprzęcie opóźniony o jedną generację samolotów w stosunku do konkurentów. Dyskusje prowadzone w ub.r. na temat, jakie samoloty zakupić dla LOT-u straciły na aktualności z różnych powodów. Po pierwsze obecnie w stosunku do potrzeb LOT ma za dużo samolotów. Po drugie w aktualnej sytuacji międzynarodowej, gdy Polska nie ma możliwości korzystania z kredytów zachodnich, zainteresowanie ekonomiczne samolotami amerykańskimi jest nierealne. Nawet gdyby zakup już był dokonany, to nie wygląda na to, by dziś te samoloty były w stanie zarobić dewizy na spłaty tych kredytów. Natomiast trudności w nabyciu części zamiennych i w remontach mogłyby je unieruchomić. Tymi uwagami trzeba zakończyć ubiegłoroczną dyskusję.

Aktualna sytuacja zmusiła do szukania rozwiązania problemu nadmiaru samolotów. Konserwowanie nie używanych samolotów też sporo kosztuje. Dlatego PLL LOT poczyniły starania, by sprzedać najstarsze i najmniej ekonomiczne samoloty. Z pomocą przyszedł Związek Radziecki, który wczuwając się w naszą sytuację ekonomiczną przyjął propozycję korzystną przede wszystkim dla nas i w

maju br. odkupił cztery (czyli wszystkie) samoloty Tu-134 (pozostały nam tylko Tu-134A) oraz dwa samoloty Il-62. Czynione są starania o sprzedaż dalszych czterech Il-62. Wówczas pozostaną tylko ekonomiczniejsze Il-62M, zużywające o 1 t paliwa mniej na godzinę. W ten sposób kryzys pośrednio przyczynia się do unowocześnienia sprzętu LOT-u. Tabor LOT-u zmalał w ten sposób z 47 do 41 samolotów. Prócz ww. LOT użytkuje samoloty An-24 i Il-18. Środki uzyskane ze sprzedaży mają być zachowane na zakup nowych samolotów, prawdopodobnie Jak-42 w wersji o powiększonym zasięgu. Przy obecnym spadku przewozów sprawa zakupu samolotów 350-miejscowych Il-86 raczej przesuwana jest na dalszy termin. Prawdopodobnie największe zapotrzebowanie będzie na wersję o powiększonym zasięgu.

W dyskusjach nad sprzętem od kilku lat przewijał się problem zakupu samolotów towarowych. Jednakże mała skala przewozów i inne, wymienione wyżej ich problemy, a do tego obecny ich poważny spadek (znacznie silniejszy niż przewozów pasażerskich) nie usprawiedliwiłyby ich zakupu. W najkorzystniejszej sytuacji zatrudnienie znalazłby jeden samolot, natomiast ze względu na remonty, awarie itp. trudno jest uruchamiać połączenia dysponując mniej niż dwoma samolotami. Dlatego w najbliższym czasie taki zakup byłby nieopłacalny. Do przewozu towarów wykorzystywane są przez LOT samoloty Il-18 oraz dwa Il-62 przeobrażone na wersję pasażersko-towarową.

Wykorzystanie bazy technicznej

Jedną z możliwości utrzymania pełnych możliwości bazy technicznej (remontowej) LOT-u jest uzyskanie dla niego zamówień z zewnątrz (nie tylko na potrzeby LOT-u). Zalety tego są trojaki: zysk ekonomiczny dla całego przedsiębiorstwa, utrzymanie wykwalifikowanej kadry i zachowanie pełnego potencjału bazy. Opanowana ostatnio przez LOT umiejętność przeprowadzania remontów samolotów An-24 nie może temu służyć, gdyż zagraniczne zapotrzebowanie nie przekracza dwóch samolotów rocznie. Lecz LOT otrzymał zamówienia na remonty samolotów An-2 i silników do nich. LOT remontował te silniki, gdyż używał samolotów Li-2, a remont An-2 jest łatwiejszy niż Li-2, których ponad 100 remontów LOT przeprowadził. LOT będzie także malował samoloty dla zagranicznych przedsiębiorstw (Malev, Balkan). Wielu zamówień nie można przyjąć z powodu braku materiałów. LOT mógłby otrzymać zamówienie na malowanie autobusów, lecz nie ma farby. Są zamówienia na duże ilości przewodów wysokociśnieniowych.

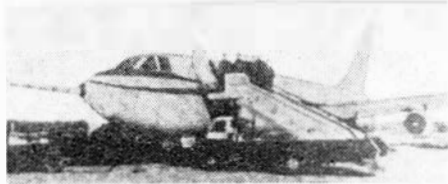
* * *

Rozwój gospodarki kraju będzie wymagał komunikacji lotniczej tak zagranicznej, jak i krajowej. Odtworzenie jej, jeśli nie zostanie zachowana wykwalifikowana kadra i sprzęt, będzie nie tylko trudne, lecz długotrwałe i kosztowne. Nie można tak roztrwonić tak kosztownego dorobku. Dlatego przetrwanie jest zasadniczym zadaniem LOT-u.



CHINY

● Skonstruowany w ChRL samolot pasażerski Y-10, wzorowany na samolocie Boeing 707 zabiera w wersji ekonomicznej 178 pasażerów, a z kabiną podzieloną na klasę I i klasę ekonomiczną — 124 osoby. (LK 9/82)



FRANCJA

● 28 kwietnia 1982 r. został dostarczony odbiorcy przez wytwórnię Dassault-Breguet setny samolot służbowy Falcon 50.

● Dotychczas wyprodukowano 646 samolotów służbowych Dassault-Breguet Falcon 20 i 10. (Av. Mag. 826)

● Wytwórnia Reims Aviation w 1983 r. rozpoczęła produkcję samolotu służbowego Cessna 406 z silnikami PT6A-119, będącego odmianą samolotu Cessna 400. (Av. Mag. 827)

● Indie zamówiły 40 samolotów myśliwskich Mirage 2000 oraz licencje na ten samolot.

● Zamówienia Aerospatiale wg stanu na 1.1.1982 r. opiewały na 825 śmigłowców, w tym: 417 z rodziny Ecureil (87 Ecureil, 120 Astar, 210 Ecureil II/Twinstar), 126 Dauphin II (93 SA 365 i 32 patrolowe AS366G), 123 Gazelle i 59 Super Puma. W ciągu 1981 r. zebrano zamówienia na 769 śmigłowców. (AS 117)

● Aerospatiale otrzymały zamówienia na 28 turbośmigłowych samolotów pasażerskich ATR-12 z USA, Finlandii i Włoch. (Av. Mag. 827)

● Liczba samolotów lekkich w Francji w 1980 r. wynosiła 6290, podczas gdy prognozy z 1970 r. przewidywały, iż osiągnie ona minimum 9000. (Av. Mag. 827)

LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ

Jerzy Bukowski (1902 ÷ 1982)



W wieku 79 lat zmarł 1 czerwca 1982 r. w Warszawie prof. hab. inż. Jerzy Bukowski, wybitny naukowiec, rektor Politechniki Warszawskiej, konstruktor śmigieł, organizator życia naukowego i społecznego, poseł na Sejm, wychowawca kilku pokoleń inżynierów.

Jerzy Bukowski urodził się 23.XI.1902 r. w m. Bugaj k. Pińczowa. W latach 1921÷1928 studiował na Wydziale Mechanicznym Politechniki Warszawskiej, na którym w 1930 r. uzyskał dyplom inżyniera. Od 1925 r. był asystentem prof. Czesława Witoszyńskiego w Katedrze Aerodynamiki, projektując tunele aerodynamiczne i śmigła. Uczestniczył w budowie i rozwoju Instytutu Aerodynamicznego Politechniki Warszawskiej. Od 1931 r. współpracował z Fabryką Śmigieł W. Szomański w Warszawie, a od 1935 r. był jej konstruktorem i kierownikiem technicznym. Od 1936 r. prowadził wykłady aerodynamiki w Oficerskiej Szkole Lotnictwa — Grupa Techniczna w Warszawie. W 1938 r. otrzymał tytuł docenta na PW. W 1933 r. wydał książkę „Technika laboratoryjna pomiarów aerodynamicznych” (wznowioną w 1974 r.), a w 1936 r. „Projekt śmigła”. Był członkiem zarządu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych.

We wrześniu 1939 r. po ewakuacji fabryki, otrzymał polecenie powrotu do Warszawy, gdzie uratował gmach Instytutu Aerodynamicznego przed pożarem. Podczas wojny pracował w fabryce Szomańskiego i prowadził wykłady na Tajnej Politechnice.

W maju 1945 r. rozpoczął wykłady na Politechnice Warszawskiej w Lublinie, a od 1946 r. w Warszawie był zastępcą profesora w Katedrze Aerodynamiki, organizując odbudowę Instytutu Aerodynamicznego spalonego podczas Powstania. Równocześnie w latach 1946÷1949 jako zastępca profesora kierował Katedrą Budowy Płatowców i Mechaniki Lotu na Politechnice Łódzkiej. Następnie został dziekanem Wydziału Mechanicznego, był twórcą Wydziału Lotniczego, od 1951 r. prorektorem, a w latach 1952/53 i 1959/60 do 1964/65 trzykrotnie rektorem Politechniki Warszawskiej. W 1959 r. został mianowany profesorem zwyczajnym. W 1960 r. wydał skrypt „Hydromechanika”, a w 1959 r. podręcznik „Mechanika płynów” (4 wydania), zaś w 1973 r. „Kurs mechaniki płynów” wraz z dr. P. Kijkowskim. Opublikował wiele artykułów na łamach krajowej i zagranicznej prasy technicznej, m.in. i w *Technice Lotniczej* i *Astronautycznej*. Podstawą Jego dorobku była działalność naukowa w zakresie aerodynamiki, wykształcenia i wychowania wielu pokoleń inżynierów oraz wkład w organizację i programy nauczania politechnicznego. Był gorącym i wytrwałym orędownikiem tezy, że rozwój przemysłu lotniczego w Polsce wymaga odpowiedniego zaplecza badawczego i wydziału na politechnice kształcącego inżynierów lotniczych. W pamięci studentów pozostanie jako wielki ich przyjaciel, opiekun koła lotniczego i obrońca młodzieży w 1968 r.

Jedną z dziedzin działalności prof. J. Bukowskiego była historia nauki i techniki. Był współtwórcą reaktywowania po wojnie Muzeum Techniki i członkiem jego Rady Naukowej. Był wieloletnim członkiem i przewodniczącym Komitetu Historii Nauki i Techniki Polskiej Akademii Nauk oraz członkiem Rady Naukowej Instytutu Historii Nauki, Oświaty i Techniki PAN, uczestnikiem badań nad historią nauki i techniki oraz inicjatorem oraz przewodniczącym Zespołu Historii Polskiej Techniki Lotniczej w ww. Instytucie. Był także przewodniczącym Komitetu Kopernikowskiego Międzynarodowej Unii Historii i Filozofii Nauki oraz członkiem honorowym Międzynarodowej Akademii Historii Nauki.

Jego działalność społeczna to praca w Stowarzyszeniu Inżynierów i Techników Mechaników Polskich. W latach 1964÷1971 pełnił obowiązki przewodniczącego Rady Głównej Na-

czelnej Organizacji Technicznej, a w latach 1971÷1976 przew. Zarządu Głównego NOT. Następnie został honorowym prezesem NOT. Do 1980 r. był wieloletnim przewodniczącym Rady Programowej *Przeglądu Technicznego* i wieloletnim przewodniczącym jury konkursu „Mistrz Techniki” organizowanym przez NOT i redakcję *Zycia Warszawy*.

Od 1957 r. jako poseł na Sejm II, III, IV, VI, VII i VIII kadencji reprezentował interesy szkolnictwa wyższego i polskiej techniki. Znany był ze śmiałych, mądrych i dalekowzrocznych wystąpień. Był również wiceprzewodniczącym Ogólnopolskiego Komitetu Pokoju, członkiem Komitetu Nagród Państwowych, członkiem Kolegium Najwyższej Izby Kontroli oraz długoletnim wiceprzewodniczącym Zarządu Głównego Towarzystwa Przyjaźni Polsko-Fińskiej.

W uznaniu zasług odznaczony był w okresie międzywojennym Srebrnym Krzyżem Zasługi, a w okresie powojennym Krzyżem Kawalerskim, Oficerskim i Komandorskim z Gwiazdą Orderu Odrodzenia Polski, Orderem Sztandaru Pracy I klasy, Medalem Komisji Edukacji Narodowej, Medalem im. B. Rumińskiego, Złotą Honorową Odznaką NOT oraz innymi odznaczeniami i odznakami.

Odszedł od nas naukowiec, inżynier, historyk, społecznik, organizator, technik, a zarazem wielki humanista, entuzjasta lotnictwa, człowiek wybitnej umysłowości, wielkiej pracowitości, skromny i o wrażliwym sercu, wielki przyjaciel młodzieży, w obronie której wielokrotnie stawał. Dla kolegów i współpracowników — wzór obywatelskiej postawy i inspirator trwałego działania, służący zawsze pomocą i przyjacielską radą, troszczący się o wszystkich a nigdy o siebie. Gorący patriota, którego podstawowym dążeniem było dobro narodu, poświęcający w swej działalności społecznej wiele energii organizacji szkolnictwa wyższego oraz życia naukowego, technicznego i gospodarczego kraju.

Prof. Jerzy Bukowski został pochowany na cmentarzu na Powązkach w Warszawie. oprac. A. Glass

LITERATURA

1. R. MAYER: Jerzy Bukowski w „Redaktorzy Politechniki 1826÷1976”, Warszawa, 1976, s. 55.
2. R. MAYER: Prof. Jerzy Bukowski, 75-lecie urodzin i 50-lecie pracy dla lotnictwa. *TłA*, 1978, nr 2, s. 26÷27.
3. Nekrologi, *Zycie Warszawy* z 2, 3, 4, 5, 7, 8 czerwca 1982 r.

Przewozy PLL LOT w 1981 r.

Wyszczególnienie	Jedn. miary	1980 r.	1981 r.			1981 : 1980
			loty regularne	loty nieregularne	razem	
PRACA PRZEWOZOWA						
— ogółem	tys. tkm	257 761,6	199 521,0	36 783,6	236 304,6	91,7
— loty zagraniczne		232 772,4	178 522,8	36 520,0	215 042,8	94,2
— loty krajowe		24 989,2	20 998,2	263,6	21 261,8	85,1
PRZEWOZ PASAŻERÓW						
— ogółem	osób	1 827 572	1 592 754	118 372	1 711 126	93,6
— loty zagraniczne		1 036 650	886 825	111 088	997 913	96,3
— loty krajowe		790 922	705 929	7 284	713 213	90,2
Praca przewozowa w przewozie pasażerów						
— ogółem	tys. pkm	2 714 169,9	2 138 303,1	395 460,7	2 533 763,8	93,4
— loty zagraniczne		2 411 864,7	1 872 513,5	392 168,9	2 264 682,4	93,9
— loty krajowe		302 305,2	265 789,6	3 291,8	269 081,4	89,0
PRZEWOZ ŁADUNKÓW						
— ogółem	ton	17 234,8	10 590,7	1 112,4	11 703,1	67,9
— loty zagraniczne		10 813,3	7 569,8	1 071,4	8 641,2	79,9
— loty krajowe		6 421,5	3 020,9	41,0	3 061,9	47,7
Praca przewozowa w przewozie ładunków						
— ogółem	tys. tkm	30 080,0	20 423,1	3 202,4	23 625,5	78,5
— loty zagraniczne		27 763,9	19 359,2	3 185,7	22 544,9	81,2
— loty krajowe		2 316,1	1 063,9	16,7	1 080,6	46,7

Działalność PLL LOT w 1981 r.

Wyszczególnienie	Jedn. miary	1980 r.	1981 r.	1981 : 1980
IŁOŚĆ TABORU				
Ogółem samolotów komunikacyjnych	jedn.	46	47	102,2
w tym: An-24		17	16	94,1
Il-18		9	9	100,0
Tu-134 i 134A		11	11	100,0
Il-62/M		9	11	122,2
OFEROWANA PRACA PRZEWOZOWA				
Ogółem	mln tkm	466,7	408,6	87,6
w tym: w lotach międzynarodowych		427,1	379,8	88,9
w lotach krajowych		39,6	28,8	72,7
KILOMETRY LOTÓW				
Ogółem	mln	41,3	34,8	84,3
GODZINY LOTÓW				
Ogółem	h	69 863,9	57 174,7	81,8
w tym: na An-24		22 497,0	17 402,3	77,4
na Il-18		13 287,2	10,001,0	75,3
na Tu-134 i 134A		15 199,3	13 069,6	86,0
na Il-62/M		16 327,8	15 318,4	93,8
Samoloty wypożyczone		2 552,6	1 383,4	54,2
WYKORZYSTANIE TABORU				
Godzin lotu na samolot inwentarzony (czas blokowy)	h	1 670	1 353	81,0
WYKORZYSTANIE OFEROWANEJ ZDOŁNOŚCI PRZEWOZOWEJ				
Na liniach międzynarodowych	%			
— masy		54,5	56,6	+2,1
— miejsc		65,7	68,2	+2,5
Na liniach krajowych				
— masy		63,1	73,7	+10,6
— miejsc		68,1	78,1	+10,0
REGULARNOŚĆ LOTÓW OGÓŁEM	%	96,2	93,2	-3,0
— na liniach międzynarodowych		98,2	95,2	-3,0
— na liniach krajowych		94,8	91,6	-3,2
PUNKTUALNOŚĆ LOTÓW				
Ogółem	%	80,6	79,6	-1,0
— międzynarodowych		74,0	73,5	-0,5
— krajowych		85,5	84,8	-0,7
ŚREDNIA PRĘDKOŚĆ EKSPLOATACYJNA SAMOLOTÓW				
na liniach międzynarodowych	km/h	708,2	721,4	101,9
na liniach krajowych		407,3	408,8	100,4

Liczba pasażerów na liniach krajowych w roku 1981 wg portów*)

	Odlatujących	Przylatujących	Razem	% całości
Warszawa	312 057	314 517	626 574	43,7
Bydgoszcz	7 137	6 138	13 275	0,9
Gdańsk	108 578	110 541	219 119	15,3
Katowice	46 574	46 381	92 955	6,5
Koszalin	18 066	17 397	35 463	2,5
Kraków	57 455	55 808	113 263	7,9
Poznań	17 180	17 913	35 093	2,4
Rzeszów	29 027	30 664	59 691	4,1
Ślupsk	16 851	17 020	33 871	2,4
Szczecin	23 292	24 069	47 361	3,3
Wrocław	70 219	60 059	136 278	9,5
Zielona Góra	10 809	10 738	21 547	1,5

*) łącznie z lotami propagandowymi

Przewóz ładunków wg rodzaju

Rodzaj ładunku	Jedn. miary	1980 r.	1981 r.	1981 : 1980
LOTY MIĘDZY-NARODOWE				
Towar	ton	8 438,5	4 989,0	59,1
	tys. tkm	22 199,9	15 129,0	68,1
Poczta	ton	1 809,0	2 902,4	160,4
	tys. tkm	4 328,0	5 672,2	131,1
Bagaż (płatny)	ton	565,8	749,8	132,5
	tys. tkm	1 236,0	1 743,7	141,1
Udział ładunków w ogólnej pracy przewozowej	%	11,9	10,5	-1,4
LOTY KRAJOWE				
Towar	ton	4 744,5	2 625,7	55,3
	tys. tkm	1 663,4	916,2	55,1
Poczta	ton	1 631,3	333,2	20,4
	tys. ktn	636,0	126,8	19,9
Bagaż (płatny)	ton	45,7	103,0	225,1
	tys. tkm	16,7	37,6	225,1
Udział w ogólnej pracy przewozowej	%	9,3	5,1	-4,2

Sieć linii lotniczych PLL LOT w roku 1981 (stan na 31.XII)

	1980 loty regularne	1981 loty regularne	1981 : 1980
Liczba obsługiwanych krajów	34	33	97,1
Liczba obsługiwanych miast			
— za granicą	44	40	90,9
— w kraju	12	11	91,7
— razem	56	51	91,1
Długość sieci linii, km			
— zagranicznych	87 633	85 746	97,8
— krajowych	5 127	4 814	93,9
— razem	92 760	90 560	97,6

Obliczeniowe konsekwencje wzrostu masy szybowca

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ

PZL-Bielsko

Jednym z podstawowych parametrów technicznych szybowca jest maksymalna dopuszczalna masa w locie. Składają się na nią:

- masa płatowca z wyposażeniem standardowym,
- masa ładunku użytecznego, czyli masa załogi (ze spadochronami), masa wyposażenia dodatkowego oraz masa bagażu osobistego załogi.

Wielkość masy maksymalnej jest określona wymaganiami technicznymi dla projektowanego prototypu, albowiem decyduje ona o postulowanych osiągnięciach uzasadniających podjęcie zadania projektowego. Uzyskanie jak najwyższej wartości masy ładunku użytecznego, cennej w eksploatacji, można osiągnąć jedynie dążąc do jak najniższej masy struktury płatowca. Jest więc zrozumiałe, iż konstruktor bardzo wnikliwie analizuje wielkości mas poszczególnych zespołów konstrukcyjnych, tworzących sumaryczną masę szybowca.

Wszystkie nowoczesne przepisy budowy szybowców uzależniają wielkość obciążeń od maksymalnej dopuszczalnej masy szybowca w locie. Obciążenia te natomiast są punktem wyjściowym do analiz wytrzymałościowych. W celu zapewnienia wymaganego poziomu bezpieczeństwa, konstrukcja musi być zwymiarowana w sposób gwarantujący współczynnik bezpieczeństwa co najmniej 1,5.

Ponieważ na wielkość masy załogi i wyposażenia instalowanego na szybowcu (urządzenia gotowe) konstruktor nie ma wpływu, obszarem jego ingerencji pozostaje tylko wielkość masy struktury płatowca.

Przekroczenie masy struktury w wyniku wykonawstwa warsztatowego (co często ma miejsce) pociąga za sobą konieczność ograniczenia masy ładunku użytecznego. Jednakże zakres takiego manewru jest ograniczony i w przypadku, gdy możliwość ta zostanie wyczerpana, zachodzi konieczność przyjęcia maksymalnej masy szybowca w locie wyższej niż przewidywana w wymaganiach technicznych i projekcie.

Powody wzrostu masy szybowca

Wzrost masy szybowca należy rozumieć jako zwiększenie jej wartości w stosunku do wartości zakładanej (w obliczeniach charakterystyki aerodynamicznej, obciążeniowej i wytrzymałościowej). Obniża on wartość eksploatacyjną statku powietrznego, albowiem:

- uniemożliwia korzystanie z szybowca pilotom o masie ciała bliskiej maksymalnej, zdefiniowanej przepisami budowy (110 kg ze spadochronem),
- ogranicza wielkość masy wyposażenia dodatkowego, podczas gdy piloci dążą do jak najbogatszego oprzyrządowania zawodniczego (aparatura radiowa, kalkulatory przelotowe, dodatkowe wariometry, barografy itp.),
- ogranicza warunki użytkowania szybowca (niższa dopuszczalna prędkość lotu w atmosferze burzliwej, ograniczenie współczynników obciążeń sterowanych itp.).

Przekroczenie masy prototypu w stosunku do masy projektowanej ma swe źródło w przyczynach zależnych i niezależnych od konstruktora.

Przyczynami zależnymi są:

- zbyt optymistyczna analiza masowa elementów struktury płatowca,
 - chęć wykazania konkurencyjności projektu w stosunku do innych rozwiązań przedstawianych decydującym.
- Przyczyny niezależne to:

- konieczność zainstalowania zespołów wyposażenia dodatkowego (zawodniczego), którego masa nie była dokładnie znana w chwili projektowania,
 - konieczność stosowania zamienników materiałowych o masie wyższej niż masa materiału przewidywanego w projekcie (zjawisko charakterystyczne w obecnej trudnej sytuacji zaopatrzeniowej),
 - niedotrzymanie dyscypliny technologicznej w czasie wykonawstwa warsztatowego (np. nadmierne przesykanie włókien szklanych kompozycją laminującą, pogrubione skleiny, zbyt gruba warstwa powłoki lakierniczej itp.).
- Wzrost masy może wystąpić także w czasie eksploatacji szybowca, gdy:

- dokonano remontu powypadkowego, w którym uszkodzony fragment struktury naprawiono z zastosowaniem nadmiarów materiałowych,
- zmieniono lub uzupełniono powłoki lakiernicze powierzchni zewnętrznej szybowca lub wnętrza kabiny,
- wprowadzono inny typ wyposażenia dodatkowego o masie wyższej niż masa wyposażenia pierwotnego,
- dokonano „kosmetyki” skrzydła przez nałożenie szpachlówki i szlifowanie jej w celu doprowadzenia geometrii profilu do stanu wierności obrysu profilu,
- wprowadzono modyfikacje konstrukcyjne jako następstwo realizacji biuletynów zmian wydanych przez wytwórcę sprzętu.

Równowaga podłużna

Jednym z wariantów niedotrzymania wymagań masowych może być wynikowe położenie środka masy szybowca poza zakresem przewidzianym w projekcie. Sprowadzenie go do położenia właściwego łączy się z zainstalowaniem dodatkowej masy wyważającej, a więc do wzrostu masy całkowitej. Aby tego uniknąć, może opłacać się dokonanie analizy równowagi podłużnej szybowca dla zmienionego zakresu położenia środka masy szybowca. Należy wówczas skorygować obliczenia momentu pochylającego szybowiec bez usterzenia wysokości oraz kątów wychylenia steru wysokości w stanach równowagi podłużnej.

Moment pochylający szybowiec bez usterzenia wysokości wynosi:

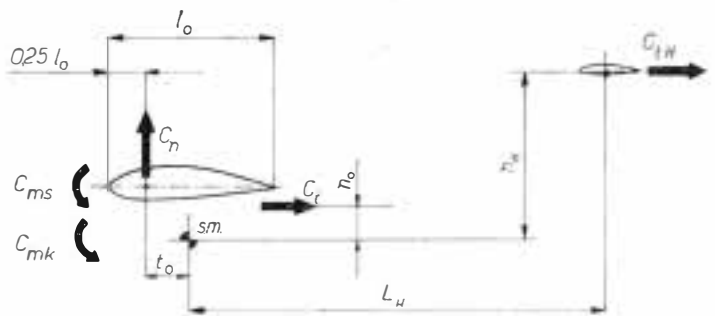
$$M_{bu} = C_{mbu} \cdot S \cdot q \cdot l_o \quad (1)$$

gdzie: C_{mbu} — współczynnik tego momentu, S — powierzchnia nośna płata, q — ciśnienie dynamiczne, l_o — średnia ciężwa odniesienia płata.

Współczynnik C_{mbu} , zgodnie z oznaczeniami na rys. 1, określany jest zależnością:

$$C_{mbu} = C_{ms} + C_{mk} - C_n(t_o/l_o) - C_t(n_o/l_o) - C_{th}(n_H/l_o) \quad (2)$$

gdzie: C_{ms} — współczynnik momentu skrzydła względem środka aerodynamicznego (umownie punkt leżący w 25% średniej ciężwy odniesienia płata), C_{mk} — współczynnik



Rys. 1

momentu kadłuba, C_n — współczynnik siły normalnej na płacie, t_o — odległość pozioma środka masy szybowca od środka aerodynamicznego, l_o — średnia ciężwa odniesienia płata, C_t — współczynnik siły stycznej płatowca (bez usterzenia wysokości), n_o — odległość pionowa środka masy szybowca od punktu przyłożenia siły stycznej płatowca, C_{th} — współczynnik siły stycznej usterzenia wysokości (wielkość istotna w przypadku usterzenia w układzie T), n_H — odległość pionowa środka masy szybowca od punktu przyłożenia siły stycznej na usterzeniu wysokości.

Zmiana położenia środka masy szybowca wywołuje zmianę poziomej odległości między tym środkiem masy a środkiem aerodynamicznym:

$$t_o^* = t_o + \Delta t_o \quad (3)$$

Zmiany odległości pionowych są na ogół wielkościami zaniedbywalnymi.

Wprowadzenie wielkości Δt_o modyfikuje wartość współczynnika momentu pochylającego bez usterzenia wysokości do wartości C_{mbu}^* .

Warunek równowagi podłużnej $M_{bu}^* + P_H^* \cdot L_H = 0$ określa siłę na usterzeniu wysokości P_H niezbędną do zapewnienia równowagi podłużnej:

$$P_H^* = (-C_{mbu}^* \cdot S \cdot q \cdot l_0) / L_H \quad (4)$$

a ponieważ:

$$P_H = (dC_{ZH}/d\alpha_H) \cdot \alpha_H \cdot S_H \cdot q \quad (5)$$

gdzie: $dC_{ZH}/d\alpha_H$ — pochylenie charakterystyki wyporu usterzenia wysokości, α_H — kąt natarcia na usterzeniu wysokości, S_H — powierzchnia nośna usterzenia wysokości, to kąt natarcia na usterzeniu wysokości wynosi:

$$\alpha_H^* = \frac{-C_{mbu}^*}{(dC_{ZH}/d\alpha_H)\kappa_H} \quad (6)$$

gdzie: $\kappa_H = (S_H \cdot L_H) / (S \cdot l_0)$,

przy czym gwiazdka oznacza, iż kąt ten dotyczy nowego położenia środka masy szybowca.

Kąt natarcia na usterzeniu określony jest zależnością:

$$\alpha_H = \alpha - \varepsilon + \delta + \alpha_{\beta H} \quad (7)$$

gdzie: α — kąt natarcia na płacie, ε — kąt odchylenia strug za płatem w okolicy usterzenia wysokości, δ — kąt zaklinowania usterzenia wysokości względem płata, $\alpha_{\beta H}$ — przyrost kąta natarcia wywołany wychyleniem steru wysokości o kąt β_H .

Z zależności (6) i (7) dla nowego położenia środka masy szybowca przyrost kąta natarcia na usterzeniu wysokości wywołany wychyleniem steru wysokości wyniesie:

$$\alpha_{\beta H}^* = \frac{-C_{mbu}^*}{(dC_{ZH}/d\alpha_H)\kappa_H} - \alpha + \varepsilon - \delta \quad (8)$$

Zależność między przyrostem kąta natarcia na usterzeniu a wychyleniem steru wysokości:

$$\alpha_{\beta H} = (d\alpha_H/d\beta_H)\beta_H \quad (9)$$

pozwala na określenie z zależności (8) kąta wychylenia steru wysokości w stanach równowagi dla nowego położenia środka masy szybowca:

$$\beta_H^* = \frac{1}{(d\alpha_H/d\beta_H)} \left[\frac{-C_{mbu}^*}{(dC_{ZH}/d\alpha_H)\kappa_H} - \alpha + \varepsilon - \delta \right] \quad (10)$$

Kąty wychylenia steru wysokości dla całego zakresu kątów natarcia skrzydła, wyznaczone wg zależności (10), są podstawą do:

- ewentualnych zmian stabilizacji (zakresu wychyleń) steru wysokości,
- zmian w obliczeniach obciążeń usterzenia wysokości.

Osiągi

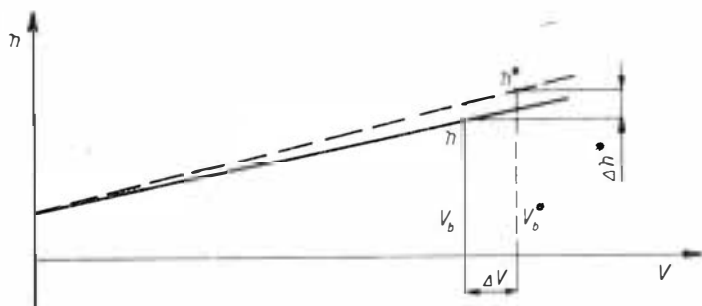
Wzrost masy szybowca z wielkości m do wielkości m^* wymaga korekty wielkości prędkości lotu i prędkości opadania szybowca, wyznaczonych dla poszczególnych kątów natarcia płata, a więc i dla poszczególnych wartości współczynników aerodynamicznych szybowca C_z i C_x . Korekta polega na przemnożeniu poszczególnych prędkości przez współczynnik korekcyjny:

$$k_v = \sqrt{\frac{m^*}{m}} \quad (11)$$

Operacji tej należy dokonać w stosunku do biegunowej prędkości i do biegunowej krążenia, stanowiących graficzny obraz osiągow szybowca.

Krzywa obciążeń

Przeliczając krzywą obciążeń sterowanych dla szybowca o nowej masie, należy skorygować wszystkie charakterystyczne prędkości wg zależności:



Rys. 2

$$V_i^* = k_v \cdot V_i \quad (12)$$

Wielkość przyrostu prędkości lotu spowodowana zmianą masy szybowca $\Delta V_i = V_i^* - V_i$ będzie wzrastać wraz ze wzrostem prędkości lotu, ponieważ współczynnik k_v ma wartość stałą.

Charakter zmiany obwiedni obciążeń sterowanych wywołanej wzrostem masy szybowca pokazano na rys. 2.

W przypadku obciążeń od podmuchów, wzrost masy szybowca wpływa na wielkość współczynnika obciążenia przez: — wzrost prędkości charakterystycznej (prędkość V_b dla podmuchów silnych i V_D dla podmuchów słabych), — wzrost parametru masowego, a w związku z tym współczynnika złagodzenia podmuchu.

Skorygowany parametr masowy:

$$\mu^* = \frac{m^*}{\rho \cdot S \cdot l_0 (dC_z/da)} \quad (13)$$

gdzie: ρ — gęstość powietrza na wysokości operacyjnej szybowca, dC_z/da — pochylenie charakterystyki wyporuwej szybowca, prowadzi do wielkości współczynnika złagodzenia podmuchu:

$$k^* = \frac{0,88 \mu^*}{5,3 + \mu^*} \quad (14)$$

Wówczas współczynnik obciążenia szybowca po zadziałaniu podmuchu pionowego o intensywności U , m/s wynosi:

$$n = 1 \pm 0,5 \rho_0 k^* (S/m^* g) \cdot (dC_z/da) U \cdot V_b^* \quad (15)$$

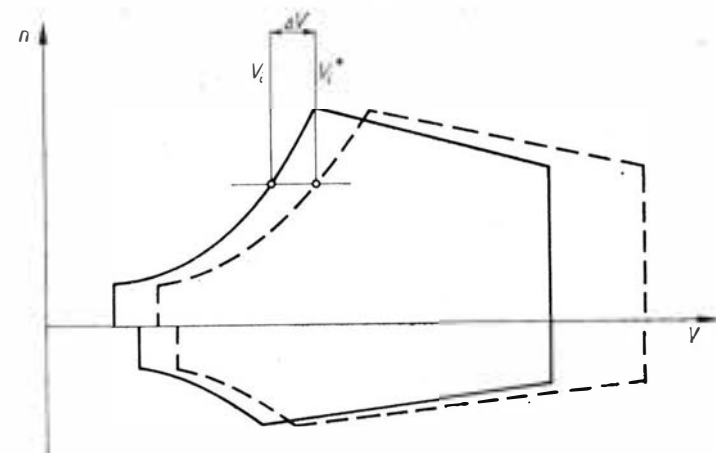
gdzie: ρ_0 — gęstość powietrza na wysokości $H = 0$, g — przyspieszenie ziemskie.

Charakter zmiany prostej podmuchu o ustalonej intensywności U na wykresie $n = f(V)$ dla masy szybowca wyjściowej i zwiększonej pokazano na rys. 3. Przyrosty ΔV_b^* oraz Δn^* są wynikiem wzrostu masy szybowca.

Punkty obwiedni obciążeń sterowanych i od podmuchów są podstawą korekty obciążeń skrzydła dla nowej masy szybowca w locie.

Obciążenia powierzchni sterowych

Przyrosty prędkości charakterystycznych (brutalnego sterowania, lotu w burzliwej atmosferze, maksymalnej prędkości



Rys. 3

kości lotu nurkowego) wymagają wyznaczenia nowych wartości obciążeń powierzchni sterowych.

Siła na powierzchni sterowej określona jest zależnością:

$$P_i = C_i \cdot S_i \cdot q$$

gdzie: C_i — współczynnik siły aerodynamicznej na powierzchni sterowej, S_i — pole powierzchni sterowej.

Dla masy szybowca zmieniającej się z m na m^* , siły na powierzchniach sterowych zmieniają się w stosunku zmian ciśnienia dynamicznego, a więc:

$$P^*/P = (V^*)^2/V^2 = k_v^2 = m^*/m \quad (17)$$

z wyjątkiem obciążenia usterzenia wysokości w przypadku brutalnych sterowań, gdzie przyrosty wychyleń steru wysokości od położenia równowagi zależą od wychyleń steru w stanach równowagi w locie ustalonym ($n=1$). Wielkość siły na usterzeniu wysokości w przypadku brutalnych sterowań wynosi:

$$P_H^* = P_H^* \text{ równ.} + (dC_{ZH}/d\alpha_H) \Delta \beta_H^* \cdot S_H \cdot q \quad (18)$$

gdzie: $P_H^* \text{ równ.} = -C_{mbu}^* \cdot S \cdot q \cdot l_0$ — jest skorygowaną siłą w stanie równowagi, $(dC_{ZH}/d\alpha_H) \Delta \beta_H^*$ — jest przyrostem

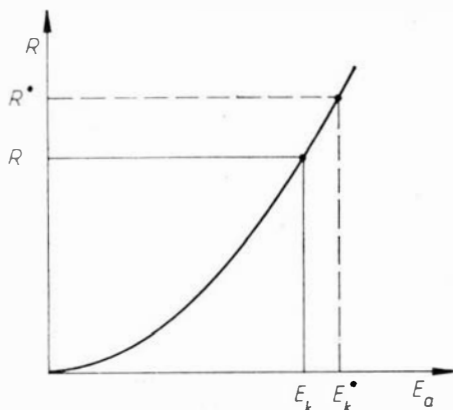
współczynnika siły na usterzeniu wywołanym wychyleniem steru o kąt $\Delta\theta_H^*$ od położenia równowagi.

Obciążenia podwozia

Zmiana energii kinetycznej opadającego szybowca związana ze zmianą masy określona jest wzorem:

$$E_k^* = E_k(m^*/m) \quad (19)$$

W oparciu o równość energii kinetycznej i energii pochłanianej przez układ amortyzujący ($E_k = E_{am}$) można wyznaczyć wielkość reakcji podłoża na kółko podwozia na



Rys. 4

podstawie krzywoliniowego przebiegu charakterystyki amortyzacji $R = f(E_{am})$ pokazanej na rys. 4, gdzie zaznaczono wielkość reakcji podłoża R dla masy m oraz R^* dla masy m^* .

PROJEKTY

Saab 2105 • Szwecja •

Naddźwiękowy wielozadaniowy samolot bojowy

W ramach programu JAS na następcę samolotu Viggen firma Saab-Scania zaprojektowała myśliwsko-szturmowo-rozpoznawczy samolot Saab 2105. W skład utworzonego konsorcjum przemysłowego JAS Industry Group wchodzi oprócz Saab-Scania następujące firmy: Volvo Flygmotor, LM Ericsson, SRA Communications i FFV. Konkurentami samolotu Saab-Scania są: F-16, F-18 i F-5S, jednak wg oceny przedstawicieli przemysłu samoloty te nie będą mogły spełnić specyficznych wymagań szwedzkiego lotnictwa.

Saab 2105 ma układ samolotu Viggen, tj. układ podwójnej dety. Struktura płatowca będzie w 30% wykonana z tworzyw zbrojonych włóknem węglowym, co poza zmniejszeniem o ok. 25% masy konstrukcji zmniejszy również wykrywalność samolotu przez radar. Do napędu przewidziany jest silnik General Electric F404J o stosunku natężenia przepływu 0,34:1 i ciągu z dopalaniem 8100 daN (będzie on w 50% budowany przez Volvo). System fly-by-wire umożliwia zastosowanie aktywnego sterowania przy ujemnej stateczności samolotu. Dopplerowski radar Ericsson o trzykrotnie większej wydajności, przy mniejszych wymiarach niż dotychczas używane, jest przystosowany do zadań powietrze-powietrze, powietrze-ziemia i powietrze-woda. Nowy komputer ma większą pojemność niż układ 6 komputerów samolotu Viggen. Nowy jest również celownik na podczerwień FLIR (Forward-locking-Infra-red). W wyposażeniu kabiny konwencjonalne przyrządy będą zastąpione przez CRT (Cathode Ray Tube), które m.in. będą przedstawiać informacje pochodzące od radaru i FLIR oraz obraz terenu wytwarzany przez komputer.

Mimo ponad dwukrotnie mniejszej normalnej masy startowej (8000 kg), Saab 2105 będzie miał ten sam udźwieg uzbrojenia co samolot Viggen, tj. ok. 3000 kg. Będzie wykorzystane istniejące uzbrojenie: 30-mm działko Oerlikon, na czterech uchwytach pod płatem pociski powietrze-powietrze Skyflash, pociski przeciw okrętom i bomby, albo wyposażenie rozpoznawcze, a na końcach płata — pociski na podczerwień.

Ma być budowana tylko jedna wersja samolotu, która będzie mogła wykonywać zadania myśliwskie, szturmowe i rozpoznawcze. Zgodnie z wymaganiami szwedzkiego lotnictwa, samolot może operować z przewidzianych do tego

Obciążenia kadłuba

Źródła zmiany obciążeń kadłuba związanej ze wzrostem masy szybowca tkwią w:

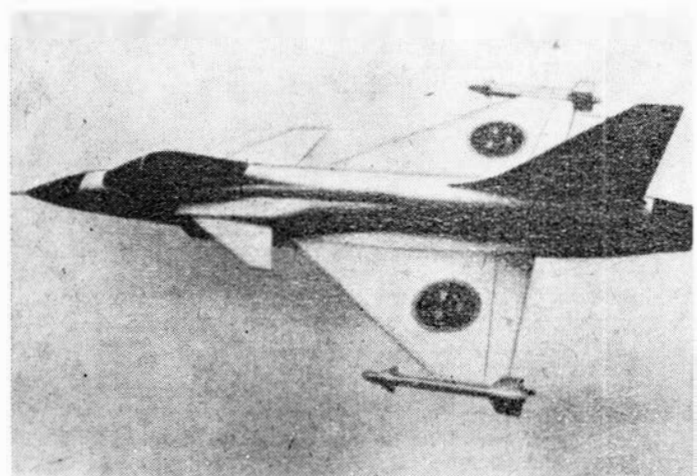
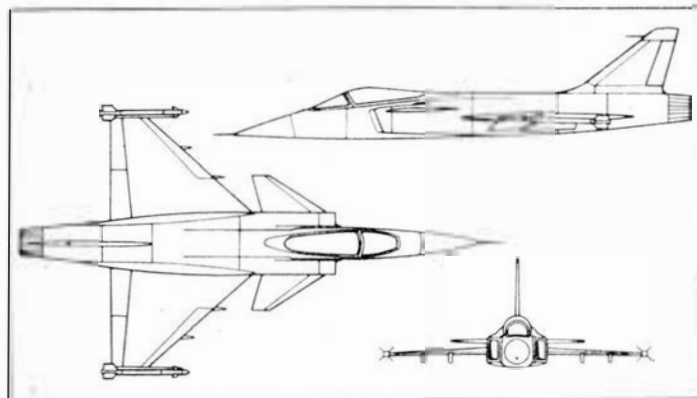
- wielkości sił na usterzeniach,
- wielkości reakcji podłoża na kółko podwozia,
- zmianie wielkości i rozkładu mas składowych kadłuba,
- zmianie odległości zaczepu holowniczego od środka masy szybowca.

Zmiany obciążeń kadłuba są funkcją złożoną, albowiem powstają one w wyniku działania przyspieszeń liniowych i kątowych, są pochodną korekty momentów bezwładności szybowca oraz zmienionych wielkości sił w stanach równowagi podłużnej.

Praktyka obliczeniowa pozwala stwierdzić, iż największa zmiana obciążeń kadłuba wywołana zmianą masy występuje w okolicy okuć skrzydło-kadłub, a więc w obszarze, gdzie materiał struktury jest najsilniej wyczerpany.

Wnioski

Masa prototypu szybowca opuszczającego warsztat często bywa wyższa od zakładanej w projekcie. Zdarza się także, iż w produkcji seryjnej masy poszczególnych egzemplarzy przekraczają wartość określoną świadectwem typu szybowca. Dzieje się tak z przyczyn zależnych i niezależnych od konstruktora. Zmianie masy może również towarzyszyć zmiana zakresu położenia środka masy szybowca. Oba zjawiska prowadzą do odmiennej niż dokumentowana aerodynamicznej, obciążeniowej i wytrzymałościowej charakterystyki szybowca. Należy wówczas przeprowadzić analizę osiągow i obciążeń szybowca w aktualnej konfiguracji masowej w celu stwierdzenia wystarczającego zapasu wytrzymałości. Jeśli w konstrukcji tkwią rezerwy wytrzymałościowe, można je wykorzystać nie zmieniając warunków użytkowania sprzętu. Gdy jednak rezerw takich nie ma, zachodzi konieczność nałożenia ograniczeń warunków użytkowania na podstawie korekty obliczeń tak, aby zapewnić bezpieczną eksploatację szybowca.



odcinków dróg. Prędkości naddźwiękowe ma rozwijać na wszystkich wysokościach lotu. W przypadku przyjęcia projektu do realizacji, próby prototypów rozpoczną się w 1985-1986 r. Lotnictwo szwedzkie zgłasza zapotrzebowanie na 200-250 samolotów tego typu. W.K.

Eksploatacja śmigłowca na terenie pochyłym (I)

Mgr inż. JERZY BEREŻAŃSKI
 Mgr inż. JAROSŁAW STANISŁAWSKI
 Dr inż. KAZIMIERZ SZUMANSKI
 Instytut Lotnictwa

Oznaczenia:

- a, b, c, d, e — wielkości geometryczne (patrz rys. 2),
 a_0 — kąt stożka łopaty wirnika,
 a_∞ — pochodna $dCz/d\alpha$ dla profilu łopat wirnika,
 b_{07} — cięciwa łopaty wirnika na $r = 0,7$
 b_0 — teoretyczna końcowa cięciwa łopaty w osi piasty,
 b_1 — współczynnik wahań łopaty przy neutralnym położeniu tarczy sterującej,
 C_T — współczynnik ciągu,
 D_1 — współczynnik sterowania skokiem cyklicznym,
 G — ciężar śmigłowca,
 I_{pp} — moment bezwładności łopaty wirnika względem przegubu poziomego,
 L — rozstaw kół głównych,
 l — odległość osi koła przedniego od osi kół głównych,
 l_{pp} — odległość osi przegubu poziomego od osi piasty wirnika,
 l_{so} — odległość osi śmigła ogonowego od osi wirnika,
 k — liczba łopat,
 q — odległość środka masy śmigłowca od osi koła głównego,
 r — bieżący promień wirnika,
 R — promień wirnika,
 $\bar{r} = r/R$ — względny promień wirnika,
 S_{pp} — moment statyczny łopaty względem przegubu poziomego,
 T — ciąg wirnika,
 $t_n = 4 \int_{r_1}^{r_2} \frac{b(\bar{r})}{b_0} \bar{r}^{n-1} d\bar{r}$ — całka zbieżności łopaty wirnika wg [8],
 β — kąt wahań łopaty wirnika względem przegubu poziomego,
 γ — kąt pochylenia terenu,
 δ_L, δ_P — ugięcie podwozia lewego, prawego,
 $\varepsilon_x, \varepsilon_y$ — kąt przechylenia, pochylenia wału wirnika,
 ϑ_0 — skok ogólny dla $r = 0,7$,
 ϑ_x, ϑ_y — skok cykliczny,
 ϑ_{sk} — kąt przechylenia, pochylenia wału wirnika,
 α — współczynnik strat brzegowych,
 λ — współczynnik przepływu przez wirnik,
 ρ — gęstość powietrza,
 φ_x, φ_y — kąt przechylenia, pochylenia śmigłowca ze względu na podatność podwozia,
 ω — prędkość kątowna wirnika,
 so — wielkości oznaczone indeksem so dotyczą śmigła ogonowego,
 δ_{07} — średni współczynnik oporu łopaty [8],
 n_w — obroty wirnika śmigłowca.

Eksploatacja śmigłowca na terenach pochyłych oznacza wykonywanie startów i lądowań techniką śmigłowcową (z zawisu), a także rozruch i zatrzymanie silników i wirnika przy zmiennych warunkach użytkowania, szczególnie z uwzględnieniem wpływu wiatru i stanu nawierzchni. Podczas eksploatacji śmigłowców w górach, na pokładach statków, w czasie startów i lądowań w terenie przygodnym o podłożu nierównym, sypkim (piasek, śnieg) lub grząskim, płaszczyzna przechodząca przez punkty styku kół z podłożem najczęściej nie jest pozioma.

Śmigłowce wyposażone w wirniki przegubowe, ze względu na przyjętą zasadę sterowania zmianą położenia kątownego (w niewielkim zakresie kilku stopni) wektora ciągu, mają niewielkie możliwości stabilizacji śmigłowca na terenie pochyłym, wytwarzają bowiem niewielki moment przeciwnykapotażowy i składową wektora ciągu zapobiegającą ześlizgiwaniu się lub staczaniu śmigłowca z płaszczyzny lądowania.

Wzrost wymagań eksploatacyjnych, takich jak zwiększenie dopuszczalnych prędkości wiatru i pochyłeń terenu, skłaniają do ściślejszej niż dotychczas analizy bezpieczeństwa użytkowania śmigłowca i poszukiwania rozwiązań zaspokajających te wymagania.

Analiza ta polega na wyjaśnieniu przebiegu zjawisk fizycznych, szczególnie w granicznych warunkach eksploatacyjnych śmigłowca na terenie pochyłym, wyznaczeniu granic obszaru bezpiecznego użytkowania śmigłowca oraz na podaniu sposobów poszerzenia tego zakresu.

Ze względu na duże ryzyko badań zachowania się śmigłowca z wirnikiem przegubowym w pobliżu granic eksploatacji, przyjęto następujący program badań:

etap 1 — wstępne wyznaczenie granic kapotażu, ześlizgu i staczania się śmigłowca na terenie pochyłym, za pomocą modelu eksploatacji śmigłowca; model matematyczny zbudowano wykorzystując wszelkie dostępne źródła informacji z dziedziny wiedzy śmigłowcowej;

etap 2 — zbudowanie modelu symulacyjnego próby i analiza wyników w celu weryfikacji modelu eksploatacji z etapu 1;

etap 3 — symulacja kapotażu śmigłowca próbą na terenie płaskim w celu weryfikacji modelu z etapu 1 i 2 oraz praktycznego przećwiczenia sytuacji trudnych do ujęcia w modelu matematycznym;

etap 4 — weryfikacja modelu eksploatacji śmigłowca w wyniku przeprowadzonych prób i analiz (etap 2 i 3) i ponowna ocena obszarów eksploatacji za pomocą skorygowanego modelu (dla różnych warunków użytkowania);

etap 5 — przeprowadzenie prób w warunkach naturalnych jako ostatecznej kontroli eksploatacji śmigłowca na terenach pochyłych;

etap 6 — modelowa ocena wpływu zmian parametrów konstrukcyjnych i eksploatacyjnych na warunki użytkowania i poszukiwania dróg i sposobów zwiększania obszaru dopuszczalnej eksploatacji śmigłowca na terenie pochyłym.

Model eksploatacji śmigłowca na terenie pochyłym

Założeniem modelu jest kompleksowe wyznaczenie granic kapotażu, ześlizgu i staczania się śmigłowca z uwzględnieniem istotnych ograniczeń układu i otoczenia oraz wymaganych zakresów zmienności warunków użytkowania śmigłowca.

W modelu uwzględnia się:

— fazy rozruchu, startu, lądowania i zatrzymywania silników i wirnika,

— wpływ bliskości ziemi i wiatru (kierunku i prędkości) na pracę wirnika, bazując na teorii impulsowej [3],

— wpływ nawierzchni (współczynnik tarcia kół o podłoże),

— kąt pochylenia i przechylenia stoku, rozwiązując graniczne przypadki kapotażu bocznego względem linii łączącej koła główne z przednim i kapotażu „na ogon” względem linii łączącej punkty styku kół głównych z podłożem,

— wpływ sprężystych odkształceń podwozia (amortyzatorów i opon), a tym samym sprężystych przemieszczeń śmigłowca względem podłoża,

— obciążenia masowe i aerodynamiczne elementów śmigłowca (kadłuba, wirnika ogonowego, wirnika nośnego),

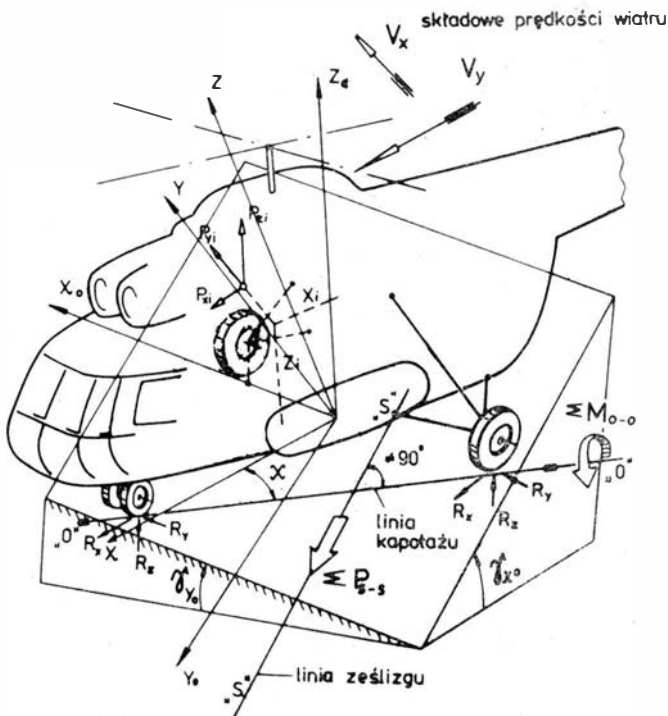
— ograniczenia konstrukcyjne (kąt wahań łopaty, skok ogólny i cykliczny),

— dowolność wprowadzanej funkcji sterowania wirnikiem nośnym,

— możliwość staczania się śmigłowca w płaszczyźnie symetrii przy hamowanych kołach.

Ponadto w modelu zakłada się quasi-stacjonarny przebieg zmian parametrów układu podczas eksploatacji.

Do analizy kapotażu wykorzystano równanie sumy momentów działających na śmigłowca względem osi przewracania (rys. 1). Równanie to można ogólnie przedstawić w następującej postaci:



Rys. 1. Ogólna konfiguracja układu: pozycja śmigłowca względem stoku, układy współrzędnych, położenie linii kapotażu i ześlizgu

$$\sum^I P_i r_i + \sum^I M_i = 0 \quad (1)$$

dla warunku kapotażu $R_{zn} = 0$ (reakcja na kole zewnętrznym względem linii kapotażu równa jest zero),
gdzie: R_{zn} — pionowa reakcja na koło,
 P_i — składowe sił działających na śmigłowiec, prostopadłych do osi kapotażu,

r_i — ramię siły P_i względem osi kapotażu,
 M_i — składowa momentu działająca w płaszczyźnie prostopadłej do osi kapotażu,
 I — liczba obciążeń skupionych działających na śmigłowiec.

Zachowanie się śmigłowca w przypadku ześlizgiwania opisuje równanie sumy sił działających na śmigłowiec stojący na pochyłym terenie (rys. 1)

$$\sum^I P_i = 0 \quad (2)$$

dla warunku ześlizgiwania

$$\sum^K R_{yi} = f_{tr} \sum^K R_{zi}$$

gdzie: f_{tr} — współczynnik tarcia kół o podłogę, P_i — rzut siły P na kierunek ruchu śmigłowca przy ześlizgiwaniu, R_{yi} — reakcja działająca na i -te koło wzdłuż linii ześlizgiwania, K — liczba kół.

Dla śmigłowców z podwoziem kołowym rozpatrywano także przypadek staczania się uwzględniając w równaniu (2) dodatkowy warunek:

$$\sum^K R_{xi} = \sum^K M_{hi}/r_{oi}$$

gdzie: R_{xi} — reakcja pozioma działająca na i -te koło wzdłuż linii staczania, r_{oi} — promień i -tego koła; M_{hi} — moment hamujący i -tego koła.

Poszczególne składniki równań (1) i (2) rys. 2 są określone następująco:

a) obciążenia pochodzące od wirnika nośnego — ciąg wirnika T

$$T = C_T^* \rho (\omega R)^2 R a_{\infty} k b_0 / 8 \quad (3)$$

gdzie współczynnik ciągu C_T^* wynosi:

$$C_T^* = \left(t_3 + \frac{1}{2} \mu^2 t_1 \right) (\theta_0 + 0,7 \theta_{sk}) - \left(t_4 + \frac{1}{2} \mu^2 t_2 \right) \theta_{sk} - t_2 \lambda \quad (4)$$

współczynnik przepływu przez wirnik:

$$\lambda = \frac{v}{\omega R k_T} + \frac{V_x (a_1 + \theta_y D_1)}{\omega R} + \frac{V_y (b_1 + \theta_x D_1)}{\omega R} \quad (5)$$

prędkość indukowana wirnika:

$$v = \sqrt{\sqrt{\frac{V^4}{4} + v_0^4} - \frac{V^2}{2}} \quad (6)$$

prędkość indukowana w zawisie:

$$v_0 = \sqrt{\frac{T}{2\pi R^2 \rho \lambda}} \quad (7)$$

wypadkowa prędkość wiatru:

$$v = \sqrt{v_x^2 + v_y^2} \quad (8)$$

współczynnik wpływu bliskości ziemi (3):

$$k_T = 1 + \frac{\rho a_{\infty} k b_0 \omega R^4 v}{64 T (a - \delta)^2 [1 + (V/v)^2]} \quad (9)$$

odchylenie osi stożka wirnika w wyniku działania wiatru o prędkości V_x i V_y :

$$b_1 = \frac{\mu_y}{t_4} (2C_T^* + t_2 \lambda) \quad (10)$$

$$a_1 = \frac{\mu_x}{t_4} (2C_T^* + t_2 \lambda) \quad (11)$$

gdzie

$$\mu_x = \frac{V_x}{\omega R}; \quad \mu_y = \frac{V_y}{\omega R}$$

— momenty wirnika wynikające z przechylenia i pochylenia płaszczyzny końców łopatek:

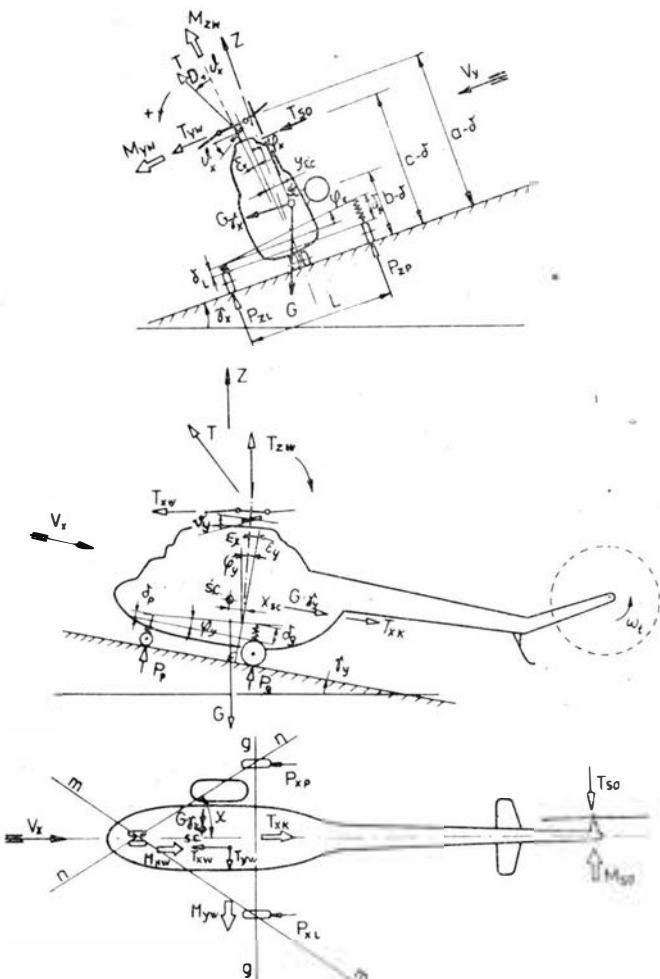
$$M_{xw} = \frac{1}{2} k S_{pp} l_{pp} \omega^2 (D_1 \theta_x + b_1)$$

$$M_{yw} = \frac{1}{2} k S_{pp} l_{pp} \omega^2 (D_1 \theta_y + a_1)$$

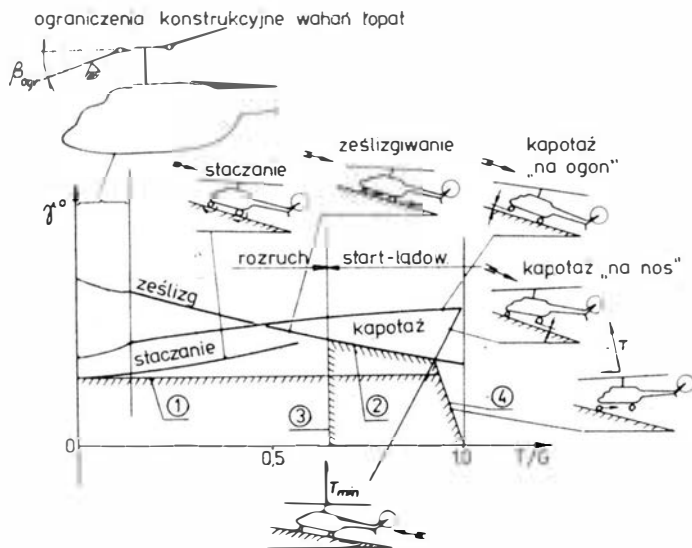
b) obciążenia pochodzące od śmigła ogonowego: — ciąg śmigła ogonowego:

$$T_{so} = \frac{P_w}{\omega l_{so}}$$

gdzie moc pobierana przez wirnik nośny wynosi



Rys. 2. Przyjęty do obliczeń układ obciążeń i przemieszczeń śmigłowca na stoku



Rys. 3. Ilustracja obszaru eksploatacji śmigłowca na terenie pochylonym z zaznaczeniem typowych ograniczeń dla różnego poziomu odcieżenia podwozia: 1 — granica obwiedni dopuszczalnego obszaru eksploatacji dla lądowania z wyłączeniem silników, 2 — granica obwiedni dopuszczalnego obszaru eksploatacji dla lądowania bez wyłączenia napędu, 3 — maks. obciążenie podwozia podczas rozruchu przy minimalnym skoku θ_0 min. wietrze pod stok i nominalnych obrotach wirnika, 4 — początek startu lub końcowa faza przyziemienia.

$$P_w = \frac{1}{8} \rho k b_{07} R (\omega R)^3 a_{\infty} \delta_{07} + T(v + V_y \delta_x D_1 + V_x \delta_y D_1)$$

— moment od śmigła ogonowego:

$$M_{so} = \frac{P_{so}}{\omega_{so}}$$

gdzie moc pobierana przez śmigło ogonowe wynosi

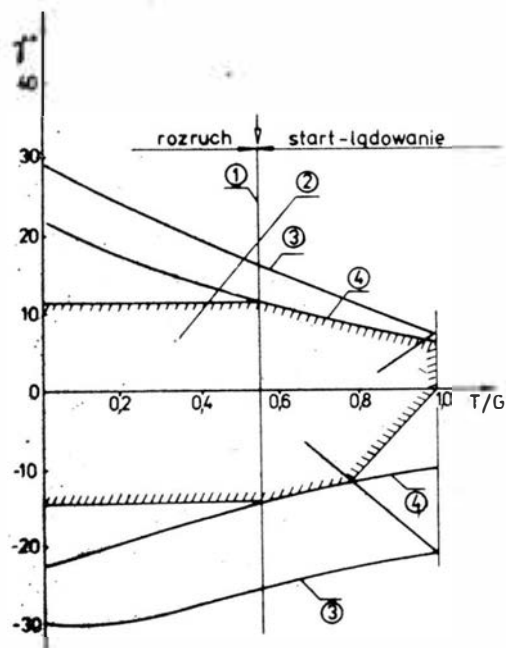
$$P_{so} = \frac{1}{8} \rho (\omega_{so} R_{so})^3 R_{so} k_{so} b_{07} \delta_{07} + T_{so} (v_{iso} + V_y)$$

c) obciążenia od wiatru

-- siły oporu kadłuba:

$$T_{yk} = \frac{1}{2} \rho V_x^2 S C_x$$

$$T_{zk} = \frac{1}{2} \rho V_y^2 S C_y$$



Rys. 4. Granice eksploatacji śmigłowca w pozycji bocznej względem stoku. Masa śmigłowca $Q = 3000$ kg, współczynnik tarcia kół i podwozia $f_{tr} = 0,4$, dopuszczalna prędkość wiatru z niekorzystnego kierunku: 1 — odcieżenie przy θ_0 min. = 7° , ω_{nom} i wiatru $V = 5$ m/s pod stok, 2 — obszar dopuszczalnej eksploatacji, 3 — kapotaż dla wiatru $V = 5$ m/s w dół stoku, 4 — ześlizg $f_{tr} = 0,4$, wiatr $V = 5$ m/s w dół stoku

Należy zaznaczyć, że wiatr wywołuje znacznie większe zmiany obciążeń przez odchylenie stożka wirnika niż przez działanie sił oporu na kadłub.

Składowe ciągi wirnika nośnego (uwzględniające także wpływ wiatru — a_1 , b_1) wynoszą

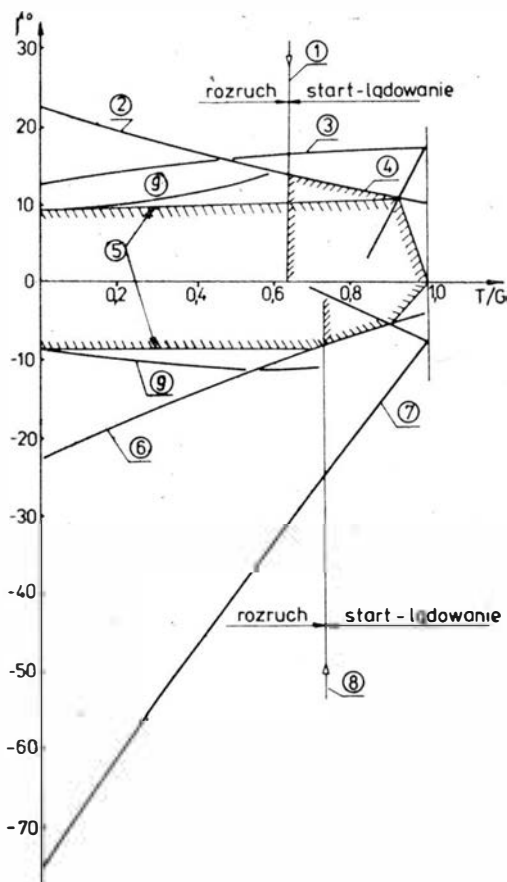
$$T_{xw} = T_z (\delta_y D_1 + a_1 + \varphi_y + \varepsilon_y)$$

$$T_{yw} = T_z (\delta_x D_1 + b_1 + \varphi_x + \varepsilon_x)$$

Przechylenie i pochylenie śmigłowca ze względu na podatność podwozia można określić następująco:

$$\varphi_x = \frac{\delta_p - \delta_L}{L}$$

$$\varphi_y = \frac{2(\delta_{srz} - \delta_{pp})}{l}$$



Rys. 5. Granice eksploatacji śmigłowca w pozycji wzdłuż stoku. Masa śmigłowca $Q = 3000$ kg, współczynnik tarcia kół i podwozia $f_{tr} = 0,4$, dopuszczalna prędkość wiatru z niekorzystnego kierunku: 1 — granica odcieżenia przy rozruchu dla wiatru „w ogon” 5 m/s, 2 — ześlizg, wiatr „w nos” 15 m/s, $f_{tr} = 0,4$, 3 — kapotaż „na ogon”, wiatr „w nos” 15 m/s, 4 — obszar dop. eksploatacji bez zatrzymywania wirnika, 5 — obszar dop. eksploatacji z zatrzymaniem wirnika, 6 — ześlizg, wiatr „w ogon” 5 m/s, $f_{tr} = 0,4$, 7 — kapotaż „na nos”, wiatr „w ogon” 5 m/s, 8 — granica maks. odcieżenia przy rozruchu dla wiatru „w nos” 15 m/s

Średnie obniżenie śmigłowca w porównaniu z jego położeniem w przypadku zerowym reakcji na koła wynosi:

$$\delta = (\delta_{srz} - \delta_{pp}) \frac{g}{l} + \delta_{pp}$$

gdzie

$$\delta_{srz} = \frac{\delta_p + \delta_L}{2}$$

Wielkość ugięć amortyzatorów i opon wyznaczono na podstawie charakterystyk $\delta = f(P)$ obciążenia podwozia (gdzie: P — siła działająca na podwozie). Charakterystykę ugięć podwozia głównego podano na rys. 9.

Program komputerowy umożliwił przeprowadzenie obliczeń w dwóch wariantach:

— dla $\gamma = \text{const}$, gdzie jako dane wejściowe wprowadzono wartość skoku ogólnego ϑ_0 , skoku cyklicznego ϑ_x , ϑ_y i obliczano wartość ciągu wirnika T wg wzorów (3)÷(11) aż do krytycznego stosunku T/G ;

Oblodzenie lotniczych silników turbinowych

Mgr inż. ZDZISŁAW MAGNUSZEWSKI

Instytut Lotnictwa

Oblodzenie zespołu napędowego jest jednym z głównych niebezpieczeństw zagrażających samolotom z silnikami turbinowymi ze strony czynników atmosferycznych. Jak uczy doświadczenie, w pewnych warunkach atmosferycznych gromadzenie się lodu na powierzchniach wlotowych elementów silnika jest tak szybkie, że w krótkim czasie może uniemożliwić bezpieczny lot samolotu nie wyposażonego w odpowiednie urządzenia przeciwooblodzeniowe.

Podczas lotu w takich warunkach, pokryciu lodem ulegają elementy zewnętrzne i wewnętrzne zespołu napędowego. Przez elementy zewnętrzne rozumie się krawędzie czołowe płatowców wlotów powietrza i krawędzie natarcia gondol silnikowych oraz kołpaki śmigieł. Wewnętrznymi elementami narażonymi na oblodzenie są powierzchnie wewnętrzne i zastrzały (żebra) korpusów wlotowych, osłony rozruszników lub prądnic rozruszników¹⁾, kołpaki sprężarek, łopatki kierownicze wlotowych i niekiedy łopatki kierownicze pierwszego stopnia sprężarek, siatki na wlocie do sprężarek i inne elementy konstrukcji znajdujące się w strumieniu powietrza zasysanego przez sprężarkę.

Badania atmosfery oraz badania występowania oblodzenia płatowców i zespołów napędowych w czasie lotu, jak też badania tunelowe i stoiskowe doprowadziły do poznania warunków występowania oblodzenia i wszystkich czynników wpływających na intensywność tego procesu.

Czynniki wpływające na powstawanie oblodzenia

Przyczyną powstawania oblodzenia zespołu napędowego jest obecność w powietrzu kropeł przechłodzonej wody lub drobnych kryształków lodu bądź też występowanie ich równocześnie. Zasadniczy wpływ na oblodzenie mają następujące czynniki:

- temperatura otoczenia, a więc i wysokość lotu,
- zawartość wody w chmurach w postaci przechłodzonych kropeł lub kryształków lodu,
- wielkość kropeł,
- wilgotność powietrza,
- prędkość lotu,
- prędkość powietrza przed sprężarką, od której zależy intensywność odbierania ciepła z powierzchni oblodzonych,
- geometria kształtów powierzchni narażonej na oblodzenie i jej gładkość.

Pierwsze trzy czynniki zależą od obszaru geograficznego, nad którym odbywa się lot. Dlatego od strefy klimatycznej w znacznym stopniu zależy intensywność występowania zjawisk oblodzenia. W średnich, umiarkowanych warunkach klimatycznych zakres temperatury otoczenia, w której występuje możliwość niebezpiecznego oblodzenia zespołu napędowego waha się w granicach od $+10^{\circ}\text{C}$ do $-(12-15)^{\circ}\text{C}$.

Zakres temperatury, w którym występują przypadki najczęstszego i najniebezpieczniejszego oblodzenia waha się w granicach od 0° do -15°C . Powyżej tych temperatur ok. 70% znajdujących się w chmurach przechłodzonej wody ma postać kryształków lodu.

Podczas II wojny światowej zebrano interesujące dane zanotowane w czasie lotów nad obszarem północnym. Niżej podane informacje zostały zgromadzone na podstawie

¹⁾ Jeżeli są zabudowane w korpusie wlotowym silnika (przy reakcji).

14 843 raportów przedstawionych przez 1409 pilotów, którzy wykonywali zadania bojowe nad obszarem północnym, w obszarze 60° szerokości geograficznej [7]:

- najwięcej przypadków intensywnego oblodzenia występowało w grudniu,
- największą sumaryczną liczbę wszystkich rodzajów oblodzenia stwierdzono w lutym,
- najłżejsze przypadki oblodzenia zanotowano we wrześniu.
- we wszystkich porach roku najczęstszym rodzajem oblodzenia było oszronienie.

Zakresy temperatur, w których występowały poszczególne rodzaje oblodzenia podaje tablica.

Oblodzenie w przechłodzonych chmurach

Podstawową przyczyną wystąpienia oblodzenia silnika podczas lotu w przechłodzonej chmurze jest obecność bardzo drobnych kropeł przechłodzonej wody (tzn. wody będącej w stanie płynnym w temp. otoczenia poniżej zera). Należy przy tym zaznaczyć, że obecność w powietrzu przechłodzonej wody jest zupełnie innym zjawiskiem niż zjawisko wilgotności powietrza. Sposób powstawania oblodzenia jest w tym przypadku następujący.

TABLICA

Rodzaj oblodzenia	Zakres temperatur, w których występowało oblodzenie, $^{\circ}\text{C}$	
	zima	lato
Szron	+6 ÷ -40	7 ÷ -23
Szklisty lód	+5 ÷ -26	5 ÷ -12
Oblodzenie mieszane	+2 ÷ -25	2 ÷ -15
Maks. liczba przypadków oblodzenia	-36 i 0	-6
Przypadki szczególnie intensywnego oblodzenia	2 ÷ -8	0 ÷ -8

Zasysane przez silnik powietrze zawierające drobne kropełki wody opływa bardziej lub mniej aerodynamicznie ukształtowane elementy w kanale wlotowym, części korpusu wlotowego i palisadę łopatek kierowniczych, podlegając przy tym odchyleniu od swego pierwotnego toru. Cząstki wody wskutek swej bezwładności zderzają się z napotkaną powierzchnią i ulegają rozbięciu na mikroskopijne kropełki, które przy zetknięciu z powierzchnią o temp. poniżej zera prawie natychmiast na niej zamarzają. Taki proces trwający przez dłuższy czas może doprowadzić do powstania grubej warstwy lodu na powierzchniach nie chronionych przed oblodzeniem. Ten rodzaj oblodzenia nosi nazwę szronu (rime ice). Powstały lód jest matowy i kruchy, ponieważ zawiera w sobie dużą ilość powietrza.

Intensywne oszronienie o znacznych grubościach warstwy lodu występuje najczęściej w chmurach warstwowych w ustalonych warunkach atmosferycznych, w temp. od -10°C do -40°C , przeważnie jednak w zakresie temperatur -10°C do -20°C .

Ten rodzaj oblodzenia można spotkać także w chmurach kłębiastych, gdy temperatura otoczenia wynosi poniżej -10°C .

cd. ze s. 10

— dla $T/G = \text{const}$, gdzie wartość skoku ogólnego ϑ_0 wyznaczano dla danego ciągu T z przekształcanego równania (4) oraz wg wzorów (3) i (5) ÷ (11). Wartość skoku cyklicznego ϑ_x , ϑ_y wprowadzono jako dane wejściowe. Obliczenia przeprowadzono dla wzrastających wartości kąta γ aż do osiągnięcia krytycznego kąta γ_{kryt} .

W obliczeniach uwzględniono warunek ograniczonych wahań łopaty wirnika względem przegubu pionowego. Kąt wahań łopaty β wynosi:

$$\beta_{\min} = a_0 - D_1 \sqrt{\vartheta_x^2 + \vartheta_y^2}$$

gdzie:

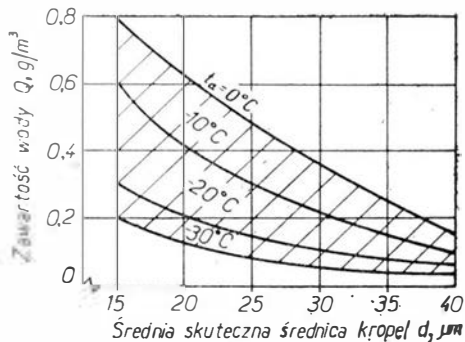
$$a_0 = \frac{0,8RT_n}{I_{pp}k\omega^2}$$

T_n — ciąg netto uwzględniający masę łopaty.

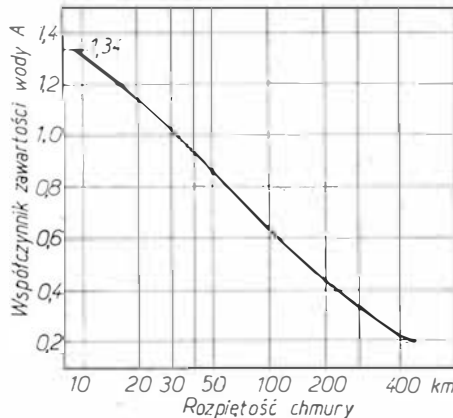
W celu zilustrowania fizycznego sensu ograniczeń obszaru eksploatacji na rys. 3 oznaczono poglądowo charakterystyczne typy ograniczeń.

Obliczenia obszarów eksploatacji wykonywano wariantem pierwszym. Na rys. 4 i 5 pokazano typowe obwiednie obszarów dopuszczalnych eksploatacji śmigłowca na terenie pochylonym dla granicznych warunków użytkowania (prędkość i kierunek wiatru).

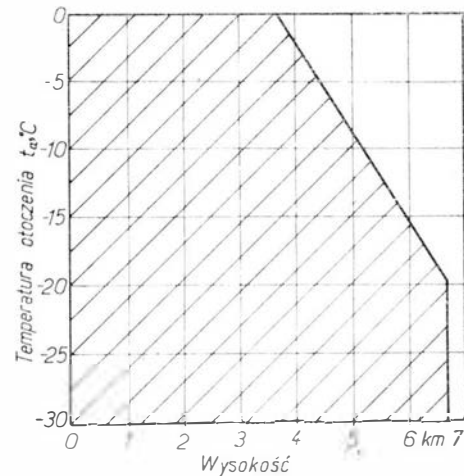
Proces zamarzania przechłodzonych kropelek wody przebiega inaczej, gdy zachodzi w temperaturach ujemnych ale bardzo bliskich 0°C. W takiej temperaturze otoczenia energia kinetyczna cząstek wody, zamieniająca się przy zderzeniu z napotkaną powierzchnią na ciepło, wystarcza do spowodowania nieznacznego opóźnienia zamarzania wody i chwilowego jej płynięcia po powierzchni. Towarzyszy temu powstawanie gładkiej, szklistej warstwy lodu. Powstaje tzw. szklisty lód (clear ice).



Rys. 1. Zależność wartości wody Q od średniej średnicy kropelek i temperatury otoczenia, dla warunków trwałego, maksymalnego oblodzenia występującego w chmurach warstwowych [9]

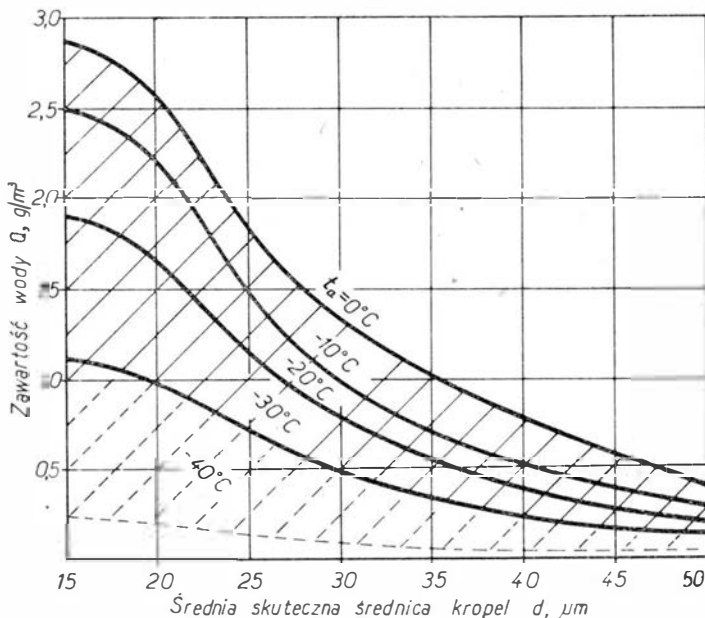


Rys. 2. Zależność współczynnika A zawartości wody w powietrzu od poziomej rozpiętości chmur warstwowych, dotycząca trwałego występowania maksymalnych warunków oblodzeniowych [9]



Rys. 3. Zależność temperatury otoczenia od wysokości, ograniczająca obszar występowania trwałych maksymalnych warunków oblodzenia w chmurach warstwowych [9]

Zjawisko to występuje najczęściej w strefie dużych przechłodzonych kropelek wody. Może też występować w obszarze marznącego deszczu. Wymienione przyczyny oblodzenia spotyka się nad terenami górzystymi, w strefie niestabilnych warunków atmosferycznych, w chmurach kłębiastych i pod nimi. Zamarzanie dużej ilości wody powoduje bardzo szybkie narastanie warstwy lodu i znaczną jej trwałość.



Rys. 4. Zależność zawartości wody Q od średniej średnicy kropelek d i temperatury otoczenia dla warunków trwałego maksymalnego oblodzenia występującego w chmurach kłębiastych [9]. Linie przerywane oznaczają możliwość rozszerzenia zakresu

Wymienione rodzaje oblodzenia występują w dwóch zasadniczych typach chmur, które mają następujące charakterystyki:

Chmury warstwowe

Chmury warstwowe mogą się rozprzestrzeniać poziomo na odległość do ok. 480 km i zawierają wodę w postaci kropelek o średnicy 15÷40 μm. Zakres temperatur, w których może występować przechłodzona woda waha się od 0°C do -30°C.

Zawartość wody w 1 m³ powietrza znajdującego się w chmurze wynosi od ok. 0,01 g do ok. 1 g, zależnie od średnicy kropelek przechłodzonej wody, poziomego zasięgu

chmur i od temperatury otaczającego powietrza. Powyższe zależności ilustrują rys. 1 i 2. Dane na rys. 1 dotyczą chmur, których zasięg w kierunku poziomym wynosi ok. 32 km, co przyjęto za długość standardową.

Aby ustalić zawartość wody w 1 m³ powietrza dla chmur o innych rozpiętościach, należy wartość odczytaną z rys. 1 pomnożyć przez odpowiedni współczynnik zawar-

tości wody przedstawiony na rys. 2 w funkcji poziomej rozpiętości chmur. Obszar występowania warunków oblodzenia w chmurach warstwowych w zależności od ciśnienia i temperatury otoczenia ilustruje rys. 3.

Chmury kłębiaste

Są to chmury mało rozbudowane w kierunku poziomym (maks. rozpiętość do 12 km), a głównie rozprzestrzeniające się w kierunku pionowym i mające charakter kłębiasty.

Wielkość kropelek przechłodzonej wody zawartej w tych chmurach waha się w granicach średnio 15÷20 μm. Zakres temperatur, w których może występować przechłodzona woda zawiera się w granicach od 0°C do -40°C. Zawartość wody w 1 m³ powietrza wynosi od ok. 0,1 do ok. 4 g, zależnie od średnicy kropelek, temperatury otoczenia i rozpiętości w kierunku poziomym.

Wymienione zależności dla chmur kłębiastych przedstawiają rys. 4 i 5.

Charakterystyka podana na rys. 4 obejmuje dane dla chmur nie przekraczających rozpiętości poziomej równej ok. 5 km, uznanej za standardową. Linia przerywana wskazuje możliwość przesunięcia się granicy występowania oblodzenia nawet do -40°C.

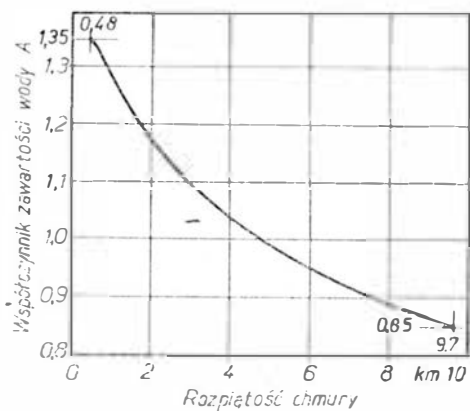
Zawartość przechłodzonej wody w 1 m³ dla chmur o innych rozpiętościach ustala się analogicznie jak dla chmur warstwowych, posługując się współczynnikiem odczytanym z wykresu (rys. 5).

Obszar występowania warunków oblodzenia w chmurach kłębiastych w zależności od wysokości i temperatury otoczenia pokazuje rys. 6.

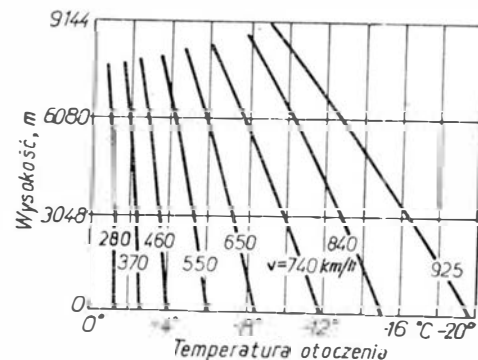
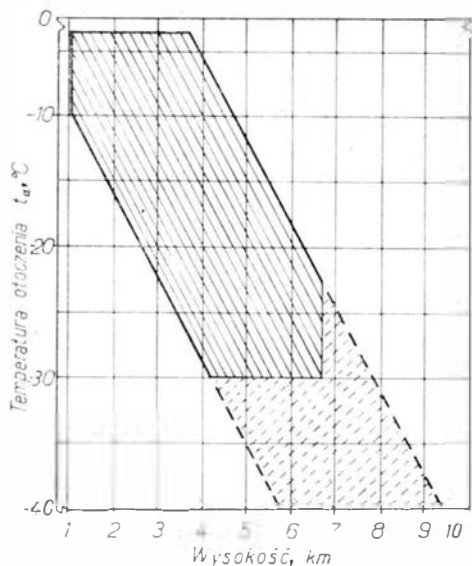
Oblodzenie w obecności kryształków lodu

Przy odpowiednio niskiej temperaturze zawarte w chmurach krople przechłodzonej wody zamarzają i zamieniają się w kryształki lodu. Podczas lotu w takich chmurach kryształki lodu napotykające zimne powierzchnie elementów wlotu silnika i kierownic sprężarki ześlizgują się po nich i nie powodują oblodzenia. W tym przypadku niebezpieczeństwo może polegać tylko na gromadzeniu się dużych ilości kryształków we wlocie do silnika, co uniemożliwia swobodny przepływ powietrza włącznie do zgaśnięcia silnika (dlatego też niektóre silniki turbinowe mają instalację zapłonową wyposażoną dodatkowo w świecę żarową w celu zapewnienia ciągłego źródła zapłonu).

Znacznie gorsza sytuacja powstaje jednak, gdy kryształki lodu uderzają o powierzchnie ogrzewane, umożliwiające ich topienie. Nadtopione kryształki zdmuchiwane są strugami powietrza w strefę nie ogrzewaną, gdzie ponownie zamrzną. W celu zabezpieczenia powierzchni ogrzewanych przed powstawaniem oblodzenia w wyniku topnienia padających na nie kryształków lodu potrzeba znacznie więcej



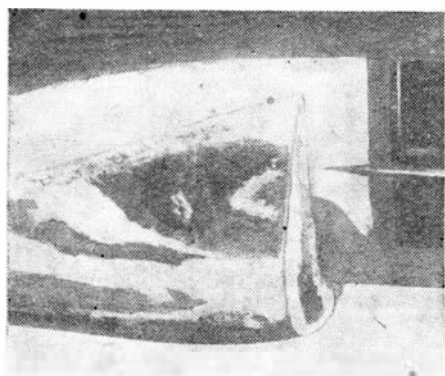
Rys. 5. Zależność współczynnika A zawartości wody w powietrzu od poziomej rozpiętości chmur kłębiastych, dotycząca trwałego występowania maksymalnych warunków oblodzeniowych [9]



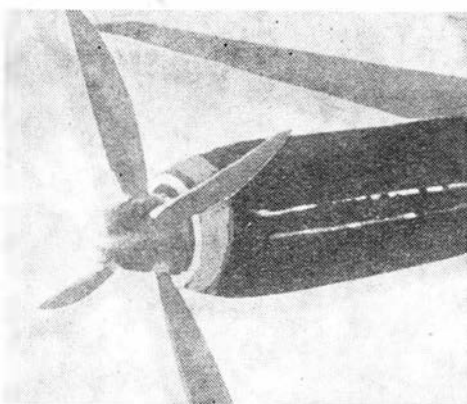
Rys. 7. Graniczna temperatura występowania oblodzenia płatowca i krawędzi natarcia skrzydeł w zależności od wysokości i rzeczywistej prędkości powietrza (poddźwiękowej) [7]

Rys. 6. Zależność temperatury otoczenia od wysokości, ograniczająca obszar występowania trwałych, maksymalnych warunków oblodzenia w chmurach kłębiastych [9]. Linie przerywane oznaczają możliwe rozszerzenie zakresu

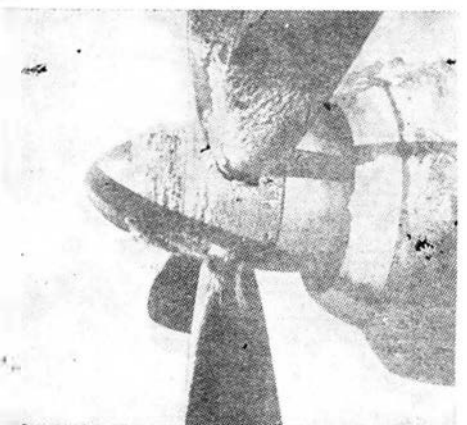
energii cieplnej niż byłoby to konieczne do usunięcia z tych powierzchni tworzącego się lodu z marznięcych przechłodzonych kropeł wody. Oczywiście spowodowane jest to dodatkowym zapotrzebowaniem ciepła do uprzedniego stopienia kryształków lodu. Zapotrzebowanie mocy grzewczej w tym przypadku jest tak duże, że nie mogą jej dostarczyć nawet najbardziej skuteczne instalacje przeciwooblodzeniowe. Dlatego też, wchodząc w chmury zawierające



Rys. 8. Oblodzenie płatowcowego wlotu powietrza do silnika turbinowego [11]



Rys. 9. Silnik Eland podczas prób instalacji przeciwooblodzeniowej w locie. Krawędź czołowa wlotu powietrza ogrzewana elektrycznie za pomocą oporowych elementów grzewczych. Kołpak i śmigło ma ogrzewanie elektryczne o działaniu cyklicznym [12]



Rys. 10. Oblodzenie kołpaka śmigła, wlotu powietrza do silnika oraz skrzydła [11]

kryształki lodu lub przechłodzoną wodę i kryształki lodu, wyłącza się instalację przeciwooblodzeniową silnika i stara się wyjść z niebezpiecznego obszaru. Zmniejszenie prędkości lotu powoduje zmniejszenie przyrostów dynamicznych temperatury na powierzchniach chronionych przed oblodzeniem, co utrudnia topnienie kryształków lodu.

Możliwość występowania kryształków lodu w chmurach wzrasta ze spadkiem temperatury otoczenia. I tak już w temp. -10°C 2/3 przechłodzonych kropeł wody ma postać kryształków lodu. W miarę spadku temperatury powstaje ich coraz więcej, aż w temp. -40°C reszta rozpylonej, przechłodzonej wody przechodzi w stan stały. W związku z tym na wysokości powyżej 6000 m i przy temp. ok. -15°C spotyka się w zasadzie oblodzenia krystaliczne.

Omówiony rodzaj oblodzenia może też występować w bezchmurnych masach powietrza na wysokościach 10 000 ÷ 13 500 m przy temp. otoczenia -50° ÷ -65°C . Bardzo częste przypadki występowania na dużych wysokościach chmur z kryształkami lodu mają miejsce nad rejonami o klimacie tropikalnym. Spowodowane jest to znacznym wznoszeniem dużych mas wilgotnego powietrza wywołanym bardzo silnym nagraniem powierzchni ziemi. W tym przypadku kryształki lodu mogą rozciągać się na obszarze powyżej 100 km długości i na wysokości 6000 ÷ 10 000 m. 90% kryształków lodu ma średnicę ok. 0,15 mm. Można znaleźć także kryształki o średnicy ok. 3 mm. Zawartość wody dochodzi do 6 g/m³ powietrza.

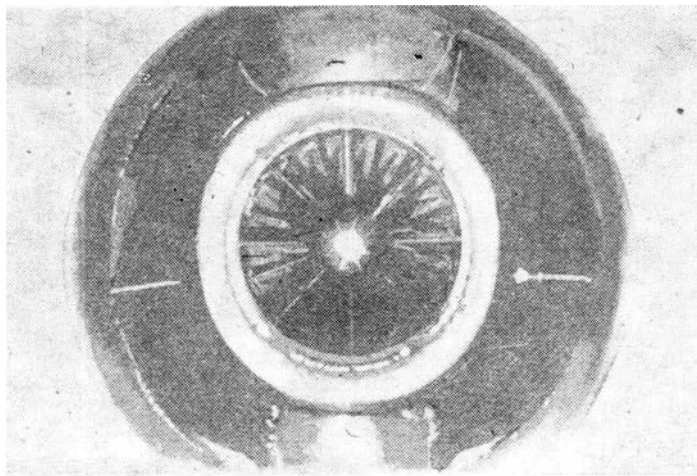
Oblodzenie poza chmurami

Oprócz wyżej wymienionych dwóch rodzajów oblodzenia rozróżnia się jeszcze oblodzenie, które powstaje wskutek zetknięcia się wilgotnego powietrza z bardzo zimnymi powierzchniami elementów silnikowego wlotu powietrza. Zjawisko to może wystąpić przy schodzeniu samolotu ze strefy niskich temperatur do strefy o temperaturze powyżej temperatury zamarzania i dużej wilgotności względnej. Takie oblodzenie charakteryzuje się lekką, pierzasto-kryształczną strukturą, podobną do śniegu. Nie jest ono groźne, ponieważ łatwo ulega stopieniu podczas lotu w temp. powyżej 0°C .

W dodatnich temperaturach otoczenia i przy dostatecznie dużej wilgotności powietrza może wystąpić oblodzenie wlotu kanału powietrznego i znajdujących się w nim elementów przy małych prędkościach samolotu, tj. podczas kołowania i startu lub podczas wznoszenia. Spowodowane jest ono spadkiem ciśnienia (statycznego) w kanale wlotowym silnika, co znacznie obniża temperaturę powierzchni wlotowych i wewnętrznych kanału powietrznego aż do temperatury, w której występuje kondensacja pary wodnej i oblodzenie.

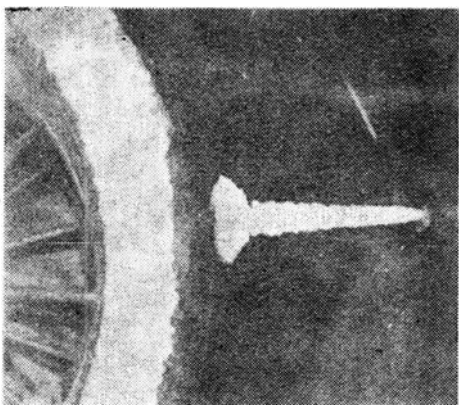
Wpływ prędkości i wysokości lotu na oblodzenie zespołu napędowego

Wraz ze wzrostem prędkości lotu wzrasta intensywność oblodzenia się elementów wlotowych silnika. Spowodowane jest to bądź intensywniejszym odbieraniem ciepła z powierzchni oblodzonych, bądź też większą ilością przechłodzonej wody padającej w jednostce czasu na powierzchnie

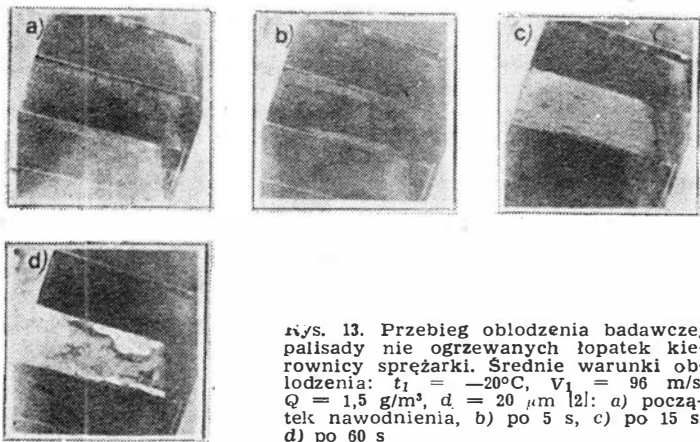


Rys. 11. Obłódzenie wlotu powietrza silnika General Electric CJ805-23 zainstalowanego na samolocie Convair 600. Maksymalne, chwilowe warunki obłódzenia uzyskane w tunelu: nawodnienie 1,1 g/m³; średnica kropel 17 μm; temp. statyczna -20,6°C; czas przebywania w warunkach obłódzenia 2,5 min [9]

omywane strumieniem powietrza²⁾. Równocześnie ze wzrostem prędkości lotu powstają coraz większe dynamiczne przyrosty temperatury powietrza. Przy większych prędko-



Rys. 12. Powiększony fragment wlotu powietrza podanego na rys. 11 [9]



Rys. 13. Przebieg obłódzenia badawczej palisady nie ogrzewanych łopatek kierownicy sprężarki. Średnie warunki obłódzenia: $t_1 = -20^\circ\text{C}$, $V_1 = 96$ m/s, $Q = 1,5$ g/m³, $d = 20$ μm [2]: a) początek nawodnienia, b) po 5 s, c) po 15 s, d) po 60 s

ciach wywołany tym powierzchniowy wzrost temperatury jest tak duży, że powoduje topnienie warstwy lodu lub też zapobiega jej powstawaniu. Prędkość lotu, przy której nie występuje już obłódzenie zależy od kształtów i gładkości powierzchni narażonych na osadzanie się lodu, jak też od temperatury otaczającego powietrza. Ze wzrostem wysokości lotu temperatura narażonych na obłódzenie powierzchni obniża się. Rys. 7 ilustruje zależność temperatury krytycznej, w której występuje obłódzenie krawędzi natarcia skrzydeł samolotu w zależności od wysokości i rzeczywistej prędkości lotu. Można przyjąć, z pewnym przybliżeniem, że zależności te dotyczą także zjawisk zachodzących na krawędzi wlotu powietrza do silnika, na osłonie piasty śmigła, na żebrach korpusu wlotowego oraz na łopatkach kierownicy wlotowej sprężarki. Stopień przybliżenia zależny jest m.in. od stopnia wyhamowania prędkości strug powietrza na powierzchniach wymienionych

²⁾ Związane jest to ze wzrostem natężenia przepływu powietrza przez kanał wlotowy (przyp. red.).

elementów zespołu napędowego i od podobieństwa kształtów tych powierzchni do krawędzi natarcia płata.

Wpływ obłódzenia na pracę lotniczych silników turbinowych

Silnik turbinowy nie wyposażony w instalację przeciwobłodziową w bardzo krótkim czasie może ulec tak dużemu obłódnieniu, że uniemożliwi to jego dalszą prawidłową pracę. Przyrost grubości warstwy lodu na jednostkę czasu jest zależny od wcześniej wymienionych czynników wpływających na powstawanie obłódzenia.

Dla średnich warunków klimatycznych maksymalne narastanie lodu w jednostce czasu wynosi ok. 1,3 mm/min, zaś przeciętna wartość narastania obłódzenia osiąga 0,6 mm/min. W szczególnych przypadkach maks. prędkość powstawania lodu przekracza 5 mm/min, a nad rejonem Alaski wartość ta może dochodzić do 7,5 mm/min.

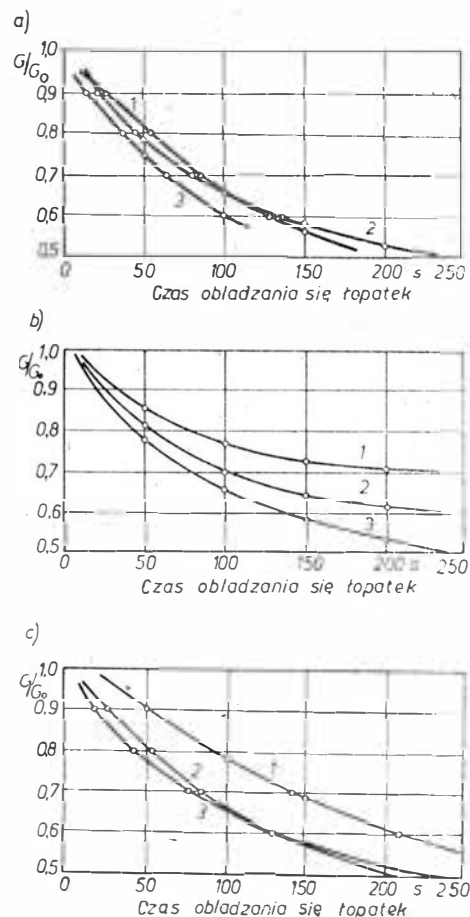
Badania w locie i stoiskowe wykazały, że szczególnie narażone na intensywne pokrycie lodem są kierownice wlotowe sprężarek osiowych. W mniejszym stopniu występuje obłódzenie kierownic pierwszego stopnia sprężarki. W chmurach zawierających przechłodzone krople wody sprężarki odśrodkowe są mniej narażone na niebezpieczeństwo obłódzenia. Natomiast ze względu na duże krzywizny kanałów doprowadzających powietrze do wirnika sprężarki, są one narażone na osadzanie się po drodze zasasyanych kryształków lodu, co prowadzi do zmniejszenia przekroju kanału wlotowego i do dławienia silnika.

Rys. 8÷12 ilustrują osadzanie się lodu na elementach silników turbinowych.

Skutki obłódzenia silników turbinowych są następujące:

a. Zmniejszenie przekroju kanałów wlotowych powietrza oraz kierownic. Wyrazny pogląd na to zjawisko daje rys. 13, który ilustruje narastanie lodu na międzystopniowych łopatkach kierowniczych sprężarki w zależności od różnych czynników. Rys. 14 przedstawia procentowy spadek natężenia przepływu powietrza przez palisadę. Oba te rysunki dotyczą wyników badań segmentu palisady kierownic, przeprowadzonych w tunelu Royal Aircraft Establishment wyposażonym w urządzenia do wywoływania sztucznych warunków obłodziowych.

Dane charakteryzujące geometrię profilu badanej palisady: profil nr 10C4/25/P40, cięciwa $C = 3,3$ cm, długość łopatki w strumieniu powietrza $L = 7,62$ cm, podziałka



Rys. 14. Zmiana wydátka masowego powietrza przepływającego przez nie ogrzewaną palisadę międzystopniowych łopatek kierownicy sprężarki osiowej w zależności od czasu prędkości osiowej przez palisadę V_1 i temperatury statycznej t_1 [2]: a) $t_1 = -15^\circ\text{C}$, $Q = 1,5$ g/m³; 1 - $V_1 = 79$ m/s, 2 - $V_1 = 107$ m/s, 3 - $V_1 = 133$ m/s; b) $t_1 = -16^\circ\text{C}$, $V_1 = 107$ m/s; 1 - $Q = 0,8$ g/m³, 2 - $Q = 1,15$ g/m³, 3 - $t_1 = 1,5$ g/m³; c) $V_1 = 107$ m/s, $Q = 1,5$ g/m³; 1 - $t_1 = -5^\circ\text{C}$, 2 - $t_1 = -9^\circ\text{C}$, 3 - $t_1 = 15,5^\circ\text{C}$

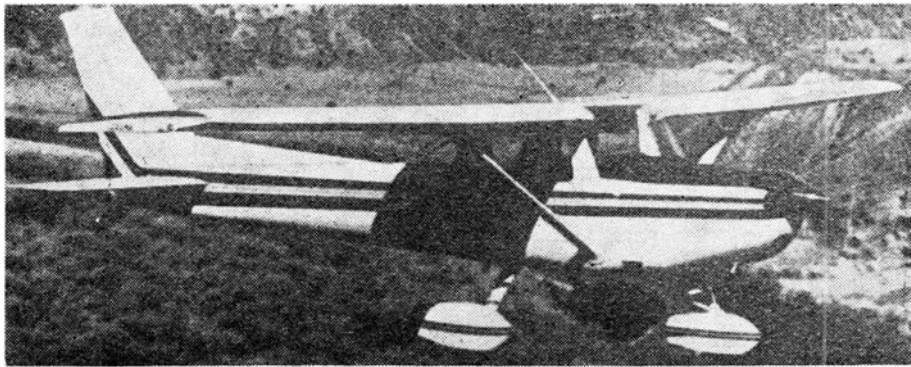
Samolot szkolny i szkolno-akrobacyjny

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, całkowicie metalowy dwumiejscowy zastrzałowy górnopłat ze stałym podwoziem.

Płat. Obrys prostokątno-trapezowy, profil NACA 2412, wznios 1° . Skręcenie geometryczne 1° (kął zaklinowania 1° u nasady, 0° przy końcówce). W kesonie międzydźwigarowym przy kadłubie miejsce na zbiorniki paliwowe. Skrzydła podparte pojedynczymi zastrzałami wprowadzonymi w przedni dźwigar. Zastrzały z rur o przekroju kropłowym. Kłapy szczelinowe, metalowe. Lotki typu Friese. Pokrycie lotek i kłap z blachy żłobkowej. Lotki zajmują 60%, a kłapy 40% rozpiętości skrzydła — kłapy umieszczone są na prostokątnej części skrzydeł. Standardowe końcówki mogą być zastąpione tzw. końcówkami stożkowymi z laminatu.

Kadłub. Przekrój owalny, kształt typowy dla górnopłatów Cessna. Konstrukcja metalowa, półskorupowa. Płat wsparty na dwóch siłowych wręgach, ukształtowanych w sposób umożliwiający płynne rozproszanie sił skupionych w strukturze kadłuba, między tymi wręgami — wejścia do kabiny. Kabina umieszczona pod płatem. Miejsca pilotów obok siebie, fotele regulowane z możliwością odchylenia o parcia do przodu. Za fotelami obszerny bagażnik. Oszklenie z szyb w kształcie rozwijalnym. Szyba wiatrochronu może być zaopatrzona w instalację przeciwoślepieniową. Wejście przez drzwi typu samochodowego z obu stron kadłuba. W wersji akrobacyjnej oszklenie może być uzupełnione dwoma okienkami o przyciemnionych szybach nad głowami pilotów (między dźwigarami płata). Wnętrze kabiny jest ogrzewane i przewietrzane. Tylna część kadłuba w kształcie smukłego stożka. Jest ona połączona z tylnym dźwigarem płata rurowym zastrzałem biegnącym pod tylną szybą kabiny. W wersji akrobacyjnej możliwy jest awaryjny zrzut drzwi.

Usterzenie. Usterzenie klasyczne o konstrukcji metalowej, obrysy usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne. Statecz-



niki dwudźwigarowe, stery — jednodźwigarowe, wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie. Na prawym segmencie steru wysokości klapka wyważająca. Przed' statecznikiem pionowym długa płetwa ustateczniająca.

Sterowanie. Sterownice zdwojone (wołanty i pedały). Układ sterowania lotkami — popychaczowy, sterami — linkowy, kłapy napędzane elektrycznie za pośrednictwem elementów skrętnych.

Podwozie. Trójkołowe, z kołem przednim, stałe. Golenie podwozia głównego sprzężyste Land-O-Matic z rur stalowych, goleni przednia teleskopowa z amortyzatorem olejowo-powietrznym wewnątrz. Koła podwozia głównego wyposażone w tarcyjne hamulce hydrauliczne. Koło przednie sterowane. Wszystkie koła mogą być wyposażone w owiewki.

Zespół napędowy. Płaski, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy Lycoming 0-235-L2C o mocy 82 kW, śmigło metalowe dwułopatowe o stałym skoku McCauley 1A103/TCM 6958. Silnik zawieszony na łożu spawanym z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego metalowo-laminatowe.

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki montowane w kesonie międzydźwigarowym, pojemność 98 l (standard) lub 148 l (na ży-

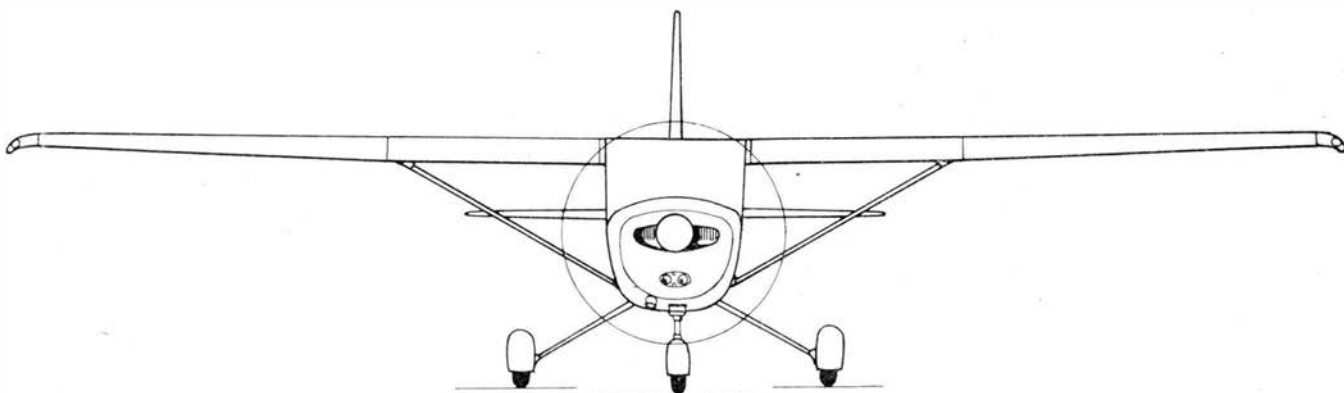
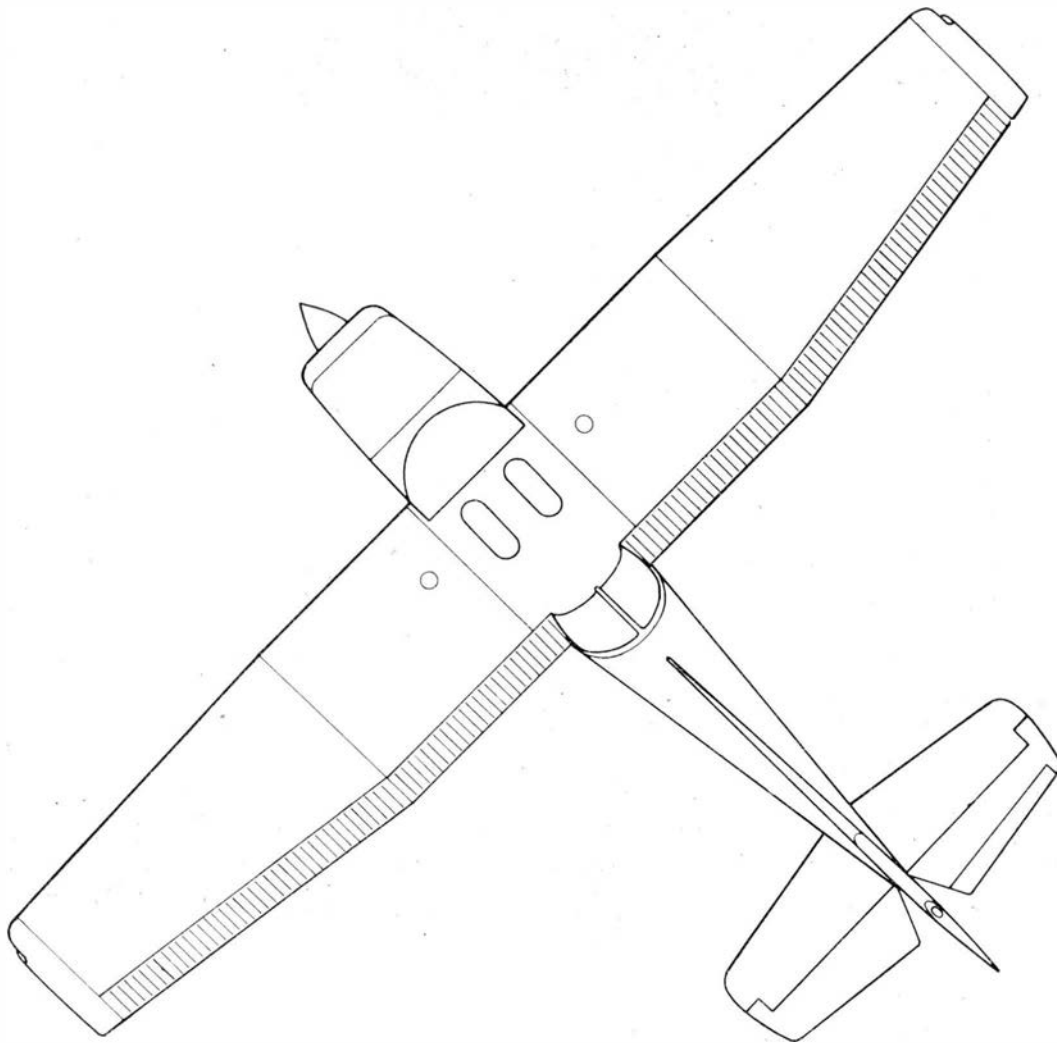
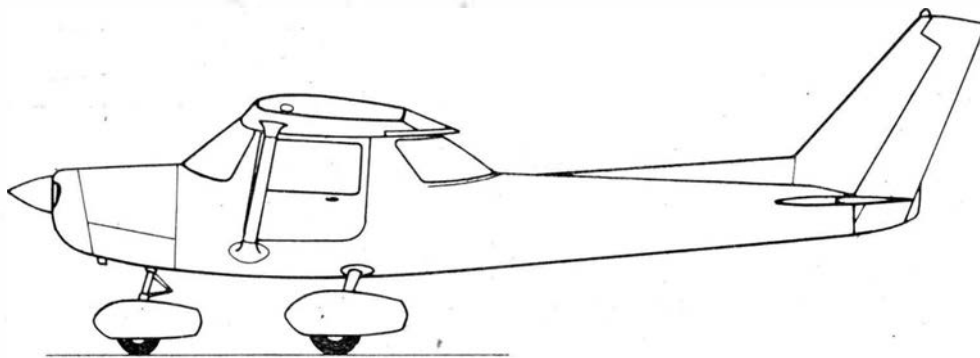
czenie). Olejowa — pojemność zbiornika 6,6 l. Elektryczna — prądorozrusznik 28 V/60 A, akumulator 28 V.

Wyposażenie. Zestaw przyrządów wymagany przepisami oraz jako wyposażenie standardowe radiostacja, VOR/LOC lub VOR/ILS, radiobusola, odbiornik markera. Dodatkowo, na życzenie (w wersji Cessna Model 152/II) przewidziany jest bogatszy zestaw przyrządów kontroli silnika i dodatkowe wyposażenie radionawigacyjne.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Cessna Model 152 jest następcą opracowanego w 1957 r. Modelu 150, znajdującego się w produkcji od 1958 r. Model 152 wszedł do produkcji w 1977 r. Zasadniczą różnicą stanowi zmiana zespołu napędowego na mocniejszy, wprowadzono też wiele ulepszeń w konstrukcji płatowca. Równoległe opracowano cztery wersje samolotu: podstawowy model 152, Model 152/II ze wzmożonym wyposażeniem, Model 152 Trainer oraz akrobacyjny Model 152 Aerobat o wzmocnionej konstrukcji. Podobnie jak Model 150, nowy Model 152 charakteryzuje się dużą poprawnością pilotażu i prawidłowym zachowaniem w akrobacji. Tak jak i Model 150, również nowy Model 152 jest produkowany na podstawie umowy licencyjnej we Francji w zakładach Reims Aviation jako Reims Cessna 152.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość standard	9,97 m	Obciążenie powierzchni	51,3 kg/m ²
z końcówkami stożkowymi	10,11 m	Obciążenie mocy	9,24 kg/kW
Długość	7,34 m	Prędkość maks. pozioma (H = 0)	204 km/h
Wysokość	2,59 m	Prędkość przelotowa (75% mocy)	198 km/h
Rozpiętość usterzenia	3,05 m	Prędkość minimalna (z kłapami)	80,5 km/h
Cięciwa skrzydła przy kadłubie	1,63 m	Prędkość minimalna (bez kłap)	89,5 km/h
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,13 m	Wznoszenie (H = 0)	3,63 m/s
Baza podwozia	1,47 m	Pułap	4480 m
Rozstaw podwozia	2,32 m	Zasięg (paliwo 98 l)	592 km
Średnica śmigła	1,75 m	Zasięg (paliwo 148 l)	1009 km
Wydłużenie skrzydła	6,7	Zasięg maks.	1278 km
Powierzchnia skrzydła standard	14,59 m ²	Rozbieg	221 m
z końc. stożkowymi	14,82 m ²	Start na 15 m	408 m
Masa własna	502 kg	Lądowanie z 15 m	368 m
Masa startowa maks.	757 kg	Dobieg	145 m
Masa bagażu maks.	54 kg	Współczynnik obciążeń konstrukcji dla wersji Aerobat	1,3 do -3 T.M.



Jednoniejskowy samolot myśliwski i myśliwsko-bombowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy odrzutowy grzbietopłat o zmiennej geometrii płata i konstrukcji metalowej.

Płat. Konstrukcja dźwigarowa o zmiennym skosie. Stałe trójkątne części przykadłubowe płata mają skos 72°. Kąt skosu części ruchomych, przestawialnych w locie i na ziemi, wynosi 10° dla skrzydeł rozpostartych, 45° w położeniu pośrednim i 72° w położeniu maksymalnie tylnym. Połączenie części zewnętrznych ze środkową częścią płata za pomocą pionowego przegubu i siłowników służących do zmiany skosu płata. Krawędź natarcia z uskokiem do przodu widocznym przy przestawieniu skrzydeł w pozycję tylną. Mechanizacja ruchomej części skrzydła składa się z klap tylnych, spoilerów i klap przednich. Lotek brak. Klapy tylne jednoszczelinowe, trójczęściowe na całej rozpiętości. Przy maksymalnie skośnym położeniu skrzydeł niezależny napęd uruchamia tylko zewnętrzne części klap. Dwuczęściowe spoiler (przerywacze) umieszczone przed środkową i wewnętrzną częścią klapy, służą do sterowania poprzecznego i są sprzężone ze sterem wysokości, a ponadto biorą udział w hamowaniu przy dobiegu i zwiększaniu docisku samolotu do drogi startowej. Na 2/3 krawędzi natarcia skrzydeł ruchomych znajdują się klapy noskowe, współpracujące z klapami tylnymi.

Kadłub. Konwencjonalna konstrukcja półskorupowa o przekroju kołowym spłaszczonego po bokach kabiny pilota, przed wlotami powietrza. Również przed wlotami powietrza, przy kadłubie, oddzielacze warstwy przysięennej. Prostokątne wloty powietrza ze sterowanym przekrojem otworu wlotowego. Za wnękami podwozia głównego w dolnej części tyłu kadłuba otwory upustowe powietrza. W tylnej części kadłuba czteropłytowe hamulce aerodynamiczne. Przed kadłuba wykonany z tworzyw sztucznych przepuszczających promieniowanie elektromagnetyczne mieści wyposażenie elektroniczne. Wiatrochron z szybą pancerną. Osłona kabiny unoszona w górę do tyłu. Kabina ciśnieniowa. Fotel wystrzeliwany. Za kabiną mieszczą się zbiorniki paliwa i wnęki podwozia głównego oraz silnik. Tylna część kadłuba odcjejmowana w celu umożliwienia wymiany silnika.

Usterzenie. Usterzenie poziome trapezowe, płytowe o skosie krawędzi natarcia 57°, o połówkach wychylanych przeciwnie i zgodnie, spełnia rolę steru wysokości i lotek. Usterzenie pionowe o skosie krawędzi natarcia 65° i dużej płetwie przed statecznikiem. Ster bez klapyk odciążającej i wyważającej. Pod kadłubem statecznik rozkładany w locie, a składany pod kadłubem przed lądowaniem, gdyż zawadzałby o ziemię.

Podwozie. Trójzespolowe z kołem przednim. Podwozie przednie sterowane, wahaczowe, z amortyzatorem w goleni, z podwojnymi kołami i błotnikami. Chowane do tyłu w kadłub. Zespoły podwozia głównego jednokołowe, z łamaną gołenią poziomą, chowane w kadłub. Główne osłony mocowane do podwozia. Koła główne wyposażone w hamulce i urządzenie przeciwpoślizgowe. Spadochron hamujący w osłonie poniżej steru kierunku.

Napęd. Silnik odrzutowy Tumariński R-29B o ciągu maks. z dopalaczem 12 200 daN. Dwa wylotowa o zmiennej geometrii. Pojemność zbiorników paliwa 5700 l. Pod kadłubem można zawiesić zbiornik dodatkowy o pojemności 800 l.

Wyposażenie. Radiolokator rozpoznawczy i kierunkowy. Antena ILS, przed wiatrochronem wskaźnik ślizgu, wskaźnik kąta natarcia z prawej strony wiatrochronu. Nad sterem kierunku i pod nasadą lewego skrzydła urządzenie rozpoznawcze „swoj-obcy”. Pod przodem kadłuba ciepłopelengator lub dalmierz laserowy. Urządzenie ostrzegawcze Syrena i radiolokator dopplerowski.



Fot. Zb. Chmurzyński

Uzbrojenie. Jedno dwulufowe działko GSz-23, kaliber 23 mm, z tłumikiem błysków ognia. Podwieszenia uzbrojenia: jeden wysięgnik (belka) pod kadłubem, po jednym pod kanałami chwytów powietrza i po jednym pod stałymi częściami nasady płata. Uzbrojenie podwieszane: rakiety powietrze-powietrze lub zasobniki z raketami niesterowanymi albo inne rodzaje uzbrojenia.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prototyp samolotu MiG-23 o zmiennej geometrii płata, wkrótce po oblataniu, został po raz pierwszy zademonstrowany podczas święta lotnictwa 9 lipca 1977 r. na lotnisku Domodedowo w Moskwie. Seria informacyjna MiG-23 została przekazana lotnictwu wojskowemu w 1970 r. Od 1973 r. samolot ten jest używany w dużej liczbie przez radzieckie lotnictwo myśliwskie. Następnie otrzymały go kraje Układu Warszawskiego oraz był eksportowany do 9 krajów azjatyckich i afrykańskich. Podczas wizyt lotnictwa radzieckiego we Francji, Finlandii i Szwecji był prezentowany lotnikom tych krajów, którzy wykonali na nim loty zapoznawcze. Po śmierci Artiona Mikojana w 1970 r. prace rozwojowe nad samolotem prowadzone są pod kierunkiem Rostisława Bielakowa.

Pierwszą wersją seryjną był MiG-23S napędzany silnikiem R-27 o ciągu 10 000 daN. Odmiana tego samolotu był MiG-23SM. Samoloty te miały cztery belki APU-13 na uzbrojenie podwieszane. Oba typy są wystawione w Muzeum Sił Zbrojnych ZSRR w Moskwie. Następna wersja to MiG-23M napędzany silnikiem R-29. Od poprzednich wersji różni się krótszą dyszą wylotową silnika oraz zmienionym kształtem skrzydeł. Najbardziej rozpowszechniona jest odmiana MiG-23M oznaczona MiG-23MF. Ma ona nowocześniejsze wyposażenie radiolokacyjne i ciepłopelengator pod kadłubem. Samolot używany jest od 1978 r. przez kraje Układu Warszawskiego. Jego wersja z uproszczonym wyposażeniem radiolokacyjnym i elektronicznym była eksportowana do Algierii, Kuby, Iraku i Libii. Wprowadzona w 1978 r. i zademonstrowana we Francji i Finlandii w tymże roku zmodyfikowana odmiana samolotu MiG-23MF ma zmniejszoną płetwę przed statecznikiem pionowym i skromniejsze wyposażenie radiolokacyjne.

W drugiej połowie lat siedemdziesiątych wszedł do użycia samolot szturmowy MiG-27 będący dalszym rozwinięciem samolotu MiG-23. Jego cechami charakterystycznymi są: krótki, skośnie ścięty w dół przód kadłuba przed kabiną pilota i zmienione wloty powietrza bez regulacji przekroju wlotu oraz inne uzbrojenie. Następnie powstał samolot myśliwsko-bombowy MiG-23BN o przodzie kadłuba podobnym jak w samolocie MiG-27. Wersja ta nie ma celownika radiolokacyjnego, lecz otrzymała laserowy dalmierz. Samolot jest stosowany przez lotnictwo Algierii, Czechosłowacji, Egiptu, Etiopii, Indii, Iraku, Kuby, Libanu, Syrii i Wietnamu.

Samolot MiG-23 ma również dwumiejscową wersję szkolno-bojową MiG-23U, która jest odmianą samolotu MiG-23MF. Może być ona również stosowana do zadań bojowych. Obie kabiny mają oddzielne osłony. Tyłne miejsce tego samolotu ma wysuwany widziej peryskopowy. Napęd samolotu stanowi silnik R-27. Samolot używany jest w ZSRR, państwach Układu Warszawskiego oraz w Egipcie, Indiach, Libii i na Kubie.

MiG-27, który jest dalszym rozwinięciem samolotu MiG-23, napędzany jest silnikiem dostosowanym do lotów na małych wysokościach. Samolot ten osiąga mniejszą prędkość maksymalną i niższy pułap niż MiG-23, gdyż te osiągi nie są zasadnicze w lotach szturmowych. Samolot otrzymał koła niskociśnieniowe dla ułatwienia korzystania z lotnisk gruntowych. Uzbrojenie stanowi działko grzebiostzałowe i pociski raketowe.

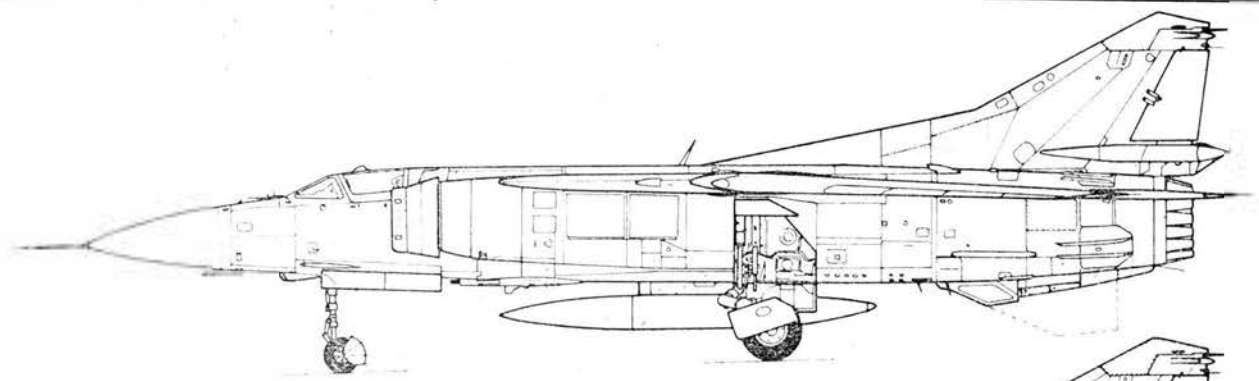
LITERATURA

1. P. BUTOWSKI: MiGi odrzutowe. *Skrzydłata Polska*, 9/1981, s. 8÷10.
2. P. BUTOWSKI: Samoloty MiG. *Wojskowy Przegląd Techniczny*, 2/1981.
3. P. BUTOWSKI: Nowoczesne samoloty bojowe ZSRR. *Przegląd Wojsk Lotniczych i WOPK*, 2/1982, s. 45÷51.
4. T.A.: Nowoczesny i potrzebny (MiG-23), *Wiraże*, 13/1982.
5. Z. CHMURZYŃSKI: Polskie MiG-23. *Skrzydłata Polska*, 1/1982, s. 4÷5.

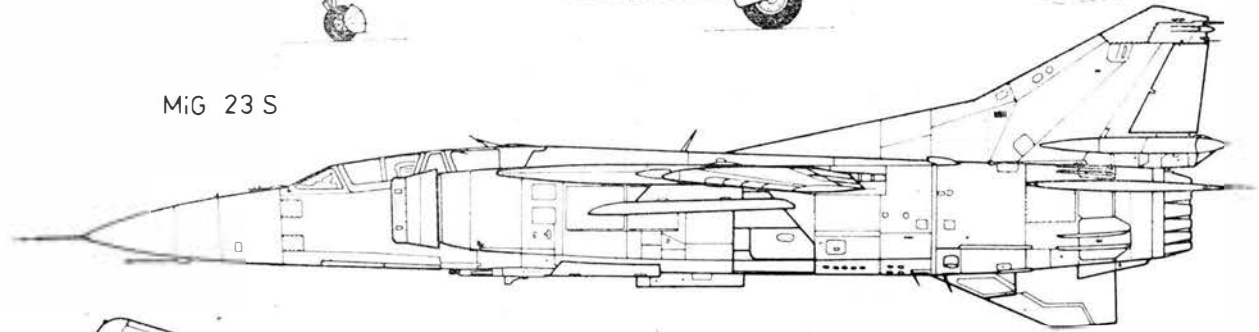
DANE TECHNICZNE (przybliżone)

Rozpiętość (skrzydła rozpostarte)	14,2 m
Rozpiętość (maks. skos skrzydeł)	8,2 m
Długość całkowita	16,8 m
Powierzchnia nośna	28 m ²

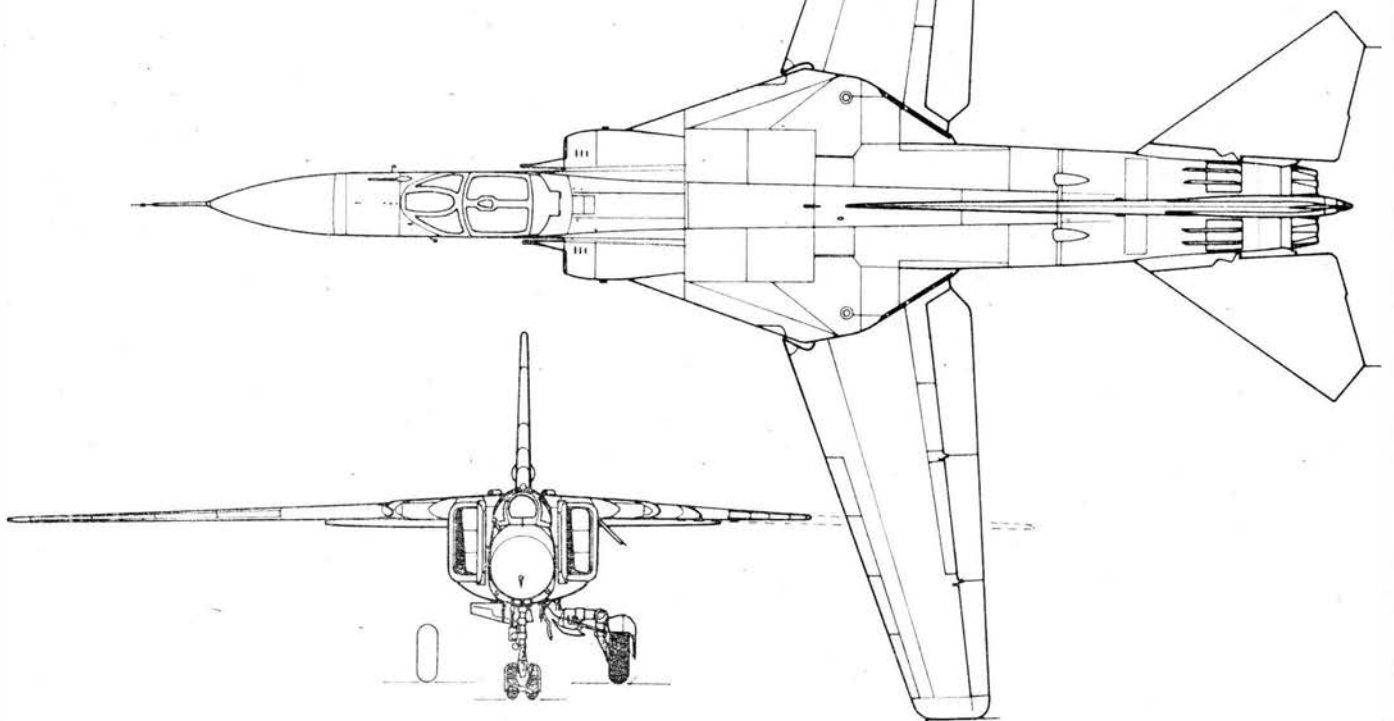
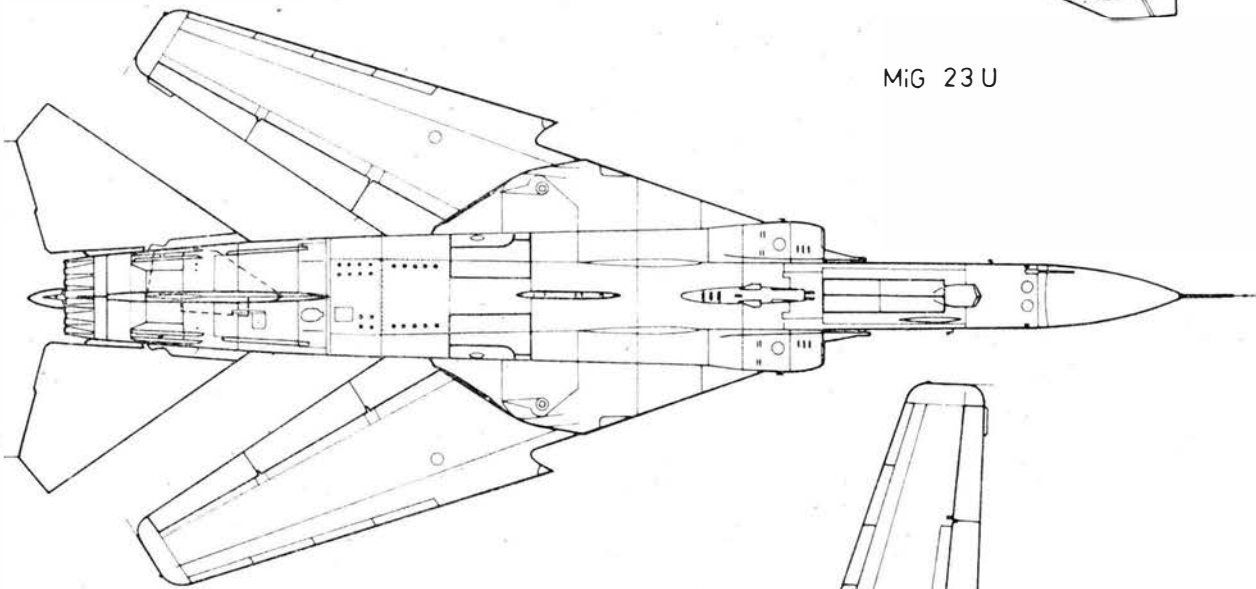
Masa startowa maks.	20 000 kg
Prędkość maks. (na dużej wysokości)	2500 km/h, M=2,3
Pułap	18 000 m
Rozbieg i dobieg	900 m
Zasięg maks.	3000 km A.G.



MiG 23 S



MiG 23 U



**SZKOLENIE
LOTNICZE**

- 1 — szkoła lotnicza, s. pilotów
- 2 — szkolenie w pilotażu, s. pilotów
- 3 — program szkolenia, p. lotów szkolnych
- 4 — selekcja wstępna pilotów
- 5 — próba psychotechniczna, test
- 6 — szkolenie teoretyczne
- 7 — s. naziemne, s. przed lotami
- 8 — s. na symulatorze
- 9 — instruktaż przed lotami
- 10 — omówienie lotów, ocena l.
- 11 — lot zapoznawczy
- 12 — szkolenie (lotnicze) początkowe, s. podstawowe
- 13 — lot po kręgu, krąg nadlotniskowy
- 14 — lot szkolny
- 15 — l. na dwusterze, szkolenie na d.
- 16 — (pierwszy) lot samodzielny, wyłasowanie
- 17 — trening lotniczy
- 18 — t. lotów samodzielnych
- 19 — lot dla przeszkolenia (na dany typ samolotu)
- 20 — przeszkolenie pilotów, trening doskonalący
- 21 — trening, szkolenie doskonalące
- 22 — nalot, wylatane godziny, czas lotu
- 23 — szkolenie w lotach bez widoczności, s. w l. wg przyrządów
- 24 — s. w akrobacji
- 25 — przelot
- 26 — lot kontrolny, l. na KTP, l. egzaminacyjny
- 27 — egzamin z pilotażu
- 28 — sprawność pilotażowa
- 29 — czucie sterowania
- 30 — błąd pilota, b. pilotażu
- 31 — (niezamierzone) przeciągnięcie
- 32 — odbicie „kangur”
- 33 — nagły niekontrolowany zakręt na ziemi
- 34 — zdolność do służby w powietrzu
- 35 — uczeń-pilot
- 36 — instruktor-pilot
- 37 — licencja pilota, świadectwo p.
- 38 — pilot-amator, p. turystyczny
- 39 — licencja pilota turystycznego
- 40 — pilot zawodowy
- 41 — licencja pilota zawodowego
- 42 — uprawnienia do lotów bez widoczności
- 43 — książka lotów
- 44 — pomoc szkoleniowa, urządzenie treningowe
- 45 — makleta
- 46 — symulator naziemny, kabina treningowa
- 47 — kabina t. dla nauki lotów bez widoczności
- 48 — naśladowanie, symulacja, imitacja
- 49 — symulator lotu
- 50 — s. l. z nieruchomą kabiną, kabina treningowa
- 51 — s. podejścia do lądowania
- 52 — s. z wizualizacją otoczenia
- 53 — s. z ruchomą kabiną, s. z r. podstawą
- 54 — s. z trzema stopniami swobody
- 55 — kabina symulatora, k. ucznia
- 56 — pulpity instruktora, stanowisko i.
- 57 — przelicznik analogowy, analogowa maszyna licząca
- 58 — imitator obciążeń aerodynamicznych sterów, mechanizm sztucznego czucia (sterowania)
- 59 — imitator dźwięków, i. hałasu

**FLIGHT
TRAINING**

- 1 — flying school, pilot s.
- 2 — flight training, flying t., pilot t.
- 3 — flying curriculum
- 4 — initial pilots selection
- 5 — psychotechnic test, ability t.
- 6 — theoretical training
- 7 — preflight training
- 8 — simulator t., simulated t.
- 9 — preflight briefing
- 10 — postflight critique
- 11 — familiarisation flight, fam flight
- 12 — ab initio training, elementary pilot t., primary t.
- 13 — box-pattern flight, circular f., round-robin f.
- 14 — training f.
- 15 — dual control f., d.c. training
- 16 — (first) solo flight
- 17 — practice f., practising f.
- 18 — solo practice
- 19 — transition f.
- 20 — refresher course, r. training
- 21 — advanced (flying) training
- 22 — flight hours
- 23 — blind-flying training, instrument (rating) f.t.
- 24 — acrobatic t.
- 25 — cross-country flight
- 26 — check flight
- 27 — flight tests
- 28 — flying skill, piloting s., stick and rudder s.
- 29 — control feel, f. of aircraft
- 30 — pilot's error
- 31 — (inadvertent) stall
- 32 — ballooning, bounce, skip (ping)
- 33 — groundloop, ground loop
- 34 — flying aptitude
- 35 — cadet pilot, pupil p., pilot under instruction, pilot trainee, student p., trainee (p.)
- 36 — check p., flight instructor, instructor p.
- 37 — p. certificate
- 38 — private p.
- 39 — private p. certificate
- 40 — commercial p.
- 41 — c.p. certificate
- 42 — instrument certificate, i. (flight) rating
- 43 — pilot log book
- 44 — training aid
- 45 — mock-up
- 46 — ground trainer, ground (based) simulator
- 47 — instrument trainer
- 48 — simulation
- 49 — flight trainer, pilot t., flight simulator
- 50 — fixed base simulator
- 51 — landing approach simulator, procedure trainer
- 52 — visual flight s.
- 53 — movable cockpit s.
- 54 — three-axis trainer, three-degree-of-motion t.
- 55 — simulator cockpit, pilot's station
- 56 — instructor deck
- 57 — analog computer
- 58 — air load simulator, (control) force s., feel s.
- 59 — noise simulator
- 60 — means for recording the flight path, path recorder
- 61 — aerodrome model
- 62 — terrain m.
- 63 — TV-camera
- 64 — television projector
- 65 — projection screen
- 66 — primary trainer, p. training aircraft
- 67 — dual control
- 68 — two-crew cockpit
- 69 — tandem-seat trainer
- 70 — side-by-side t.
- 71 — instrument flying hood, blind f.h.
- 72 — basic trainer
- 73 — advanced t.
- 74 — aerobatic t., acrobatic training aircraft

FLIEGERSCHULUNG

- 1 — Fliegerschule (f), Flugschule (f), Flugzeugführerschule (f)
- 2 — Fliegerschulung (f), Fliegerausbildung (f), Fliegerische Ausbildung (f), Flugzeugführerausbildung (f)
- 3 — Ausbildungsplan (m), Ausbildungsprogramm (n)
- 4 — Vorauswahl (f) der Piloten
- 5 — psychotechnische Prüfung (f)
- 6 — Theoretische Ausbildung (f)
- 7 — Bodentraining (n), Vorflugtraining (m)
- 8 — Flugsimulator-Schulung (f)
- 9 — Fluganweisung (f), Flugberatung (f), Flugvorbesprechung (f)
- 10 — Flugnachbesprechung (f)
- 11 — Einweisungflug (m)
- 12 — Anfangsschulung (f), Anfängerschulung (f), Grundausbildung (f)
- 13 — Platzflug (m), Platzrundflug (m), Platzrunde (f)
- 14 — Schulflug (m)
- 15 — Flug (m), am Doppelsteuer, Doppelsteuerschulung (f) (erster) Alleinflug (m)
- 16 — Flugpraxis (f)
- 17 — Alleinflugpraxis (f)
- 18 — Übergangflug (m), Umschulungsflug (m)
- 20 — Flugzeugführerüberprüfungslehrgang (m)
- 21 — Fortausbildung (f), Fortgeschrittenen-Ausbildung (f)
- 22 — Flugzeit (f), geleistete Flugstunden (fp)
- 23 — Blindflugausbildung (f), Instrumentenflug-Schulung (f)
- 24 — Kunstflugschulung (f)
- 25 — Überlandflug (m)
- 26 — Kontrollflug (m)
- 27 — Flugprüfung (f)
- 28 — Flieger-Leistungsfähigkeit (f)
- 29 — Steuerungsgefühl (n)
- 30 — Flieger-Fehler (m), Flugfehler (m)
- 31 — (unwillkürliches) Überziehen (n)
- 32 — Springen (n), „Fahrstuhl” (m)
- 33 — Ausbrechen (n)
- 34 — Fliegertauglichkeit (f), Flug (dienst)tauglichkeit (f)
- 35 — Flugschüler (m)
- 36 — Fliegerinstruktor (m), Fluglehrer (m)
- 37 — Fliegerzeugnis (n), Flugausweis (m), Flugschein (m), Flugzeugführerschein (m), Luftfahrerschein (m)
- 38 — Privatflieger (m), Privatflugzeugführer (m), Privatpilot (m)
- 39 — Befähigungsnachweis (m) für Privatflugzeugführer, Erlaubnis (f) f.P.
- 40 — Berufsflyer (m), Berufsflyerführer (m), Berufspilot (m)
- 41 — Berufspilotenausweis (m), Erlaubnis (f) für Berufsflyerführer
- 42 — besondere Berechtigung (f) für IFR-Flüge, Blindflugschein (m)
- 43 — Flugbuch (n)
- 44 — Schulungsgerät (n)
- 45 — Attrappe (f)
- 46 — Bodenausbildungsgerät (n), Bodenübungsgerät (n)
- 47 — Instrumentenflug-Übungsgerät (n)
- 48 — Simulation (f), Nachahmung (f)
- 49 — Fliegerschulungsgerät (n), Fliegerübungsgerät (n), Flugtrainer (m), Flugübungsgerät (n), Simulator (m)
- 50 — Flugsimulator (m) mit unbeweglicher Grundlage
- 51 — Landeverfahren-Übungsgerät (n)
- 52 — Flugsimulator (m) mit Umgebungssimulation
- 53 — F. mit beweglicher Grundlage
- 54 — Dreiachsenübungsgerät (n)
- 55 — Schülerrkabine (f)

**ЛЕТНАЯ
ПОДГОТОВКА**

- 1 — летная школа, ш. летной подготовки, авиационное училище
- 2 — обучение летчика, о. полетам, летная подготовка
- 3 — программа учебных полетов
- 4 — начальный отбор летчиков
- 5 — психотехническое испытание
- 6 — теоретическое обучение
- 7 — наземная подготовка
- 8 — обучение на тренажере
- 9 — предполетный инструктаж
- 10 — послеполетный разбор, р. полетов
- 11 — ознакомительный полет
- 12 — начальная летная подготовка
- 13 — аэродромный полет, полет по кругу, п. по корбочке
- 14 — учебный полет
- 15 — полет с инструктором на самолете с двойным управлением
- 16 — самостоятельный полет, с. влёт
- 17 — тренировочный полет, летная практика
- 18 — тренировка одиночных полетов
- 19 — полет по программе переучивания
- 20 — курс переподготовки летчиков, переподготовка
- 21 — повышенная летная подготовка
- 22 — налет, часы полета
- 23 — обучение слепым полетам, о. пилотированию по приборам
- 24 — обучение высшему пилотажу
- 25 — перелет
- 26 — контрольно-проверочный полет, зачетный п., п. на проверку техники пилотирования
- 27 — летный зачет
- 28 — пилотажное мастерство
- 29 — чувство управления
- 30 — ошибка пилотирования, о. летчика
- 31 — непреднамеренный срыв, непреднамеренное сваливание
- 32 — взмывание (при посадке), «козление», «козел»
- 33 — резкий, неуправляемый разворот на земле
- 34 — годность к легкой службе, летные способности
- 35 — слушатель летной школы, курсант л.ш., (летчик)-курсант, обучаемый летчик
- 36 — летчик — инструктор
- 37 — свидетельство летчика, удостоверение летчика
- 38 — летчик-любитель, л.-частник
- 39 — свидетельство летчика любителя, с. частного л.
- 40 — профессиональный летчик
- 41 — диплом профессионального летчика
- 42 — свидетельство о допуске к полетам по приборам, квалификация дающая право п. по б.
- 43 — летная книжка
- 44 — тренировочный прибор, учебная аппаратура, тренажер
- 45 — макет
- 46 — наземный тренажер
- 47 — т. для подготовки к полетам по приборам
- 48 — имитация, моделирование
- 49 — пилотажный тренажер, летный тренажер, летающий т., имитатор условий полета
- 50 — т. с неподвижной кабиной
- 51 — т. для отработки элементов захода на посадку
- 52 — т. для условий визуального полета
- 53 — т. с подвижной кабиной
- 54 — т. с тремя степенями свободы
- 55 — кабина тренажера
- 56 — пульт инструктора, рабочее место и.
- 57 — аналоговая вычислительная машина, а. ЭВМ, аналоговый вычислитель
- 58 — имитатор аэродинамических нагрузок, и. усилий в системе управления
- 59 — имитатор шума
- 60 — регистратор траектории полета, траектограф
- 61 — макет аэродрома
- 62 — м. местности
- 63 — телевизионная камера
- 64 — телевизионный проектор

Parametry klimatu akustycznego

L_{eq} — ekwiwalentny (równoważny) trwały poziom hałasu — Equivalent continuous sound level

Pod pojęciem ekwiwalentnego poziomu hałasu niestacjonarnego rozumie się poziom dźwięku stacjonarnego o analogicznym widmie mający taki sam wpływ na organizm ludzki jak hałas niestacjonarny

$$L_{eq} = 10 \lg \left[\frac{1}{T} \sum_{i=1}^n t_i \cdot 10^{0.1 L_{Ai}} \right]$$

gdzie: T — przedział czasowy,
 L_{Ai} — wartość poziomu dźwięku w przedziale czasowym t_i ,
 L_{dn} — dobowy ekwiwalentny poziom hałasu (dzienno-nocny). 24-godzinny L_{eq} z tym, że 10 dB dodaje się do wszystkich wartości hałasu mierzonych pomiędzy 22⁰⁰ i 7⁰⁰.

L_N — wartość poziomów statystycznych — Percentage level exceeded

Poziom dB(A), przekraczany przez N % czasu, np. L_{90} oznacza poziom dB(A) przekraczany przez 90% czasu, powszechnie używany do oceny poziomu hałasu otoczenia.

L_{AX} — Poziom hałasu pojedynczego zdarzenia — Single event noise exposure level

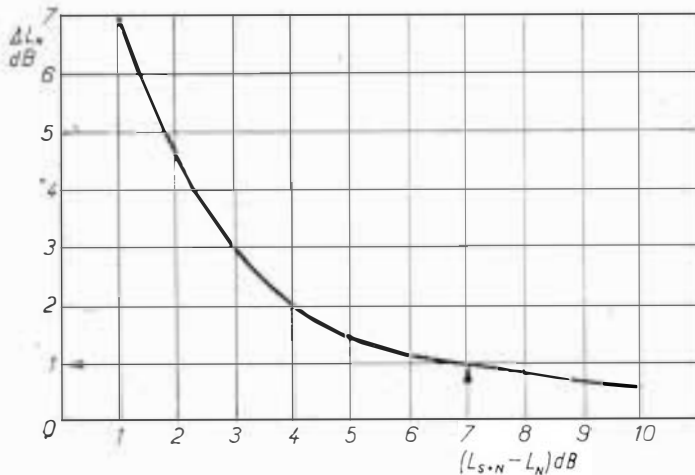
Poziom dB(A), który — gdyby trwał w czasie 1 sekundy — wytworzyłby tę samą ilość energii akustycznej (skorygowanej przy pomocy skali „A”) jako dane zdarzenie.

L_{NP} — Poziom hałasu emitowanego — Noise pollution level
 Odmiana L_{eq} uwzględniająca krótkookresową zmienność poziomu hałasu. Dla rozkładu Gaussa poziomu dB(A).

Całodobowy poziom hałasu emitowanego przez samoloty NEF — Noise exposure forecast

Złożone kryterium używane dla przewidywania przyszłego oddziaływania hałasu portów lotniczych.

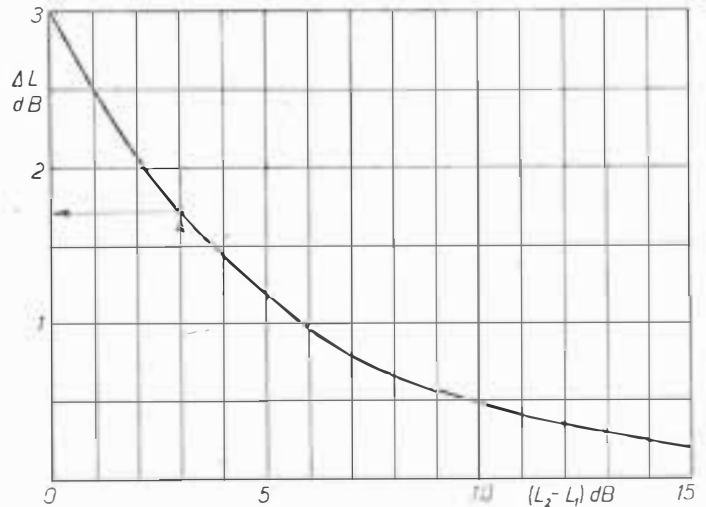
Obliczenia uwzględnia poziom EPNL (Effective Perceived Noise Level) dla każdego typu samolotu, profilu lotu, liczby lotów dziennie, pory dnia itp. Używane ogólnie do określania linii równego NEF dla obszarów w okolicy portów lotniczych.



Rys. 1
 Metoda opracowana i stosowana w USA.

Wskaźnik hałasu i powtarzalności
 NNI — Noise and number index

Wskaźnik hałasu i powtarzalności oparty jest na analizie statystycznej wzajemnych powiązań między mierzonymi poziomem odczuwalnego hałasu w PNdB i liczbą przelotów oraz wynikami badań socjologicznych. Metoda stosowana i opracowana w Wielkiej Brytanii.



Rys. 2
 L_{EPN} — efektywny poziom hałasu odczuwalnego — Effective perceived noise level (EPNL)

System oceny hałasu lotniczego uwzględniającej nie tylko charakterystykę częstotliwości badanego hałasu, wykorzystywaną przy obliczaniu jednostek PNdB (PNL), lecz również czas oddziaływania i nieciągłe składowe w widmie hałasu. Jednostki pomiarowe EPNdB.

Złożone wyrażenie używane do certyfikacji typów samolotu pod względem hałasu przy przelocie.

L_{PN} — poziom odczuwanego hałasu — Perceived noise level (PNL)

Jednostka pomiaru poziomu hałasu dokładnie odpowiadająca subiektywnym reakcjom mieszkańców narażonych na działanie hałasu. Określenie jednostki PNdB oparte jest na kalkulacji Stevensa.

Szumy otoczenia. Odejmowanie poziomów ciśnienia akustycznego

Jednym z czynników mających wpływ na dokładność pomiarów jest poziom szumu otoczenia w stosunku do poziomu hałasu, który podlega pomiarowi. W praktyce, aby sygnał mierzony nie „utonął” w szumie otoczenia, poziom tego sygnału powinien być przynajmniej o 3 dB wyższy niż poziom szumów tła. Poza tym, w celu uzyskania prawidłowego rezultatu pomiaru, należy dodatkowo wprowadzić odpowiednią korekcję pomiaru. I tak, w celu przeprowadzenia pomiarów poziomu dźwięku maszyny w warunkach wysokiego poziomu szumów otoczenia należy:

- Zmierzyć całkowity poziom hałasu z pracującą maszyną.
- Wyłączyć maszynę i zmierzyć poziom szumów otoczenia.
- Porównać wyniki pomiarów. Jeśli różnica wynosi poniżej 3 dB oznacza to, że poziom szumów tła jest zbyt wysoki do przeprowadzenia dokładnych pomiarów. Różnica pomiędzy 3 a 10 dB oznacza konieczność skorygowania rezultatów pomiaru przez wprowadzenie odpowiedniej poprawki. Powyżej 10 dB dodawanie poprawki nie jest konieczne.
- W celu wzięcia pod uwagę wartości poprawki, na osi odczytanych (rys. 1) znajduje się punkt odpowiadający różnicy $L_{s+n} - L_n$ a następnie rzutując go przez krzywą, odczytuje się wartość poprawki ΔL_n w dB.
- Od wartości całkowitego poziomu hałasu odejmuje się wartość odczytanej poprawki ΔL_n dB. Otrzymany wynik jest szukanym poziomem hałasu maszyny.

Przykład:

1. Całkowity poziom hałasu = 60 dB
2. Szumy otoczenia = 53 dB

3. Różnica = 7 dB
4. Wartość poprawki (rys. 1) = 1 dB
5. Poziom hałasu maszyny = 60 - 1 = 59 dB

Dodawanie poziomów dźwięku

Jeśli znany jest poszczególny poziom hałasu maszyn, a pożądana jest znajomość całkowitego poziomu hałasu, gdy maszyny pracują jednocześnie, to ich indywidualne poziomy hałasu należy zsumować.

W celu dodania dwóch poziomów hałasu i znalezienia odpowiedniej poprawki należy:

1. Zmierzyć poziom hałasu maszyny 1 (L_1) i maszyny 2 (L_2)
2. Znaleźć różnicę pomiędzy tymi poziomami $L_2 - L_1$
3. Na osi odciętych (rys. 2) znaleźć punkt odpowiadający różnicy $L_2 - L_1$, a następnie, rzutując go przez krzy-

wą wykresu, znaleźć odpowiadający mu punkt na osi rzędnych ΔL .

4. Do najwyższego poziomu hałasu dodać wartość znalezionej poprawki ΔL . Otrzymany wynik jest szukanym poziomem hałasu jednocześnie pracujących urządzeń.

Przykład:

1. Maszyna 1 = 85 dB
2. Maszyna 2 = 82 dB
3. Różnica = 3 dB
4. Wartość poprawki (rys. 2) = 1,7 dB
5. Szukany, wypadkowy poziom hałasu = 86,7 dB

Na podstawie materiałów informacyjnych i poradników firmy Brüel and Kjaer, Naerum, Denmark

opracowali: mgr inż. Andrzej Chyła
mgr inż. Andrzej Kardymowicz

Dokumenty i wydawnictwa ICAO

Do statutowych zadań ICAO — Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego — należą działania mające na celu szeroko pojęty rozwój lotnictwa cywilnego na całym świecie.

Jednym ze sposobów realizacji tych zadań jest udostępnianie informacji na tematy organizacyjne, prawne, techniczne i medyczne oraz zagadnień ruchu lotniczego. Dlatego — oprócz aneksów do Konwencji o Międzynarodowym Ruchu Lotniczym — ICAO opracowuje i wydaje wiele dokumentów mających postać poradników, wytycznych bądź zestawień, podających współczesny stan wiedzy i organizacji w zakresie poszczególnych zagadnień, a także opisujących procedury uznane za najbardziej godne polecenia.

Ruch lotniczy — szczególnie międzynarodowy — jest tą dziedziną, w której konieczność wymiany doświadczeń i ujednoczenia służb i organizacji jest najbardziej oczywista.

Ze względu na fakt, że publikacje ICAO nie są na ogół znane polskiemu czytelnikowi, poniżej podajemy pełny ich wykaz wraz z symbolami i datami wydania, aby ułatwić zainteresowanym odnalezienie właściwych pozycji.

I. ANEKSY

Aneks*, Dokument (oznaczenie)	Tytuł	Wydanie	Uzupełnienia włączone	Data wydania	Uzupełnienia wydane później (nie włączone)
1	2	3	4	5	6
1	Licencjonowanie personelu	VI	1—156	2.I.75	157
2	Prawa ruchu powietrznego	VI	1—12	4.II.71	13—21
3	Służba meteorologiczna międzynarodowego ruchu lotniczego	VIII	1—60	12.VIII.76	61, 62
4	Mapy lotnicze	VII	1—45	10.VIII.78	—
5	Jednostki miar do stosowania w ruchu lotniczym i na ziemi	IV	1—13	26.XI.81	—
6	Użytkowanie samolotów Część I	III	1—4	1.III.73	5—13
8	Międzynarodowe przewozy powietrzne-odpłatne Część II	II	1—3	18.IX.69	—
9	Międzynarodowe lotnictwo ogólnego zastosowania	VI	1—91	23.V.74	92
10	Zdatność do lotu statków powietrznych	VII	1—8	15.VII.74	9—11
11	Ułatwienia	—	—	—	—
12	Telekomunikacja lotnicza Tom 1, cz. 1	III	1—50	7.XII.72	51—61
13	Wyposażenie i systemy cz. 2	—	—	—	—
14	Częstotliwości radiowe Tom II	—	—	—	—
15	Procedury komunikacyjne (włącznie z PANS)	III	1—50	7.XII.72	51—61
16	Służba ruchu lotniczego	VII	1—25	10.VIII.78	26
17	Poszukiwania i ratownictwo	VI	1—11	9.X.75	12
18	Badanie wypadków lotniczych	V	1—6	29.XI.79	—
19	Lotniska	VII	1—30	30.XII.76	31—34

1	2	3	4	5	6
15	Lotnicza służba informacyjna	VI	1—15	23.V.74	16—20
16	Hałas lotniczy	III	1—4	10.VIII.78	—
17	Bezpieczeństwo-zabezpieczenie międzynarodowego lotnictwa przed aktami bezprawnymi	I	—	27.II.75	1—3
II. Procedury służb nawigacji lotniczej (Procedures for air navigation services — PANS) Ze względu na specyfikę słownictwa — tytuły podano w wersji oryginalnej, uzupełnionej odpowiednikiem polskim					
4414-RAC/501/11	RAC-Rules of the Air and Air Traffic Services (Zasady ruchu powietrznego i służb kontroli ruchu)	XI	1—10	10.VIII.78	11
8168-OPS/611/3	OPS-Aircraft Operations (Użytkowanie statków powietrznych)	III	1—8	6.I.72	9—13
8168/OP/611 Vol. II	OPS-Aircraft Operations Volume II -Construction of Visual and Instrument Flight Procedures (Tworzenie procedur wizualnych i przyrządowych)	I	—	25.XI.82	—
8100/3	ABC-ICAO Abbreviations and Codes (skrótowy i kody)	III	1—8	6.I.72	9—15
7030/2	Regional Supplementary Procedures (Regionalne procedury pomocnicze)	II	1—133	16.IX.71	134—153

*Aneks oznaczono liczbami od 1 ÷ 17

III. Oznaczenia i wskaźniki

Dokument (oznaczenie)	Tytuł	Bieżące wydanie	
		Numer	Data
7910/30 8585/42	Location Indicators (Wskaźniki położenia) Designators for Aircraft Operating Agencies, Aeronautical Authorities and Services (Oznaczenia agencji użytkujących samoloty, władz lotniczych i służb)	XXX	4/80
8643/12	Aircraft Type Designators (Oznaczenia typów statków powietrznych)	XI, II, XII	4/80 5/80
IV. Dokumenty dotyczące ułatwień i służb			
7100-AT/707	Manual of Airport and Air Navigation Facility Tariffs (Wykaz opłat w portach lotniczych oraz za korzystanie z pomocy nawigacyjnych)	—	1979
7101-MAP/563/23	Aeronautical Chart Catalogue Map Lotniczych	XXI, II	7/78
7383-AIS/503/51	Aeronautical Information Services provided by States (Państwowe Służby Informacji Lotniczej)	I, I	4/80
V. Systemy nawigacji lotniczej			
7474/22	Rejon Afryka i Ocean Indyjski	XXII	7/79
7754/22	Europa	—	—
8700/12	Bliżni Wschód i Azja Płd.-Wschodnia	XII	8/78
8733/11	Karaiby i Ameryka Południowa	—	—
8755/10	Północny Atlantyk, Północna Ameryka i Pacyfik	X	9/77

VI. Poradniki techniczne

Dokument (oznaczenie)	Tytuł	Numer	Data	Uzupełnienia wydane (numery)
6920-AN/ /855/4 7192-AN/ /857	Manual of Aircraft Accident Investigation (Badanie wypadków lotniczych) Training Manual (Szkolenie)	IV	1970	1-9
	Część A-1. Zagadnienia ogólne	I	1975	—
	A-3. Zagadnienia naziemne	I	1975	—
	B-1. Piloci-licencje samolotowe	I	1975	—
	B-2. Piloci-licencje śmigłowcowe	I	1977	—
	C-1. Nawigator lotniczy	I	1975	—
	C-3. Mechanik pokładowy	I	1977	—
	D-1. Technik obsługi statków powietrznych, Typ II i Typ I	I	1976	—
	D-2. Kontroler ruchu lotniczego	I	1977	—
	D-3. Funkcjonariusz operacyjny ruchu lotniczego	I	1975	—
	E-1. Personel kabinowy	I	1976	—
	E-2. Personel lotniskowej straży pożarnej	I	1976	—
	E-3. Personel służby informacji lotniczej	I	1980	—
	8 Operator radiowy (lotniczy)	II	1959	—
	19 Pilot rolniczy	I	1969	—
7333-AN/ /859	Search and Rescue Manual (Poszukiwanie i ratownictwo) Część 1. Organizacja poszukiwania i ratownictwa	III	1970	—
	Część 2. Procedury poszukiwania i ratownictwa	III	1970	—
7488/2	Manual of ICAO Standard Atmosphere (Atmosfera wzorcowa ICAO)	II	1964	—
7946-AN/ /868/4 8071	Manual of Teletypewriter Operation Practices (Praktyka w zakresie obsługi teleksu) Manual of Testing of Radio Navigation Aids (Badanie pomocy radionawigacyjnych)	IV	1969	1-7
	Volume I	III	1972	—
	Volume II	III	1972	1-4
8126-AN/ /872/2 8259-COM/ / 553/4	Aeronautical Information Services Manual	II	1968	1-11
	Manual of the Planning and Engineering of the Aeronautical Fixed Telecommunication Network (Planowanie i budowa stałych sieci telekomunikacji lotniczej)	IV	1973	—

EO/23/K/82

8335-AN/ /879/2	Manual of Procedures for Operations Certification and Inspection (Procedury certyfikacji i inspekcji użytkowania sprzętu)	II	1974	—
8697-AN/ /889	Aeronautical Charts Manual (Poradnik z zakresu map lotniczych)	I	1968	1-10
8702-AN/ /888	Manual for Construction of Holding Areas (Tworzenie stref oczekiwania)	I	1968	—
8896-AN/ /893/2	Manual of Aeronautical Meteorological Practice (Praktyka meteorologii lotniczej)	II	1977	1,2
8984-AN/ /895	Manual of Civil Aviation Medicine (Medycyna lotnicza)	I	1974	—
	Do powyższego wydano także			
	Addendum Nr 1		1.8.1975	
	Addendum Nr 2		1.11.1976	
9051-AN/ /896	Airworthiness Technical Manual (Poradnik techniczny z zakresu zdolności do lotu)	I	1974	1-4
9057-AN/ /897	Manual of Licensing Practices and Procedures (Praktyka i procedury wydawania licencji)	I	1974	—
9137-AN/ -898	Airport Services Manual (Służby portu lotniczego)			
	Część 1. Ratownictwo i zwalczanie pożarów	I	1977	1,2
	Część 2. Stan nawierzchni utwardzonej	I	1977	1
	Część 3. Zwalczanie ptaków	II	1978	—
	Część 4. Rozpraszanie mgły	I	1977	—
	Część 5. Usuwanie uszkodzonych samolotów	I	1977	1,2
	Część 6. Przeszkody	I	1977	1
9150-AN/ /899	Stolport Manual (Porty lotnicze dla samolotów STOL)	I	1976	—
9156-AN/ /900	Accident/Incident Reporting Manual (ADREP Manual) (Zgłaszanie wypadków i zdarzeń)	I	1976	1-6
9157-AN/ /901	Aerodrome Design Manual (Projektowanie lotnisk)			
	Część 1. Pasy startowe	I	1980	—
	Część 2. Drogi do kolowania, płyty postojowe	I	1977	—
	Część 3. Nawierzchnie utwardzone	I	1977	—
	Część 4. Pomoc wizualne	I	1976	1,2
9181-AN/ /902	Airport Planning Manual (Planowanie portów lotniczych)			
	Część 1. Planowanie podstawowe	I	1977	—
	Część 2. Wykorzystanie gruntów i ochrona środowiska	I	1977	—
9261-AN/ /903	Helicopter Manual (Porty śmigłowcowe)	I	1979	—

Wybrał i zestawił: A.K.

cd. ze s. 14

$S = 2,48 \text{ cm}$, powierzchnia zewnętrzna łopatki $S_a = 52,4 \text{ cm}^2$.

Zmniejszenie przekroju palisady pociąga za sobą zmniejszenie natężenia przepływu powietrza przez silnik, a w związku z tym:

— spadek prędkości obrotowej (aby ją utrzymać, należy zużyć więcej paliwa),

— wzrost temperatury przed i za turbiną, która przy znacznym oblodzeniu w krótkim czasie przekracza wartość dopuszczalną,

— zmniejszenie ciągu silnika,
— zmniejszenie prędkości lotu.

b. Zmiana profilu łopatek spowodowana nagromadzeniem się lodu; powoduje to: znaczny spadek sprawności sprężarki i możliwości niestatecznej pracy sprężarki.

c. Niebezpieczeństwo oderwania się kawałków lodu z obmarzniętych powierzchni kanału wlotowego i wpadania ich do sprężarki. Duże bryły lodu mogą uszkodzić łopatki i spowodować poważne uszkodzenie silnika.

d. Zgaśnięcie silnika z powodu:

— zatkania lodem przekroju przepływowego kierownicy wlotowej sprężarki,

— zatkania kanałów wlotowych silnika przez osadzające się kryształki lodu.

f. Zmianę profilu aerodynamicznego w poszczególnych przekrojach łopaty śmigła, co pociąga za sobą:

— spadek sprawności śmigła,

— zmniejszenie ciągu,

— zmniejszenie prędkości lotu,

— niewyważenie łopat śmigła, powodujące ich drgania bardzo często prowadzące do zniszczenia silnika.

* * *

Aby zabezpieczyć silnik turbinowy przed niepożądanymi skutkami oblodzenia, powierzchnie, na których występuje oblodzenie muszą być ogrzewane w sposób gwarantujący

dostateczne przyrosty temperatur, uniemożliwiające gromadzenie się na nich lodu.

Część energii cieplnej, potrzebnej do tego celu, wytwarzana jest przez dynamiczne sprężanie powietrza przed wlotem silnika. W zakresie pod- i przydźwiękowych prędkości lotu dynamiczne przyrosty temperatur nie wystarczają do ochrony powierzchni elementów wlotowych silnika przed oblodzeniem. Pozostała część potrzebnej energii cieplnej dostarczana jest przez grzewczą instalację przeciwołodzienną. Gdy silnik nie jest wyposażony w instalację przeciwołodzienną, w instrukcjach eksploatacji podane są odpowiednie ograniczenia czasowe i inne, których spełnienie gwarantuje niedopuszczenie do oblodzenia elementów wlotowych zespołu napędowego.

LITERATURA

- O. R. BALLARD & B. Quan: Ice Crystals — A new icing Hazard-Canadian Aeronautical Journal, January 1958, No 1, Vol. 4.
- G. L. Shires & G. E. MUNUS: The icing of Compressor Blades and their Protection by Surface Heating. ARC Technical Report R a. M. No 3041.
- A. I. TESLENKO: Námraza plynových turbin. *Křídla Vlasti* 28.3.1961, 11.4.1962.
- A. I. TESLENKO: Borba s obledienjem gazoturbinnych dwigatielej. *Wiestnik Wozlusznozo Flota* nr 10, 1959.
- A. I. TESLENKO: Oblozenie silnikow odrzutowych. *Technika Lotnicza*, nr 5, 6, 1960 r.
- R. X. TIENLISZJEW, W. N. LEONTIEW: Protivoobledienitielnyje sistemy letatielnych aparatow. *Maszynostrojenije* 1967.
- N. D. VAN SICKLE: Modern Airmanship. D. Van Nostrand Co. Princeton, New Jersey.
- W. ZINNERT: Probleme der Vereisung von TL und PTL — Triebwerken. *Technisch-Ökonomische Informationen der Zivilluftfahrt* 1/1968.
- V. HUDSON: Convair 600 Engine pod anti-icing. *Shell Aviation News*, September 1960, No 267.
- Aviation Weather — Chapter 12 — Icing 1965.
- J. A. HAY: Electrical or Hot Gas Thermal Ice Protection. *The Journal of Society of Licensed Aircraft Engines*, October, 1958.
- The Flight Development Establishment of D. Napier and Sohn Ltd. Icing Research and Environmental Tsting. *The Journal of the Society of Licensed Aircraft Engineers*, March, 1958.

Zastosowanie analizy trwałości zmęczeniowej do oceny skutków uszkodzeń lokalnych i efektów napraw powłok skrzydła.

Cz. III. Przykład stosowania analizy trwałości zmęczeniowej z wykorzystaniem jednostkowego zużycia zmęczeniowego

Dr inż. STANISŁAW DANILECKI

Institut Techniki Lotniczej
i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

Liczbowy przykład stosowania proponowanej analizy trwałości zmęczeniowej zostanie przedstawiony dla przypadku, gdy w dolnej rozciąganej powłoce skrzydła samolotu transportowego pojawia się uszkodzenie lokalne. Zachodzi konieczność oceny jego skutków i ewentualnej interwencji naprawczej. Ponieważ nie spotyka się jeszcze w publikacjach z tej dziedziny wyników badań modeli uszkodzeń lokalnych, dlatego zostaną przedstawione wyniki badań autora przeprowadzone w Politechnice Warszawskiej. Obejmują one najpierw badania modelu uszkodzenia lokalnego, następnie tzw. wstępnego zabiegu naprawczego oraz dwu wariantów naprawy uszkodzenia lokalnego: z użyciem klejenia i z użyciem nitowania. Warunki obciążeń zewnętrznych wyznaczone zostały widmem podmuchów otrzymanym przez Taylora, reprezentatywnym dla środkowoeuropejskich warunków meteorologicznych.

Dobór elementów próbnych

Dobór kształtu próbki do badań uszkodzenia lokalnego wynika z obserwacji, że rozstawienie podłużnic w dolnym pokryciu w przyjętych do rozważań samolotach zawierało się w granicach 80-120 mm. Zdecydowano się więc na próbkę o szerokości $b = 100$ mm. Stąd wynika długość próbki w przestrzeni pomiarowej $l_0 = 2 \cdot b = 200$ mm, a wraz z nadatkami na uchwyty $l = 285$ mm (rys. 11). Jako typowy materiał na tego rodzaju powłokę przyjęto blachę duralową PA7-N-ta o grubości 1,0 mm. Próbkę wykonano z arkusza blachy atestowanej frezując je w pakietach. Wiele uwagi poświęcono doborowi uszkodzenia.

Z doświadczenia wynikającego z wieloletniej praktyki autora w państwowym nadzorze lotniczym nad eksploatacją samolotów wynika, że liczne przypadki uszkodzeń powłoki ciągłej mają charakter dość głębokiego zagniecenia lub przebicia, przy czym wymiary uszkodzeń można opisać okręgiem o średnicy 6-12 mm. Jako najbardziej niebezpieczne wybrano uszkodzenie o charakterze przebicia z ostrymi poszarpanymi krawędziami. Uszkodzenie takie wykonano przez przebicie blachy na maszynie wytrzymałościowej stalowym penetratorem zakończonym ostrzem stożkowym. Powtarzalność procesu technologicznego, a tym samym powtarzalność uszkodzenia w różnych próbkach uzyskano zachowując stałą prędkość posuwu penetratora oraz stałą wartość jego przesunięcia względem blachy (rys. 12). Otrzymane modelowe uszkodzenie nie wykraczało swymi wymiarami poza opisujący je okrąg o średnicy 8 mm, a istotne dla próby odkształcenie trwałe płaszczyzny próbki spowodowane przebicciem zawierało się wewnątrz współśrodkowego z poprzednim okręgiem o średnicy 25 mm.

Dobór obciążenia

Dobór obciążenia do badań wykonano opierając się na spostrzeżeniu, że dla dolnych rozciąganych duralowych powłok skrzydeł naprężenia rozciągające w locie poziomym ustalonym, tzn. przy współczynniku obciążeń $n = 1$, zawierają się w granicach 40-50 MN/m², co oznacza osiągnięcie przy obciążeniach niszczących dla współczynnika bezpieczeństwa $\nu = 1,5$ wartości naprężeń 228-285 MN/m² w powłoce ciągłej oraz naprężeń bliskich wytrzymałości doraź-

nej w połączeniach nitowych. Po stronie ściskanej oznacza to, że elementy wzdłużne z szerokościami współpracującymi blachy tracą stateczność przy poziomach naprężeń 170-210 MN/m². Kierując się zamiarem skrócenia badań trwałości zmęczeniowej i chęcią objęcia badaniami większego zakresu amplitud naprężeń dla krzywej zmęczeniowej oraz pragnąc uprościć próbę do obciążeń tylko rozciągających zbliżonych poziomem do innych dostępnych w literaturze badań przydatnych do porównań, postanowiono przyjęć poziom naprężeń średnich w ciągłej powłoce nie uszkodzonej dla ww. stanu odniesienia $\sigma_m = 97,5$ MN/m².

Zagadnienie uwzględnienia w ocenie trwałości zmęczeniowej wpływu naprężeń pochodzących od obciążeń skrzydła momentem skręcającym zasygnalizowane zostało przez E. Hairego. Uwzględnienie to sprowadza się w badaniach i obliczeniach trwałości zmęczeniowej do przyjęcia naprężeń średnich jako głównych dodatnich, czyli:

$$\sigma_{m_{\max}} = \frac{\sigma_m}{2} + \sqrt{\left(\frac{\sigma_m}{2}\right)^2 + \tau_m^2} \quad (32)$$

gdzie: σ_m — naprężenia średnie rozciągające (od momentu gnącego), τ_m — naprężenia średnie ścinające (od jednocześnie działającego momentu skręcającego).

Występujących z nimi naprężeń $\sigma_{m_{\min}}$ działających w kierunku prostopadłym do $\sigma_{m_{\max}}$:

$$\sigma_{m_{\min}} = \frac{\sigma_m}{2} - \sqrt{\left(\frac{\sigma_m}{2}\right)^2 + \tau_m^2} \quad (33)$$

nie uwzględnia się jako nie wpływających w istotny sposób na trwałość zmęczeniową.

W konstrukcjach powłokowych skrzydeł samolotów stosunek naprężeń rozciągających do naprężeń ścinających w dominującym zakresie warunków użytkowania zawiera się zwykle w granicach 1-3. Przyjmując zatem wartość pośrednią utrzymujemy dla warunków próby, że fragment powłoki skrzydła powinien być obciążony w warunkach odniesienia wzdłuż osi równoległej do kierunku rozpiętości naprężeniami średnimi rozciągającymi $\sigma_m = 97,5$ MN/m² przy jednoczesnym istnieniu naprężeń średnich ścinających $\tau_m = 48,7$ MN/m², co prowadzi do naprężeń głównych $\sigma_{m_{\max}} = 117,7$ MN/m² i $\sigma_{m_{\min}} = -20,2$ MN/m² w układzie współrzędnych obróconych o 22°30'.

Przebieg badań

Próby zmęczeniowe wykonano na maszynie przystosowanej do prowadzenia długotrwałych prób zmęczeniowych. Próby zmęczeniowe prowadzono ze stałą dla wszystkich przypadków częstością zmian obciążeń wynoszącą 1000 1/min. Odczytu liczby zmian dokonywano z dokładnością do ± 50 cykli, obciążenie ustalano z dokładnością do ± 30 N.

Opracowanie wyników przeprowadzono opierając się na założeniu, że logarytmny trwałości próbek na badanym poziomie naprężeń spełniają warunki rozkładu normalnego.

Do badań na poszczególnych poziomach amplitudy naprężeń σ_a używano nie mniej niż 7 próbek, dlatego oprócz podania wyników dla trwałości średniej $P = 0,5$ można było opracować również wyniki badań dla mniejszego prawdopodobieństwa. Wyniki te posłużyły później jako da-

ne wyjściowe do analitycznego przedstawienia krzywej zmęczenia. Zestawiono je w tabl. 3, w której podano odchylenie standardowe odniesione do wartości średniej $\log N_{sr}$ w celu umożliwienia porównywalności wyników podobnie przeprowadzonych badań.

Przeliczenia widma podmuchów na widmo naprężeń dokonano przy realnym założeniu, że podmuch pionowy o prędkości 15 m/s napotkany przez samolot w czasie lotu z prędkością przelotową v_c powoduje wzrost współczynnika obciążenia o $\Delta m = 0,95$. Wówczas przy podmuchu $w = 11$ m/s (w zapisie analitycznym widma podmuchów) amplituda naprężeń wyniesie $\sigma_a = 81,7$ MN/m² przy $\sigma_m = 117,7$ MN/m². Dla tak ustalonych naprężeń wartość współczynnika h widma naprężeń wynosi:

$$-h = \frac{\log H_o}{\sigma_a \cdot \log e} = \frac{6500}{81,7 \text{ MN/m}^2 \cdot \log e} = 0,183 \text{ m}^2/\text{MN} \quad (34)$$

Przeliczone wówczas na wartość naprężeń widmo to ma postać:

$$\log H = 6500 - 0,183 \cdot \sigma_a \cdot \log e \quad (35)$$

W ten sposób uzyskano wszystkie niezbędne dane wyjściowe do przeprowadzenia obliczenia zużycia zmęczeniowego. Parametrem jest tu bezpieczny okres użytkowania w postaci liczby godzin lotu będący odwrotnością całkowitego zużycia zmęczeniowego, przyjmując średnią prędkość lotu $v = 500$ km/h.

TABLICA 3. Wyniki badań zmęczeniowych

$\delta_m = 117 \text{ MN/m}^2$	δ_a , MN/m ²	Liczba próbek, n	N_{sr} cykli	$S_{\log N}$	$\frac{S_{\log N}}{\log N_{sr}} \cdot 100$
Uszkodzenie lokalne ($B = 8$ mm)	12,75	7	1 317 600	0,1060	1,73
	17,66	7	379 608	0,1550	2,77
	35,32	7	61 784	0,1769	3,69
	49,04	7	48 855	0,0919	2,11
Zabieg naprawczy $\varnothing 25$	23,50	15	993 700	0,1760	2,93
	35,30	15	294 550	0,1560	2,85
	58,80	15	75 630	0,1927	3,94
	82,40	15	18 350	0,1920	4,52
Naprawa klejeniem	23,50	15	240 000	0,4000	6,26
	35,30	15	616 000	0,4310	7,44
	58,80	15	145 211	0,5000	9,86
	82,40	15	31 510	0,3600	8,02
Naprawa nitowaniem	23,50	10	739 264	0,1500	2,60
	35,30	10	268 600	0,2070	3,81
	58,80	10	107 201	0,2300	4,57
	82,40	10	16 458	0,1360	3,22

Wstępny zabieg naprawczy polegał na usunięciu materiału wraz z uszkodzeniem oraz obszarem odkształcenia trwałego płaszczyzny próbki. Powstały otwór jest oczywiście nowym karbem, w którym powierzchnia wewnętrzna ma stan wynikający z obróbki skrawaniem.

Dobór wykoju jest istotnym fragmentem postępowania w projektowaniu naprawy. W dotychczasowej praktyce dominował aspekt technologiczności, powodujący wykonywanie wykojów kołowych. Uznając ten aspekt za rzeczywistość istotny dodać należy, że również ze względu na koncentrację naprężeń otwór kołowy jest najkorzystniejszy ze względu na to, że stosunek naprężeń stycznych do normalnych w powłoce jest zmienny, zależny od stanu obciążeń zewnętrznych.

Do doboru średnicy wykoju proponuje się wykorzystać współczynnik działania karbu β_k w takiej postaci, jak zaproponowali to dla próbek płaskich z otworem W. Switek i A. Buch. Współczynnik działania karbu β_k zdefiniowany jest zależnością:

$$\beta_k = 1/A \cdot [2 + (1 - d/B)^2] \left[1 - \frac{4,2 \left(\frac{a}{B} \right)}{\frac{d}{B} + \frac{12,6}{3-A} \left(\frac{a}{B} \right)} \right] \quad (36)$$

gdzie: A — stała zależna od właściwości materiału, a — odległość od dna karbu, w której osiąga się granicę wytrzymałości zmęczeniowej materiału w danych warunkach obciążenia, d — średnica otworu, B — szerokość próbki.

Rys. 13 podaje charakter przebiegu zmienności $\beta_k = f(d/B)$ i jednocześnie $N = f(d/B)$. Wykorzystać go można do wyboru średnicy obwiedni uszkodzenia, mimo że wykres $N = f(d/B)$ dotyczy granicy zmęczenia, która w konstrukcjach płatowca nie odgrywa bezpośredniej roli, ale rzutowe na przebieg krzywej zmęczeniowej w obszarze bliskim maks. dynamiczności zużycia zmęczeniowego.

W duralowych cienkościennych konstrukcjach powłokowych wymiar kesonu wzdłuż cięciw nie przekracza na ogół

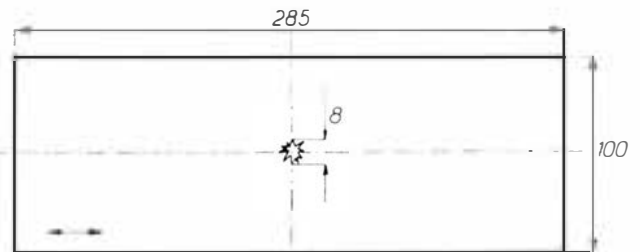
1000÷1200 mm. Jeśli w takiej powłoce pojawiło się uszkodzenie lokalne tego typu jak na rys. 12, to chcąc neutralizować jego skutki należałoby wykonać wokół niego otwór odpowiadający minimalnym wartościom współczynnika działania karbu, np. odpowiadający położeniu punktu N na rys. 14. Odpowiada to średnicy obwiedni wynoszącej ~ 25 mm i wówczas współczynnik działania karbu $\beta_k = 2,08$, co jest wartością mniejszą niż maksymalna wynosząca 2,24. Chcąc teraz wykonać podobny zabieg, lecz już w próbie modelowej o szerokości 100 mm należy również dobrać średnicę tak, by współczynnik β_k miał wartość taką samą lub zbliżoną. Chcąc zachować tę samą próbkę jak w przeprowadzonych badaniach modelu uszkodzenia lokalnego, uzyskuje się wobec konieczności usuwania materiału z uszkodzeniem przez wykonanie otworu kołowego o średnicy 25 mm, stosunek $d/B = 0,25$. Dla takiego stosunku d/B wartość $\beta_k \approx 1,9$, czyli o ok. 7% mniej niż dla kesonu, gdzie $d/B = 0,025$. Można więc uznać, że uzyskano zadowalające uwzględnienie wrażliwości na działanie karbu.

Ukształtowanie i wykonanie próbek modelujących naprawy

Kierując się chęcią porównania ze sobą sposobów napraw przyjęto założenie, aby nakładka nitowana była zbliżona kształtem i wymiarami do nakładki klejonej.

Wykonanie próbek z nakładką klejoną

Nakładki wykonywano frezując je w jednym pakiecie po 20 szt. wg wymiarów podanych na rys. 15b. Klejenie nakładek przeprowadzono uwzględniając wymagania PN-69/089300 i odbywało się ono w temp. 18° przy wilgotności względnej 63÷68% przy stałym nacisku wynoszącym 0,1 MN/m². Jako klej stosowano wybraną do tego celu żywicę



Rys. 11. Próbkę do badań modelu uszkodzenia lokalnego

TABLICA 4. Parametry krzywych zmęczeniowych

Typ konstrukcji	Prawdopodobieństwo P	a'	β	δ_{a_2} , MN/m ²
Uszkodzenie lokalne ($B = 8$ mm)	0,5	7,110	1,708	9,20
	$0,5 \cdot 10^{-3}$	7,597	2,172	6,42
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	7,540	2,319	4,41
Zabieg naprawczy $\varnothing 25$	$0,5 \cdot 10^{-3}$	8,550	2,400	10,93
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	9,529	3,029	6,81
Naprawa klejeniem	$0,5 \cdot 10^{-3}$	8,461	2,331	11,62
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	8,260	2,300	11,38
Naprawa nitowaniem	$0,5 \cdot 10^{-3}$	7,982	2,062	10,70
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	7,688	2,075	10,50
Połączenie nitowe	$0,5 \cdot 10^{-3}$	8,508	2,493	7,45
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	9,674	3,624	4,70
Powłoka ciągła	0,5	7,520	1,096	50,72
	$0,5 \cdot 10^{-3}$	7,192	1,112	47,08

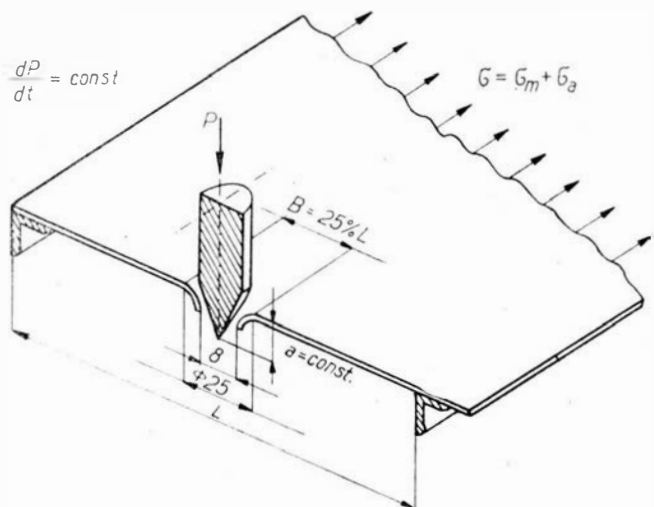
TABLICA 5. Właściwości zmęczeniowe różnych typów konstrukcji

Typ konstrukcji	Prawdopodobieństwo P	D	t , h
Uszkodzenie lokalne ($B = 8$ mm)	0,5	1,297	2 502
	$0,5 \cdot 10^{-3}$	2,132	1 501
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	5,203	615
Zabieg naprawczy $\varnothing 25$	$0,5 \cdot 10^{-3}$	0,171	18 713
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	0,253	12 628
Naprawa klejeniem	$0,5 \cdot 10^{-3}$	0,160	19 806
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	0,252	12 700
Naprawa nitowaniem	$0,5 \cdot 10^{-3}$	0,287	11 150
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	0,487	6 560
Połączenie nitowe	$0,5 \cdot 10^{-3}$	0,419	6 413
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	0,548	5 839
Powłoka ciągła	0,5	$5,9 \cdot 10^{-6}$	$5,3 \cdot 10^7$
	$0,5 \cdot 10^{-3}$	$25,5 \cdot 10^{-6}$	$1,2 \cdot 10^7$

Epidian 5 z utwardzaczem Z 1. Jako nośnika kleju używano odtłuszczonej tkaniny szklanej.

Wykonanie próbek z nakładką nitowaną

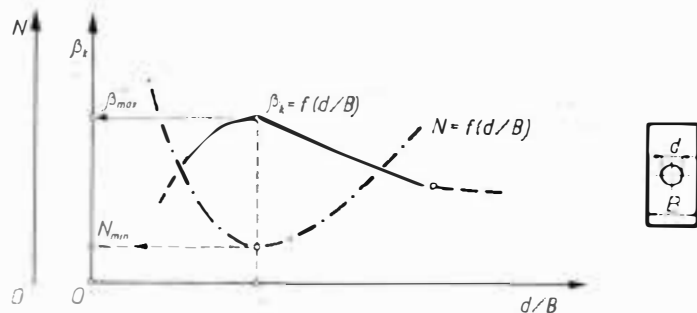
Nakładki próbek wykonano frezując je w jednym pakiecie po 20 szt. wg wymiarów jak na rys. 15c. Nitowanie wykonywano w specjalnym przyrządzie, utrzymując w czasie nitowania stałe parametry dla każdego nitu. Uzyskane zgnioty otworów nitowych wynosiły $3\pm 5\%$ po stronie Iba. Do nitowania użyto nitów o średnicy 3 mm wykonanych z materiału PA 23 nitując nimi nakładkę do blachy próbki reprezentującej fragment konstrukcji uszkodzonej.



Rys. 12. Schemat wykonania uszkodzenia lokalnego

TABLICA 6. Zestawienie jednostkowego zużycia zmęczeniowego różnych typów konstrukcji

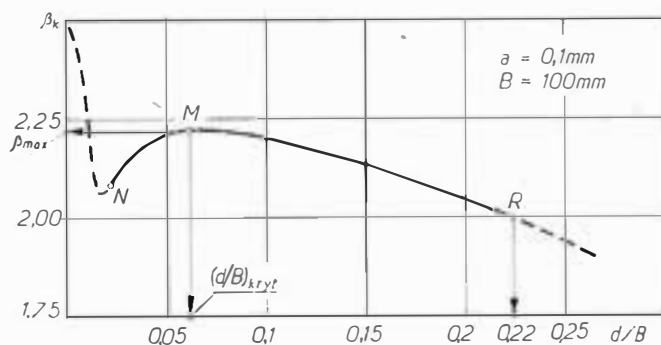
Typ konstrukcji	Prawdopodobieństwo P	Jednostkowe zużycie zmęczeniowe D_j 1/h	Długość przelotu $L = L_0/D$, km
Uszkodzenie lokalne	$0,5 \cdot 10^{-8}$	$66,6 \cdot 10^{-5}$	$0,75 \cdot 10^6$
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	$162,6 \cdot 10^{-5}$	$0,30 \cdot 10^6$
Zabieg naprawczy $\varnothing 25$	$0,5 \cdot 10^{-8}$	$5,34 \cdot 10^{-5}$	$9,35 \cdot 10^6$
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	$7,91 \cdot 10^{-5}$	$6,31 \cdot 10^6$
Naprawa klejeniem	$0,5 \cdot 10^{-8}$	$5,04 \cdot 10^{-5}$	$9,90 \cdot 10^6$
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	$7,87 \cdot 10^{-5}$	$6,35 \cdot 10^6$
Naprawa nitowaniem	$0,5 \cdot 10^{-8}$	$8,96 \cdot 10^{-5}$	$5,57 \cdot 10^6$
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	$15,24 \cdot 10^{-5}$	$3,28 \cdot 10^6$
Połączenie nitowe	$0,5 \cdot 10^{-8}$	$15,50 \cdot 10^{-5}$	$3,56 \cdot 10^6$
	$0,5 \cdot 10^{-6}$	$17,10 \cdot 10^{-5}$	$2,91 \cdot 10^6$
Powłoka ciągła	$0,5 \cdot 10^{-8}$	$0,0053 \cdot 10^{-5}$	$94 \cdot 117 \cdot 10^6$



Rys. 13. Charakter zmian zależności $N = f(d/B)$ na tle $\beta_k = f(d/B)$

Wyniki badań trwałości zmęczeniowej dla trzech typów próbek zawiera tabl. 3. Wyniki te stanowią podstawę do wyznaczenia parametrów krzywych zmęczeniowych. Obliczenia wykonano wykorzystując metodę minimum sumy kwadratów błędów. Wyniki takich badań można opracowywać dla żadanego poziomu prawdopodobieństwa zniszczenia zmęczeniowego. W przypadku badań metali spełnione jest założenie, że logarytmy trwałości zmęczeniowej na każdym poziomie naprężenia spełniają warunki rozkładu normalnego, dlatego w obliczeniach można korzystać z tablic rozkładu t-Studenta, co znacznie ułatwia obliczenia.

Parametry krzywych zmęczeniowych przebadanych przez autora, jak i parametry krzywych zmęczeniowych, do któ-



Rys. 14. Zależność $\beta_k = f(d/B)$ dla próbki duralowej (z materiału 2024-T3) o szerokości $B = 100$ mm

TABLICA 7

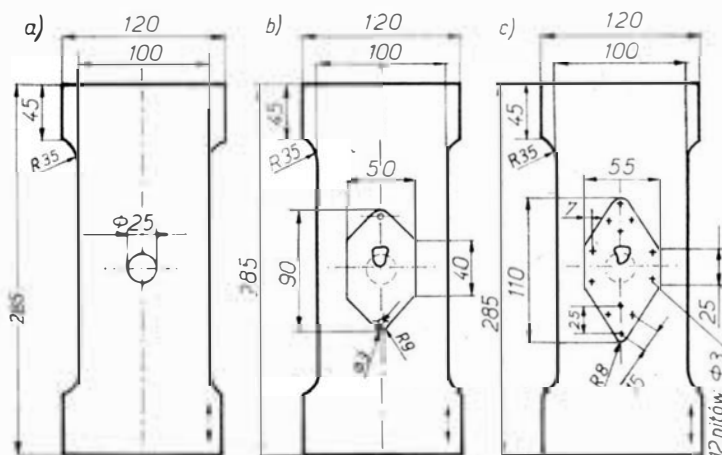
Typ konstrukcji	Względne jednostkowe zużycie zmęczeniowe	
	prawdopodobieństwo zniszczenia zmęczeniowego	
	$P = 0,5 \cdot 10^{-8}$ D_{j10}	$P = 0,5 \cdot 10^{-6}$ D_{j10}
Położenia nitowe	1	1
Powłoka ciągła	0,00034	—
Uszkodzenie lokalne ($\varnothing 8$ mm)	4,30	9,51
Zabieg wstępny ($\varnothing 25$)	0,34	0,46
Naprawa klejeniem (po zabiegu)	0,32	0,46
Naprawa nitowaniem (po zabiegu)	0,57	0,89

rych dane zaczerpnięto z dostępnych publikacji przedstawiono wspólnie w tabl. 4. Następnie obliczono właściwości zmęczeniowe wg zależności (13) i (15) podając dla wszystkich przypadków zużycie zmęczeniowe D i bezpieczny okres użytkowania t (tabl. 5). Określono następnie zużycie zmęczeniowe D_j (tabl. 6) oraz względne zużycie zmęczeniowe (tabl. 7). Dysponując tymi rzeczywistymi danymi określono przedstawiony na rys. 16 obszar, w którym naprawy spełniają wymagania zmęczeniowe zgodnie ze wzorem (30) dla przypadku, gdy trwałość połączenia nitowego $t_{nit} = 6410$ h, a jednostkowe zużycie zmęczeniowe fragmentu powłoki wynosi $D_j = 5,33 \cdot 10^{-8} \text{ h}^{-1}$.

Przedstawiony sposób ujęcia wyników przez jednostkowe zużycie zmęczeniowe umożliwia bezpośrednie wykorzystanie ich w powiązaniu z losowym charakterem występowania uszkodzeń lokalnych. Aby prowadzić analizę z punktu widzenia zachowania bezpieczeństwa zmęczeniowego elementów konstrukcji zaprojektowanych zgodnie z koncepcją bezpiecznego okresu użytkowania, należy po wystąpieniu uszkodzenia lokalnego postępować w następujący sposób:

— dla elementu struktury, w którym powstało uszkodzenie w znanym czasie t_u , wyznaczyć jednostkowe zużycie zmęczeniowe D_{j0} (gdy brak jest danych katalogowych),

— wyznaczyć wartość czasu granicznego $t_{u.gr.}$ wg wzoru (27); jeśli $t_u \leq t_{u.gr.}$, to przystąpić do dalszych, poniżej przedstawionych etapów doboru naprawy (w przypadku gdy $t_u > t_{u.gr.}$ można poprzestać na zabiegu konserwacyjnym, np. zaklejenie płótnem, do najbliższego przeglądu okresowego),

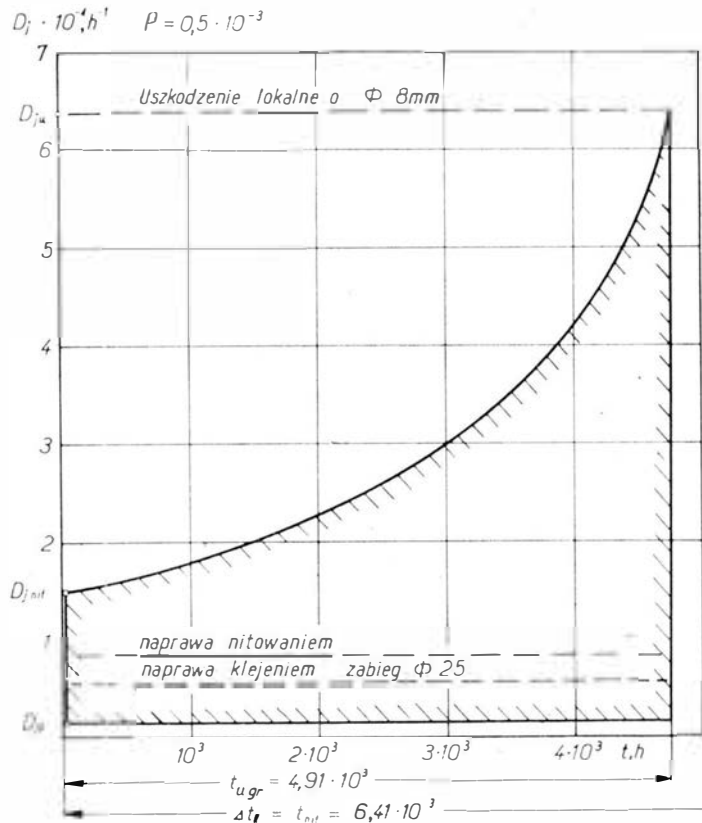


Rys. 15. Próbkki do badań zmęczeniowych: a) po wstępnym zabiegu naprawczym, b) wariant naprawy z użyciem klejenia, c) wariant naprawy z użyciem nitowania

— ustalić elementy krytyczne związane z elementem uszkodzonym i ustalić ich jednostkowe zużycie zmęczenia $D_{j\text{ kryt.}}$,

— wyznaczyć wartość największego jednostkowego zużycia zmęczenia dla naprawy wg wzoru (30) i ewentualnie przebieg linii tych wymaganych wartości D_{jN} w zależności od czasu wystąpienia uszkodzenia. Może to być pomocne w przypadku wątpliwości co do dokładności określenia czasu wystąpienia uszkodzenia t_u ,

— dobrać naprawy z danych katalogowych jednostkowego zużycia zmęczenia lub (jeśli takich danych jeszcze nie ma) zaprojektować wstępnie naprawę i sprawdzić doświadczalnie. W początkowej fazie korzystania z tej metody jest oczywiste, lecz konieczne wydłużenie cyklu naprawczego.



Rys. 16. Praktyczna ilustracja obszaru, w którym naprawy spełniają wymagania zmęczenia wg wzoru (30): $D_{j\text{ p}} = 0,0053 \cdot 10^{-5} \text{ h}^{-1}$ — jednostkowe zużycie zmęczenia powłoki; $D_{j\text{ nit.}} = 15,5 \cdot 10^{-5} \text{ h}^{-1}$ — jednostkowe zużycie zmęczenia połączenia nitowego; $D_{j\text{ u}} = 66,6 \cdot 10^{-5} \text{ h}^{-1}$ — jednostkowe zużycie zmęczenia uszkodzenia lokalnego

Analizując wyniki nietrudno zauważyć, że jednostkowe zużycia zmęczenia powłoki ciągłej w stosunku do ograniczających połączeń nitowych są przeszło o 3 rzędy wiel-

kości niższe od otaczających je połączeń nitowych. Natomiast uszkodzenie lokalne fragmentu tej powłoki powoduje tak znaczny wzrost jednostkowych zużyć zmęczenia, że stają się one np. przy $P = 0,5 \cdot 10^{-6}$ o rząd wielkości większe (9,51) (tabl. 7) niż wymienionych połączeń nitowych.

Stosunkowo dużą skuteczność zapobiegawczą wykazuje zabieg wstępny w postaci wycięcia materiału z uszkodzeniem, bo przy $P = 0,5 \cdot 10^{-3}$ jednostkowe zużycia zmęczenia spadają przeszło 12 razy, a przy $P = 0,5 \cdot 10^{-6}$ przeszło 20 razy.

Mało skutecznym jest dalszy etap naprawczy przez naklejenie nakładki. Nie daje on praktycznie żadnego dalszego spadku jednostkowego zużycia zmęczenia. Oznacza to, że użyty klej w skojarzeniu z nakładką z tego samego materiału co powłoka nie zapewnia wciągnięcia nakładki do współpracy z blachą powłoki. Zastosowanie nitowania do mocowania nakładki jest znacznie mniej korzystne. Prowadzi ono bowiem do wyraźnego wzrostu jednostkowego zużycia zmęczenia w stosunku do uzyskanych po zabiegu wstępnym, w przypadku $P = 0,5 \cdot 10^{-3}$ o blisko 70%, a dla $P = 0,5 \cdot 10^{-6}$ aż o 90%, co dorównuje w praktyce jednostkowym zużyciom zmęczenia połączeń nitowych ograniczających powłokę. Zwrócić tu należy również uwagę na fakt, że zarówno zabieg naprawczy jak i oba typy napraw charakteryzują się jednostkowym zużyciem zmęczenia D_j mniejszym niż jednostkowe zużycie zmęczenia połączenia nitowego co oznacza, że ich skuteczność jest większa niż niezbędna. Tę niezbędną można odczytać bezpośrednio z wykresu na rys. 16.

Podsumowując można stwierdzić, że posłużenie się jednostkowym zużyciem zmęczenia do oceny skutków uszkodzeń i będących ich konsekwencją skutków napraw jest bardzo przydatne w praktyce konstrukcyjnej i eksploatacyjnej. Pozwala bowiem, mimo być może pewnych wątpliwości co do szczegółowych wartości liczbowych, na wystarczająco dokładne wskazanie jakościowo skutków tych uszkodzeń, jak również wariantów rozważanych napraw, w tym nawet dla poszczególnych etapów ich procesu technologicznego.

LITERATURA

1. Coutts d'exploitation du transport serien. Circulaire 77-AT/12-1966/-ICAO.
2. B. LUNDBERG: Fatigue Life of Airplane Structures. FAA Rep. 60. Stockholm 1955.
3. I. TAYLOR: Measurements of gust loads in aircraft. J. of R. Aer. S., vol. 57, 506, 1953.
4. HARTMAN, SCHIJVE: The effect of secondary bending on the fatigue strength of 2024-T3 alclad riveted joints. NLR-Tech. Rep. 691106, 1969.
5. B. J. CELEWICZ: Badanie wpływu zgniotu wprowadzonego w obszarze konstrukcji naprężeń na trwałość zmęczeniową duralowej konstrukcji z karbem. Praca doktorska, Warszawa, 1966.
6. Izuczenie samolotnych konstrukcji w Australii. W. W. JONSTONE, A. O. PAYNE: Ustalost samolotnych konstrukcji. Oborongiz, Moskwa, 1961.
7. Advanced Approaches to Fatigue Evaluation. Sixth IC AF Symposium held of Miami Beach, Florida, May 13-14, 1971.
8. ST. DANILECKI: Badanie wpływu lokalnych uszkodzeń eksploatacyjnych na bezpieczny okres użytkowania powłokowych elementów w konstrukcji płatowca. Praca doktorska, 1980.
9. W. HAIRE: Quantitative and Systematic Attack on Fatigue. Materiały sympozjum, Amsterdam, 1959.
10. A. SWITEK, A. BUCH: The problem of maximum notch effect in case of flat elements with transverse holes. Akademiai kiado, Budapest, 1968.
11. JAHNKE, ENDE, LÖSH: Tables of higher functions. Wyd. IV, Stuttgart, 1960.

cd. ze s. 19

- 60 — rejestrator trasy lotu, kursograf
- 61 — makieta lotniska
- 62 — m. terenu
- 63 — kamera telewizyjna
- 64 — odbiornik projekcyjny
- 65 — ekran projekcyjny
- 66 — samolot szkolny. s. dla szkolenia podstawowego
- 67 — dwuster, podwójne sterowanie, p. sterownice
- 68 — kabina dwumiejscowa
- 69 — samolot szkolny z miejscami jedno za drugim
- 70 — s. s. z m. obok siebie
- 71 — kołpak (nad kabiną) dla nauki pilotażu bez widoczności
- 72 — samolot szkolno-treningowy
- 73 — s. treningowy, s. przejściowy
- 74 — s. szkolno-akrobacyjny
- 75 — s. przejściowy
- 76 — turbośmigłowy s. szkolno-treningowy
- 77 — odrzutowy s. s.-t.

- 75 — conversion-type aircraft, transition trainer
- 76 — turboprop trainer
- 77 — jet t.
- 56 — Arbeitsplatz (m) des Instruktors
- 57 — Analog-Rechnenautomat (m)
- 58 — Belastungsimulator (m), Belastungsmechanismus (m), Flugbelastung (m), Gefühlsimulation (f), künstliches Gefühl (n)
- 59 — Geräusch-Simulator (m)
- 60 — Flugwegschreiber (m)
- 61 — Modell(n) des Flugplatzes
- 62 — M.(n) des Geländes
- 63 — Fernsehkamera (f)
- 64 — Projektionsempfänger (m)
- 65 — Projektionswand (f)
- 66 — Anfanschulflugzeug (n), Schulflugzeug (n) (für Anfänger)

- 67 — Doppelsteuerung (f)
- 68 — zweisitziges Cockpit (n)
- 69 — Trainer (m) mit hintereinanderliegenden Sitzen
- 70 — T. (m) mit nebeneinanderliegenden S.
- 71 — Blindflughäube (f), Blindflugvorhang (m)
- 72 — Basis-Trainer (m), Grund-T. (m), Trainer (m), Übungsflugzeug (n)
- 73 — Schulflugzeug (n) für Fortgeschrittene
- 74 — Kunstflug-Übungsflugzeug (n)
- 75 — Übergangsflugzeug (n)
- 76 — Turboprop-Trainer (m)
- 77 — Düsentrainer (m), Jet-T. (m), Schul- und Übungsstrahlflugzeug (n)

- 65 — проекционный экран
- 66 — учебный самолет, с. для первоначального обучения
- 67 — двойное управление
- 68 — кабина для двух летчиков
- 69 — учебно-тренировочный самолет с последовательно расположенными местами летчиков
- 70 — у.-т. с. с расположенными рядом к. л.
- 71 — «копак» (для обучения полетам по приборам)
- 72 — у.-т. с. для основной летной подготовки
- 73 — с. для повышенной летной подготовки, у.-т. с. повышенного типа
- 74 — пилотажно-тренировочный самолет
- 75 — переходный самолет, с. переходного типа, с. для переучивания летчиков, учебно-боевой с.
- 76 — учебно-тренировочный турбовинтовой с.
- 77 — реактивный у.-т. с.

EO/23/K/82

K.D.

Kongres Astronautyczny został zorganizowany przez federację IAF, który skupia 59 towarzystw astronautycznych z 36 krajów. Przewodniczącym rzymskiego kongresu był Luigi Neapolitano, Włoch. Ze strony polskiej uczestniczyli w nim: prof. Barański, dr Wołczek i inż. Geisler. Następny kongres odbędzie się w Paryżu, po kongresie Unispace organizowanym przez GOSPAR.

Kongres Astronautyczny w Rzymie odbywał się pod hasłem „Kosmos — czwarte środowisko” (Ziemia-Morze-Powietrze i Kosmos); wygłoszono na nim przeszło 400 referatów, których tematykę można podzielić następująco:

- transport kosmiczny,
- pilotaż i automatyka,
- stacje orbitalne (obecne i przyszłe),
- satelity naukowe i ich zastosowania (łączność, TV, teledetekcja, meteorologia i in.),
- zjawiska i działania przy mikrograwitacji, aerodynamika,
- niebezpieczeństwa w Kosmosie,
- ekonomia działań kosmicznych,
- prawo kosmiczne,
- historia podboju Kosmosu,
- możliwości porozumienia się z cywilizacjami pozaziemskimi.

Nie sposób w krótkiej notatce omówić całość tematyki, tak ciekawej i wytyczającej plany dalszego podboju Kosmosu. Do najbardziej frapujących należały opisy promu kosmicznego i nowych rakiet nośnych. Przypomnijmy sobie, że 12 kwietnia 1981 r. wystartowali na Columbii Crippen i Brand, wystartował następny prom, 19 czerwca 1981 r. wystartowała rakietka Ariane, wleciały nowe rakiety japońskie N-2 i H1.

Elisajew, dyrektor programu Salut, mówił o osiągnięciach radzieckich na Salut 6, gdzie wiele międzynarodowych załóg wykonało złożone programy badań. Również Amerykanie zamierzają rozwinąć program stacji orbitalnych SOC (Space Operation Center NASA) i mają projektować stację automatyczną Solaris. W USA opracowano projekt satelity giganta do zbierania energii słonecznej i przekazywania jej na Ziemię w postaci energii elektrycznej. Dużo miejsca poświęcono takim napędom jak: jonowy, laserowy i plazmowy.

Oprócz zrealizowanych lotów przewiduje się nowe programy sond międzyplanetarnych. Voyager-2 osiągnął Saturna, przewiduje się przelot radzieckiej Wenery koło komety Hayleya w 1986 r. Wystrzelony został bułgarski satelita Interkosmos-Bułgaria, niedługo będzie wystrzelony czeski „Magion”. Mają być budowane nowe sondy: europejska, międzynarodowa, Giotto i jakońska Planet A. Specjaliści japońscy referowali projekt nowej eksploatacji Księżyca, zaś Związek Radziecki przewiduje badania „wiatru słonecznego” i atmosfery Venus.

Wiele krajów przewiduje rozszerzenie łączności i telewizji bezpośredniej za pomocą sztucznych satelitów; są to: Indie, Liga Arabska (Arabsat), Włochy (Italsat), Japonia (CS, BSE), Australia (Australiasat), zachodnioeuropejskie projekty (Marecs, ECS, L-SAT), Szwecja (Tele-X), USA (TDRSS), Francja (TDF1).

Francja prowadzi badania nad rozchodzeniem się fal radiowych, zaś Związek Radziecki nad łącznością morską. Szczególnie ważne są satelity do łączności ratunkowej — planuje się budowę międzynarodowego satelity SARSAT i niemieckiego SHOSAC. Obserwacje Ziemi prowadzi: amerykański Landsat, radziecki Interkosmos 21, francuski Spot, międzynarodowy europejski ERS.

W kilku referatach omawiano nowy sprzęt kosmiczny — nowe kamery i takie przyrządy jak spektrometry i przyrządy geodezyjne. Z dziedziny metalurgii kosmicznej

liczne prace dotyczące wytwarzania i obróbki materiałów w warunkach mikrograwitacji (tak nazywa się w sposób ścisły brak grawitacji); prace planuje wiele krajów: USA, ZSRR, Japonia, Francja, Niemcy i Włochy.

Jako ciekawostkę zanotować trzeba prywatną raketę nośną do wystrzeliwania sztucznych satelitów Percheron, zbudowaną w USA. Pierwsza próba skończyła się wybuchem wskutek błędu przy napełnianiu paliwem. Na zlecenie firmy Space Science Inc., raketę zbudowała firma GHC Inc. w Huston (Teksas). Koszt wystrzelenia satelity o masie 0,9 ÷ 1,4 t na orbitę niską wynosi 3 ÷ 5 mln dol., zaś na orbitę geostacjonarną — 15 mln dol. Sam projekt kosztował 1,5 mln dol. i wykonano go w ciągu 6 miesięcy. Rakietka Percheron o długości 17 m pozwala na odzyskiwanie ładunku użytecznego z niskiej orbity dzięki wbudowanemu pojemnikowi powrotu. Pojemnik ten umieszczony jest w tylnej części korpusu rakiety, zakończonej „ogonem”, który stanowi rodzaj spadochronu hamującego. Moduł napędowy ma średnicę 1,2 m i długość 12 m. Przewiduje się całą rodzinę rakiet startowych, wszystkie z silnikami na paliwo ciekłe — naftę i ciekły tlen lub kwas azotowy. Silnik — o ciągu ogólnym 34 000 daN — ma komorę spalania i dyszę wykonane z kompozytów, co wygląda nieprawdopodobnie ze względu na wysokie temperatury. Być może zastosowano szczególnie intensywne chłodzenie przez samo paliwo. Dysza silnika jest stała, a wektorem ciągu steruje się przez wtrysk cieczy do dyszy, co powoduje wymagane odchylenie strumienia wylotowego. Masa modułu napędowego wynosi tylko 450 kg. Zbiorniki są ciśnieniowe (2400 kPa). Jest to druga „prywatna” rakietka po niemieckiej OTRAC, której jednak realizacja zakończyła się niepowodzeniem.

W dziedzinie badań powstawania nowych materiałów w warunkach „kosmicznych” (próżnia i nieważkość), poza badaniami radzieckimi i amerykańskimi również Francja, RFN i Włochy prowadzą w powstającym laboratorium Spacelab eksperymenty dotyczące metalurgii kosmicznej. Opracowuje się rozwiązania techniczne do rozwoju podstaw doświadczalnych przetwarzania materiałów w Kosmosie. Projektuje się i wykonuje odpowiednie pojemniki do „hodowania” kryształów. Oprócz tego istnieje program francusko-radziecki realizowany na pokładzie statku Salut — ELMA-02: radziecki „Magma”, francuski „EMERAUDE” i „Mephisto” — do badania zjawiska zestalania się niektórych materiałów na ziemi i w Kosmosie.

USA rozszerzają system SBS (Satellite Busines System) głównie do łączności; uzyskano na ten cel kredyt 350 mln dolarów. Przewiduje się cztery satelity geostacjonarne i 200 stacji odbiorczych w USA, w tym 60 przewidywano do końca 1981 r. i 100 w 1982 r.

Interesujący jest europejski program „EISCAT”. Dotyczy on zbadania możliwości wpływania na klimat przez spowodowanie zmian koncentracji elektronów w jonosferze (80 ÷ 300 km). Sondy wyniesione na odpowiednią wysokość mają wytwarzać fale o bardzo dużej częstotliwości — w jonosferze powstaną drgania elektronów i przez to ruchy jonosfery. W ramach tego programu ma być w Tramsø zbudowana stacja radarowa wzbudzająca i odbiorniki w Tramsø, Kiruna i Solanyla. Wszystko to będzie zamontowane w krajach skandynawskich, gdyż przez 90% nocy widać tam zorzę polarną i wszystkie zaburzenia w jonosferze można będzie lepiej zaobserwować. Buduje się antenę cylindryczno-paraboliczną 40 × 120 m z nadajnikiem 5 MW. Odbiorniki będą miały anteny o średnicy 32 m. Finansują ten program: Francja, Wlk. Brytania i RFN.

Jak z tego krótkiego przeglądu wynika, działalność ludzi w Kosmosie nie ustaje. Oprócz coraz to nowych badań, myśli się o zdobyciu nowych źródeł energii i nawet wpływnianiu na klimat i pogodę. Miejmy nadzieję, że nasz kraj mimo kryzysu nie ograniczy swego udziału w różnych formach współpracy w programie Interkosmos.

Doc. dr inż. Zdzisław Brodzki

Próby zbudowania silnika turboodrzutowego w Polsce w latach trzydziestych

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Rakiety prochowe były znane na świecie od XII wieku. Natomiast przepływowe silniki odrzutowe (tj. takie, przez które przepływa strumień powietrza) powstały dopiero w pierwszej połowie tego stulecia. Pierwsze pomysły lotniczych silników turboodrzutowych pochodzą z lat 1910–1935. Pierwsza polska próba zbudowania turbiny lotniczej (napędzającej śmigło) miała miejsce w 1913 r. Był to silnik Stanisława Naszkiewicza wystawiony na Salonie Lotniczym w Paryżu. Nie dawał on jednak przewidywanej mocy. Rzeczywiste narodziny silnika turboodrzutowego przypadają na lata trzydzieste. Od 1930 r. w Wlk. Brytanii Frank Whittle pracował nad silnikiem turboodrzutowym, który został w 1937 r. uruchomiony w ogrodku przy jego domu (przemysł i lotnictwo z niedowierzaniem odnosiły się do prób wynalazców), lecz już w 1941 r. wykonał pierwsze loty na samolocie Gloster E28/39. W Niemczech prace nad silnikiem turboodrzutowym rozpoczął w 1936 r. Hans v. Ohain, a już 27.8.1939 r. wykonał pierwszy lot samolot Heinkel He-178 z silnikiem HeS3 zbudowanym przez tego konstruktora w wytwórni Heinkel. We Włoszech w 1940 r. wykonał pierwszy lot samolot CC-2 z silnikiem turboodrzutowym S. Campiniego, lecz sprężarkę tego silnika napędzał silnik tłokowy. Prace projektowe i doświadczalne prowadzone były także we Francji, Szwecji, na Węgrzech i w ZSRR.

Na świecie w pracach nad napędem turboodrzutowym konstruktorzy, jeśli chodzi o sprężarki, działali dwukierunkowo. Najpierw zwrócono uwagę na sprężarki ośrodkowe, następnie na osiowe. W budowie komór spalania również wystąpiły dwa kierunki — najpierw budowano komory dżbanowe, później pierścieniowe.

W Polsce w latach trzydziestych zajęto się problemem silnika turboodrzutowego oraz silnikami raketowymi.

Silnik turboodrzutowy

Pierwszym, który w Polsce na początku lat trzydziestych przystąpił do projektowania silnika reakcyjnego, jak wówczas nazywano silnik odrzutowy, był inż. Władysław Bernadzikiewicz. Ukończył on studia na politechnice w Zurychu na początku tego stulecia. W 1930 r. miał za sobą 30 lat pracy jako konstruktor urządzeń odlewniczych, maszyn włókienniczych i obrabiarek. Miał ogromne doświadczenie inżynierskie i był wybitnym konstruktorem.

Przystępując do prac nad silnikiem w szczególności zainteresował go problem komory spalania i wypływu gazów spalinowych. Wysunął on koncepcję, że pulsujący wypływ gazów pozwoli na uzyskanie większego ciągu niż przy stałym wypływie gazów.

Rozważając problem silnika turbinowego od strony teoretycznej i rozwiązań konstrukcyjnych myślał o znalezieniu dla niego zastosowania raczej w przemyśle niż w lotnictwie. Problem silnika turbinowego inż. Bernadzikiewicz studiował w 1930 i 1931 r. Były to lata kryzysu gospodarczego i nie każdy inżynier mógł znaleźć sobie pracę — inż. Bernadzikiewicz utrzymywał się z produkcji maszynek do wyrobu papierosów w małym warsztaciku, który przy ul. Żelaznej 54 w Warszawie odnajmował od browaru Haberbuscha i Schiele.

Równocześnie w latach 1930–1931 podczas służby w Szkole Podchorążych Piechoty w Zambrowie poznali się i zaprzyjaźnili dwaj podchorążowie inż. Józef Sachs i inż. Jan Oderfeld. Inż. J. Sachs rozpoczął studia na politechnice w Gandawie, a ukończył w Tuluzie. Jego wiedza o uzbrojeniu i lotnictwie znacznie przekraczała zakres programu studiów. M.in. był przekonany o konieczności rozpoczęcia prac nad silnikiem reakcyjnym, ze względu na coraz większe prędkości osiągane przez samoloty (wówczas rekordowe prędkości wynosiły 575 km/h).

Po ukończeniu podchorążówki wczesną jesienią 1931 r. inżynierowie Sachs i Oderfeld byli bez pracy. Wkrótce

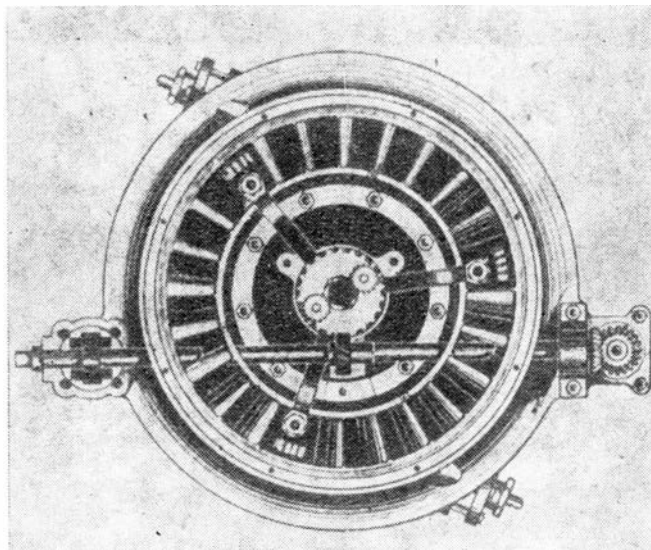
poznali się z inż. Bernadzikiewiczem, do którego szybko zbliżyły ich zainteresowania. Przychodzili do warsztaciku na Żelazną zapalając się do nie kończących się dyskusji na temat koncepcji silnika turboodrzutowego. Inż. Sachs przekonał inż. Bernadzikiewicza, że największą przyszłość w lotnictwie ma silnik turbinowy. Na szkicach zaczęła powstawać koncepcja układu silnika i jego rozwiązań konstrukcyjnych. Pomysły weryfikowano obliczeniami. Pod koniec 1931 r. pomysł silnika był gotowy. Nie było jednak pieniędzy na jego realizację. Przemysł lotniczy jeszcze nie wybiegał tak daleko myślami naprzód, lotnictwo wojskowe także.

Z pomocą przyszedł przypadek. Dyrektorem browaru był K. Machlejd, oryginał i społecznik, były pastor i były dyrektor gimnazjum im. M. Reya w Warszawie. Zaglądał on często do warsztaciku, zapewne przyciągany osobowością inż. Bernadzikiewicza; i gdy trójka entuzjastów silnika turboodrzutowego prowadziła dyskusje nad silnikiem — przysłuchiwał się. Kiedy koncepcja silnika była już mocno zaawansowana, pewnego dnia K. Machlejd niespodziewanie oświadczył konstruktorom: panowie, daję wam pieniądze na tę konstrukcję, macie u mnie kredyt, bierzcie się do roboty. Machlejd był mecenasem w sposób miły i niezobowiązujący. Gdy tylko potrzebna była jakaś suma, dawał ją natychmiast konstruktorom za pokwitowaniem. Za inwestował w silnik ok. 20 tys. zł.

Warsztat Bernadzikiewicza był bardzo skromnie wyposażony. Była w nim jedna stara tokarnia i szkolna cewka wysokiego napięcia. Konstruktorzy sami wykonywali odlewy, prace tokarskie i ślusarskie. Drobniejsze wydatki pokrywali z własnej kieszeni a raz, gdy brakowało pieniędzy na zapłacenie za jedną z części p. Bernadzikiewiczowa sprzedała swój płaszcz.

Koncepcję silnika i wykonane prace przedstawili konstruktorzy w swym referacie wygłoszonym na VII Zjeździe Inżynierów Mechaników (26–28.5.1933 r.) pt. „Problem lotniczego silnika reakcyjnego”. Najważniejsze jego fragmenty przytaczamy:

„W Polsce pracuje nad rozwiązaniem problemu silnika reakcyjnego inż. Władysław Bernadzikiewicz, przy pomocy inż. J. Sachsa i poprzednio inż. J. Oderfelda. Ma on na celu zbudowanie silnika reakcyjnego, któryby zastąpił silnik tłokowy ze śmigłem i przeznaczą go dla szybkości lotu



Rys. 1. Widok dużego modelu z przodu. Widoczne łopatki sprężarki, napęd zaworów oraz dwa wtryskiwacze (1931 r.)

począwszy od 200 m/sek. (720 km/godz.). Jak to powyżej zaznaczono, nadaje się do tego celu tylko układ smoczkowy.

W poprzedniej części referatu uzasadniono, że wydajność termiczna odpowiednio zbudowanego silnika reakcyjnego, może być większa, niż odpowiedniego silnika tłokowego, zatem inż. Bernadzikiewicz pracuje głównie nad zmniejszeniem strat wynikających z wielkiej różnicy szybkości spalin i szybkości lotu, tak, żeby sprawność całkowita silnika reakcyjnego, przy szybkości lotu ok. 200 m/sek była przynajmniej równa wydajności silnika tłokowego ze śmigłem.

Hypoteza inż. Bernadzikiewicza, że strumień spalin przerywany, przy pewnej, odpowiednio dobranej częstotliwości, daje mniejsze straty od strumienia ciągłego — a zatem powiększa wydajność całkowitą silnika reakcyjnego, zdaje się być potwierdzona przez pewne, zaobserwowane przez nas na małym modelu, fakty doświadczalne.

O ile nam wiadomo, a opieramy się na przeprowadzonych przez nas poszukiwaniach w literaturze technicznej z tego zakresu, nikt dotychczas nie zajmował się szczegółowo tem zjawiskiem; uważamy za wskazane podnieść tutaj zasługę inż. Bernadzikiewicza, że zwrócił on uwagę na mogące pojawić się przy strumieniu przerywanym zjawiska, któreby dały w rezultacie lepsze wyniki od strumienia ciągłego.

Jeżeli porównamy dwa silniki reakcyjne, o tym samym wydatku spalin/sek. i tym samym maksymalnym ciśnieniu: A) o wpływie ciągłym strumienia spalin i B) o wpływie przerywanym, to silnik B będzie posiadał dwie następujące cechy charakterystyczne; większą powierzchnię otworu wylotowego i mniejszą średnią szybkość wypływu spalin. Obie te cechy powinny wywołać zjawiska korzystne dla naszego celu. Większa powierzchnia otworu wylotowego zwiększa powierzchnię stykową spalin i powietrza i powoduje lepsze i równomierniejsze mieszanie, natomiast mniejsza średnia szybkość wylotowa spalin, powinna mieć wpływ na zmniejszenie strat wynikających z różnicy szybkości spalin i szybkości lotu.

Inż. Bernadzikiewicz powiększa poza tem powierzchnię stykową spalin przez specjalny kształt komory spalania (zgłoszenie patentowe Nr 36916). Przewiduje on dwa rodzaje układu silnika reakcyjnego:

1. Komora spalania połączona jest z dyszą smoczkową, przyczem zasilanie sprężonym powietrzem i napęd rozruchu odbywa się za pomocą osobnego silnika (zgłosz. patent. Nr 36916).

Drugi układ. Komora spalania z dyszą smoczkową ma wbudowany kompresor wirnikowy, napędzany przez turbinę, pobierającą część energii zawartej w spalinach. Jest to tzw. silnik turbo-rakietowy (dodatkowe zgłosz. patent. Nr 38926).

Zostały wykonane dwa modele silnika reakcyjnego systemu inż. Bernadzikiewicza; jeden mały, pierwszego układu, przeznaczony głównie do badań nad zjawiskami, zachodzącymi przy obu rodzajach strumienia; drugi, turbo-rakietowy, większych rozmiarów, o pojemności komory spalania 5 litrów.

Próby nad większym modelem zostały, niestety, przerywane z powodu braku potrzebnej większej sumy pieniężnej, natomiast kontynuowane są próby z małym modelem. Doświadczenia przeprowadzone nad tym małym modelem nawiasem mówiąc bardzo prymitywnym, dały wrażenie słuszności tezy, postawionej przez inż. Bernadzikiewicza i spowodowały go do przeprowadzenia dokład-

niejszych doświadczeń. W tym celu został zbudowany nowy model, nieco większy od pierwszego, umocowany na czułym dynamometrze uchylnym, zaopatrzonym w skalę i dającym możliwość przeprowadzenia dokładnych pomiarów. O ile doświadczenia, które są jeszcze w toku, potwierdzą bezpośrednio tezę inż. Bernadzikiewicza, to przy odpowiednich środkach materialnych, realizacja silnika reakcyjnego w Polsce jest kwestią najbliższej przyszłości".

Jako wyjaśnienie do powyższego tekstu należy zaznaczyć, że w owych czasach wyrazem „wydajność” określano sprawność. W ówczesnych publikacjach na temat napędu raketowego sporo uwagi poświęcono problemowi strat spowodowanych mieszaniem się strumienia gazów odrzutowych z otaczającym powietrzem. Min. jako rozwiązanie były proponowane wielokrotne dysze smoczkowe Melota. Dawały one jednak przede wszystkim wzrost ciągu statycznego.

J. Oderfeld prace nad silnikiem opisuje w 1948 r. następująco: „... Szczerłość funduszy zmusiła nas do ryzykownej gry, do budowy dużego modelu. Było bowiem jasne, że na dłużą metę trzeba znacznych sum, których dostawcą mogło być tylko wojsko, a wojsku trzeba było imponować. Porwaliśmy się więc na konstrukcję wielkiego modelu demonstracyjnego.

Projekt, obliczenia, część modeli odlewniczych, znaczna część obróbki mechanicznej i montaż wykonaliśmy sami w warsztaku na Żelaznej. Właściwie tylko odlewy aluminiowe przyszły z zewnątrz. Nawet trudne frezowanie łopatek wirnika przeprowadziliśmy sami, przystosowując do tego celu tokarkę, na którą założono pomysłowy przyrząd do pantograficznego kopiowania.

Jeżeli sobie dobrze przypominam, demonstrowany model pracował wg następującego schematu: Spalanie w komorze przy stałej objętości, zatem komora zamykana zaworami. Sprężarka osiowa z kierownicami. Turbina jednostopniowa osiowa. Dysza wylotowa wielokrotna, celem poprawienia sprawności zewnętrznej.

Krzywkowy napęd zaworów odbywał się z wału turbiny poprzez układ kół zębatach, przedstawiony na rysunku Nr 1, na którym widać również wieniec kierownic sprężarki, a w prawym dolnym i lewym górnym rogu wtryskiwacze. Poziomy wałek pośredni napędzał również akcesoria. Turbina była tak umieszczona, że częściowo chłodził ją strumień powietrza obciążającego, które dopływało do dyszy smoczka.

Przyjęcie skomplikowanego cyklu przy stałej objętości uznaliśmy za konieczne wobec niskiego sprężania wstępnego w sprężarce osiowej, która była właściwie wentylatorem, a nie sprężarką. Ponadto wydawało się nam wówczas, że wypływ pulsujący daje zlekka wyższy ciąg statyczny. Do dziś nie jestem pewien, czy nie mieliśmy trochę racji, w każdym razie łatwiej mi dzisiaj skrytykować schemat, niż wtedy było go wykonać.

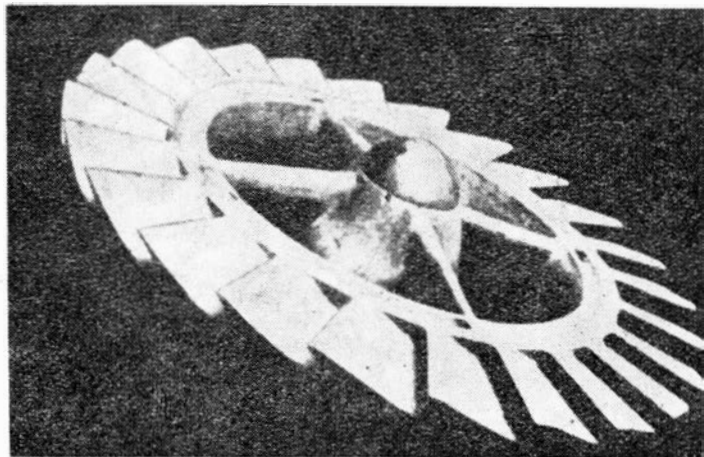
W okresie tym Bernadzikiewicz wydobyl ze skarbca swego doświadczenia przedziwne pomysły obróbkowe i konstrukcyjne. Sachs tchnął w konstrukcję ducha lotniczego, ja wziąłem na siebie obliczenia.

Charakterystyczne dane silnika były: pojemność komory spalania 5 litrów, ilość obrotów na minutę 5000, ilość cykli 1000. Oczekiwaliśmy ciągu statycznego około 20 kilogramów.

W ciągu zdaje się 5 miesięcy zbudowaliśmy demonstracyjny model. Czynił on nieopisanie wiele hałasu, miałą imponujący język płomienia i dawał... bardzo mały ciąg".

Próby silnika odbyły się w końcu 1932 r. na nieruchomym stanowisku badawczym w warsztacie przy ul. Żelaznej. Schemat silnika: sprężarka osiowa, pierścieniowa komora spalania i turbina — był prawdziwy. Korzyść z pulsującej pracy komory spalania nie była łatwa do stwierdzenia. Mały ciąg silnika wskazywał na konieczność licznych poprawek, prób i ulepszeń. Stworzenie nowego urządzenia technicznego jakim był silnik odrzutowy wymagało rozwiązania wielu problemów technicznych. A na to potrzebne były pieniądze. Do warsztaku na Żelazną zaproszono kilku oficerów z działu technicznego Departamentu Aeronautyki, Ministerstwa Spraw Wojskowych. Stwierdzili, że jeśliby silnik był gotowy — to byłoby możliwe rozmowy. Lecz w takim stadium to wojsko nie może dać pieniędzy na badania. Dyrektor Machlejd widząc, że do pozytywnych rezultatów jest jeszcze daleko — zaprzestął swej pomocy finansowej. Zresztą wkrótce zmarł. Przed konstruktorami stanęło widmo zupełnego zaprzestania prac nad silnikiem.

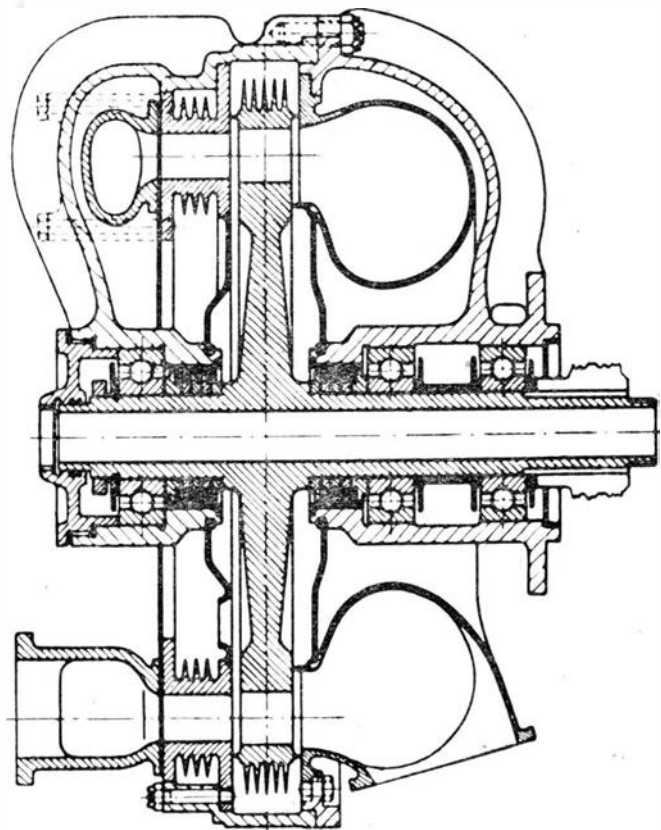
Wówczas zdecydowali się wykonać na własny koszt mały silnik o przewidywanym ciągu 1daN wg pierwszego patentu (zgl. pat. nr 36916) tzn. z napędem rozrządu i zasilaniem sprężonym powietrzem z innego silnika. Paliwem była benzyna. Model ten był znacznie tańszy i prostszy. Był on przeznaczony do zbadania wpływu pulsacji na ciąg.



Rys. 2. Sprężarka dużego modelu

Konstruktorom udało się zainteresować silnikiem dyrekcją Państwowych Zakładów Inżynierii (PZInż.).

Dalsze próby przeprowadzono w 1933 r. w Zakładzie Doświadczalnym PZInż. w Ursusie. W pracach brali udział inż. Bernadzikiewicz i inż. Sachs, gdyż inż. Oderfeld znalazł zatrudnienie w wytwórni silników lotniczych Polskich Zakładów Skody na Okęciu. W końcu maja 1933 r. ogólna działalność PZInż. została poddana krytyce. M.in. specjalna komisja złożona z dwóch profesorów i jednego pułkownika zbadała wyniki i perspektywy prac nad silnikiem odrzutowym. Poniesione wydatki na badania były rzędu 3 tys. zł.



Rys. 3. Schemat turbiny na gazy spalinowe (1938 r.)

Orzeczenie komisji brzmiało: na poważne próby potrzeba 300 tys. zł, nawet gdyby taka suma się znalazła, to szkoda jej wydawać na ten cel. Konstruktorzy rozwiązali spółkę. Inż. Sachs przeszedł do pomocniczego przemysłu lotniczego do wytwórni Steinhagen i Stransky, gdzie zajął się projektowaniem silników tłokowych m.in. do łodzi motorowych. Inż. Bernadzikiewicz dalej zajmował się problemem silnika. Koncepcją silnika zainteresowała się fabryka „Parowóz”, która miała trudności z poważną konkurencją Zakładów H. Cegielskiego w Poznaniu i Fabryką Lokomotyw w Chrzanowie. Próby silnika w „Parowozie” trwały tylko kilka miesięcy i fabryka wycofała swoje zainteresowania problemem. Inż. Bernadzikiewicz powrócił do pracy nad obrabiarkami w Stowarzyszeniu Mechaników w Pruszkowie, a następnie przeniósł się do filii Cegielskiego w Rzeszowie. Do spraw silnika turbodozrutowego już nie powrócił. Podczas okupacji zajmował się w Rzeszowie produkcją galanterii metalowej, a po wojnie kierował biurem technicznym w Cegielskiego w Poznaniu. Zmarł w 1946 r.

Turbina spalinowa

Inż. Sachs i inż. Oderfeld w latach 1933–1936, zajęci swą pracą zawodową, dorywczo poświęcali czas zagadnieniom silnika turbodozrutowego. Postanowili zająć się turbiną, uważając, że problem wysokich temperatur łopatek oraz łożyska wału turbiny są szczególnie trudne. Prace te miały charakter szkiców, obliczeń i rysunków, a dały w wyniku patent nr 23523 dotyczący turbiny. Pomysł dotyczący chłodzenia łopatek w szczycie. Dopiero zbliżające się zagrożenie wojną spowodowało zainteresowanie pomysłem. J. Oderfeld następująco opisuje dalszy przebieg wydarzeń:

„W 1937 r. dyrektor Wł. Łoziński nabył dla PZL-Wytwórnia Silników (taką nazwę otrzymała po upaństwowieniu PZSkody, w których pracował inż. Oderfeld — przyp. red.) całe nasze archiwum turbiny zlecając mi zaprojektować ją jeszcze raz, pod warunkiem, że nie stanie się to z uszczerbkiem dla bieżących prac Biura Studiów. Szło więc raczej o „przewentylowanie zagadnienia”.

Ze względu na wymagania władz wojskowych Biuro Studiów pracowało wtedy w tak bardzo tajnym pomieszczeniu, że jedynym jego połączeniem z resztą fabryki był telefon. Lojalnie zobowiązałem się nie informować Sachsa o rozwoju prac, wzamian za co ten zdumiewająco utalentowany konstruktor, prawdziwy fanatyk idei i prawdziwy patriota zasypał mnie wartościowymi pomysłami, dotyczącymi ulepszeń, których realizacji nie wolno mu było zobaczyć.

„Przewentylowanie zagadnienia” wyszło mi na dobre, przerobiłem bowiem konstrukcję starannie, dostosowując ją do wielkich możliwości, jakie dawały PZL.

Z ekipy fabrycznej cenny wkład w konstrukcję wniósł H. Jackowski (zginął w 1939 r.). Pomyślnie przeprowadzenie badań było zasługą Wł. Strzeszewskiego. W rozwiązywaniu trudnych zagadnień obróbkowych, uczestniczyli E. Kotarski (zginął w 1939 r.) i B. Górski.

W 1938 r. turbina weszła na stoisko próbné.

Za źródła spalin służył silnik Cirrus, połączony z turbiną możliwie krótkimi przewodami. Układ aparatury pozwalał na mierzenie mocy zarówno silnika, jak turbiny. Turbinę hamowano dynamometrem Junkersa. Początkowe paramitutowe próby przedłużano aż do osiągnięcia półtoragodzinnej pracy nieprzerwanej. Moc szczytowa wyniosła 11 do 12 KM, zgodnie z przewidywaniami. Zysk ten przewyższał znacznie spadek mocy silnika, spowodowany przeciwnieniem.

Nie obyło się oczywiście bez trudności w łożyskowaniu, ale po wprowadzeniu drobnych poprawek nie mieliśmy z nim najmniejszego kłopotu. Olejowego chłodzenia wału w ogóle nigdy nie włączano. Natomiast poważnemu defektowi uległ zewnętrzny pierścień chłodzący, nasadzony i nitowany. Ponieważ spodziewaliśmy się tego od początku, więc w chwili wypadku, zresztą niegroźnego, była już wyeksperymentowana metoda obrabiania wirnika z jednej sztuki. Aby jednak nie tracić czasu, skasowano chłodzenie zupełnie i przekonano się, że niebezpieczeństwo spalania łopatek było mniejsze niż oczekiwano.

W rezultacie w lutym 1939 r. zebrano obszerny i dość zachęcający materiał, po czym prace... przerwano, bo w 1939 r. wydarzenia tak już szybko postępowały naprzód, że hierarchia — pilne, pilniejsze, najpilniejsze, jeszcze pilniejsze, państwowe pilne itd. — rozciągnęła się w nieskończoność i na zastosowanie turbiny do silnika nikt nie miał już czasu”.

Dokumentację własną spaliłem we wrześniu 1939 r. wraz z paruset kilogramami rysunków Biura Studiów PZL-Wytwórni Silników. „Sachs we wrześniu 1939 r. walczył w obronie Warszawy i odniósł lekką ranę. Nadszedł rok 1940. Kleszcze niemieckie coraz mocniej się zaciskały. Sachs należał do tajnej organizacji wojskowej i postanowił przedostać się na Węgry. Pierwsza próba nie powiodła się. Za drugim razem we wrześniu 1940 r. wyszedł po poważnej chorobie i zatrzymał się na chwilę w lesie, aby nabrać sił. Cała grupa przeszła szczęśliwie, on jeden wpadł w ręce Niemców. Potem nastąpił areszt przejściowy i wreszcie Oświęcim. Wiadomość o śmierci przyszła w 1941 r.”.

Inż. Jan Oderfeld został po wojnie profesorem silników lotniczych na Wydziale Lotniczym Politechniki Warszawskiej. Informację o pracach nad silnikiem i turbiną zawdzięczamy Jego uprzejmości.

LITERATURA

1. W. BERNADZIKIEWICZ, J. ODERFELD, J. SACHS: Problem lotniczego silnika reakcyjnego. Ref. na VII Zjeździe Inżynierów Mechaników. Technika samochodowa, 1933, nr 5 (czerwiec), s. 123–129.
2. J. ODERFELD: Pionierskie lata. Technika Lotnicza, 1948, nr 1, s. 28–31.
3. A. STRUG: Turbina z Żelaznej. Sztandar Młodych, 1959, nr 152A z 27–28 czerwca, s. 3.
4. W. BERNADZIKIEWICZ: Zgłoszenie patentowe nr 36916 i nr 38926.
5. J. ODERFELD, J. SACHS: Patent nr 23523.
6. W. STRZESZEWSKI: Silniki lotnicze. Sprężarki i ich napęd. PZL, Warszawa, 1939 r.
7. J. ODERFELD: Sposoby opanowania temperatur w turbosprężarkach. Techniczne Nowości Lotnicze, 1937, nr 8, s. 212–215.
8. Les Ailes nr 853 i nr 854.

PROJEKTY

• Wik. Brytania—Włochy • EH Industries EH-101

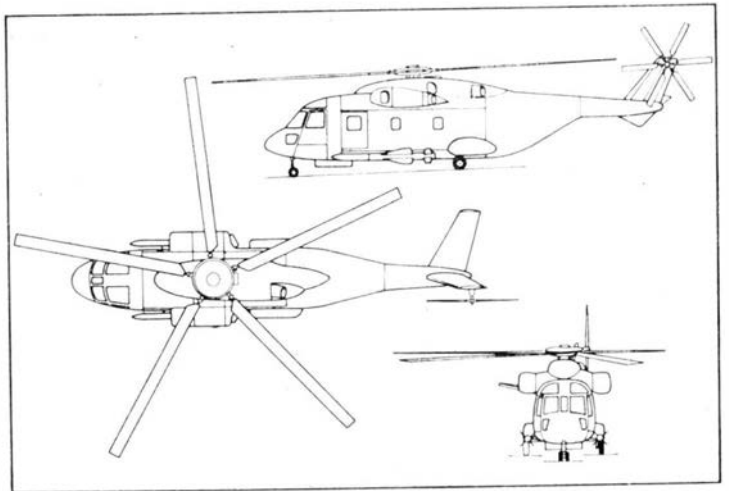
Wielozadaniowy śmigłowiec klasy 13 000 kg

Od 1979 r. firmy Westland i Agusta pracują nad projektem śmigłowca EH-101, który ma spełnić wymagania marynarki brytyjskiej i włoskiej dot. śmigłowców do zwalczania okrętów podwodnych i zastąpić śmigłowiec Westland Sea King. Jest on powiększeniem wcześniej projektowanego śmigłowca WG34, który początkowo miał być odpowiedzią na wymagania Royal Navy. Poza wersją podstawową (do zwalczania okrętów podwodnych), będą budowane wersje: szturmowa z pociskami Exocet, do transportu żołnierzy i pojazdów wojskowych, pasażerska, towarowa i do przewozów VIP. Do kierowania całością przedsięwzięcia utworzono stowarzyszenie przemysłowe EH Industries.

EH-101 ma konwencjonalny układ z 5-łopatowym wirnikiem nośnym i 6-łopatowym śmigłem ogonowym oraz trójsilnikowy zespół napędowy z dwoma silnikami umieszczonymi w gondolach bocznych i trzecim w lewej części osłony przekładni głównej. Łopaty wirnika i śmigła są wykonane z laminatu, który stosuje się również w konstrukcji kadłuba. Podwozie główne jest chowane do osłon przykadłubowych, które w wersjach transportowych są przedłużone do przodu tworząc dodatkowe zbiorniki paliwowe (zbiorniki główne — pod podłogą kadłuba). Konstrukcja kadłuba umożliwia zastosowanie rampy ogonowej. Pomieszczenie ładunkowe ma długość 6,50 m (bez przestrzeni nad rampą), szerokość 2,50 m i wysokość 1,90 m, co daje objętość 30,91 m³. Wojskowa wersja transportowa będzie zabierać 24 komandosów lub 31 żołnierzy piechoty, a wersja pasażerska — 30 pasażerów. Wersja przeciw okrętom podwodnym jest uzbrojona w 4 torpedy samonaprowadzające i 2 duże pociski typu Exocet. Prototypy będą napędzane silnikami General Electric T700 o mocy 1260 kW (1710 KM), w śmigłowcach seryjnych mają być zastosowane silniki Rolls-Royce Turbomeca RTM321. Pierwszy oblot prototypu planowany jest na 1985 r., a pierwsze dostawy śmigłowców — na 1988 r.

Dane techniczne (z silnikami T700)

Srednica wirnika nośnego	18,29 m
Srednica śmigła ogonowego	4,06 m
Długość od nosa do piasty śmigła ogonowego	18,15 m
Wysokość do piasty śmigła ogonowego	5,26 m



Masa własna	6830 kg
Masa paliwa maks.	3630 kg
Masa startowa normalna	13 000 kg
Masa startowa maks.	13 600 kg
Prędkość maks. n.p.m.	305 km/h
Pułap zawisu bez wpływu ziemi	1460 m
Zasięg bez rezerwy paliwa	1945 km
Długość lotu (dla masy startowej norm.)	
na 3 silnikach n.p.m.	7,2 h
na 2 silnikach, na 900 m	8,6 h
	W.K.

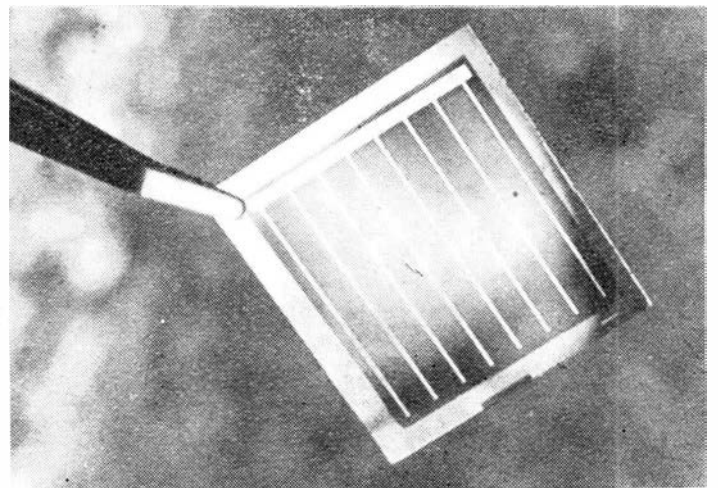
NOWOŚCI TECHNICZNE

Nowy materiał na ogniwa słoneczne

Krzem krystaliczny jest bezkonkurencyjny jako materiał wyjściowy wielu elementów elektroniki, lecz z powodu wysokiej ceny nie może on znaleźć zastosowania w dużych systemach, takich jak systemy energetyczne z ogniwami słonecznymi. Firma Siemens pokłada duże nadzieje w krzemie bezpostaciowym, który mógłby obniżyć cenę ogniw słonecznych z 50 dol./W do 0,5 dol./W. Ogniwa słoneczne wykonane z bardzo cienkiej warstwy krzemu bezpostaciowego (i dzięki temu tanie) firma Siemens pokazała na wystawie w Hanowerze w 1981 r.

Materiał wyjściowy wytwarza się — przy małym zapotrzebowaniu energii — metodą rozkładu SiH₄. Oczekuje się, że tak otrzymany krzem bezpostaciowy zapewni sprawność ogniw słonecznych 10÷20% (obecnie uzyskane w laboratorium badawczym Siemensu sprawności wynoszą 5÷6%). Umożliwi on również postęp w rozwoju innych elementów półprzewodnikowych, jak np. nowego typu cienkowarstwowych tranzystorów.

Dzięki zastosowanej metodzie wytwarzania krzemu bezpostaciowego uzyskuje się tak cienkie jego warstwy (1 μm), że koszty właściwego półprzewodnika są niższe od kosztów materiału nośnego. Cienkie warstwy i duża sprawność ogniw z krzemu bezpostaciowego sprawiają, że koszty dużych systemów energetycznych z takimi ogniwami będą



100-krotnie niższe niż w przypadku zastosowania ogniw z krzemu krystalicznego, co zapewni im konkurencyjność w stosunku do innych systemów.

W.K.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Spiska 4 m 16

Tel. 22-15-24

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Sytuacja i problemy polskiej komunikacji lotniczej	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
Jerzy Bukowski (1902÷1982) (LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Polskie Linie Lotnicze LOT w 1981 r.	4
W. Stafiej: Obliczeniowe konsekwencje wzrostu masy szybowca	5
PROJEKTY: Saab 2105 — Szwecja	7
J. Bereżański, J. Stanisławski, K. Szumański: Eksploatacja śmigłowca na terenie pochyłym (I)	8
Z. Magnuszewski: Obłodzenie lotniczych silników turbinowych	11
KARTOTEKA TLiA: Cessna 152 — USA	15
Mikołaj MiG-23 — ZSRR	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Szkolenie lotnicze	19
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Ocena głośności sprzętu lotniczego (II)	20
Dokumenty i wydawnictwa ICAO	21
S. Danilecki: Zastosowanie analizy trwałości zmęczeniowej do oceny skutków uszkodzeń lokalnych i efektów napraw powłok skrzydła. Cz. III. Przykład stosowania analizy trwałości zmęczeniowej z wykorzystaniem jednostkowego zużycia zmęczeniowego	23
XXXII Kongres Astronautyczny, Rzym, 6÷12 września 1981 r. — Zdzisław Brodzki 	27
A. Glass: Próby zbudowania silnika turbodrzutowego w Polsce w latach trzydziestych (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	28
PROJEKTY: EH Industries EH-101 — Wlk. Brytania-Włochy	31
NOWOŚCI TECHNICZNE: Nowy materiał na ogniwa słoneczne	31
Na okładce: Samolot myśliwski MiG-23 — rys. K. Cieślak	

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działów:

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

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Górski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (zca przew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancewicz, mgr inż. E. Kotodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Młostek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stanekiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki



STAFIEJ W.: Obliczeniowe konsekwencje wzrostu masy szybowca. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 6, s. 5

Przedstawiono przyczyny wzrostu masy szybowca oraz wpływ tego wzrostu na równowagę podłużną, osiągi i obciążenia szybowca.

PEREŻAŃSKI J., STANISŁAWSKI J., SZUMAŃSKI K.: Eksploatacja śmigłowca na terenie pochyłym (I). TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 6, s. 8

W artykule podano podstawy analitycznego wyznaczania granic eksploatacji śmigłowca (rozruch, start, lądowanie i zatrzymanie wirnika) na terenie pochyłym oraz metodę przeprowadzenia symulacyjnych badań empirycznych weryfikujących analizy i metodę realizacji prób w warunkach naturalnych poszerzających ocenę użytkowania śmigłowca.

MAGNUSZEWSKI Z.: Obłodzenie lotniczych silników turbinowych. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 6, s. 11

W artykule podano podstawowe czynniki wpływające na intensywność oblodzenia elementów lotniczych silników turbinowych, przedstawiono mechanizm powstawania oblodzenia w czasie lotu w chmurach składających się z kropli przechłodzonej wody i w chmurach zawierających kryształki lodu oraz poza chmurami — przy szybkim schodzeniu samolotu z większych wysokości, a także w czasie kołowania, startu i wznoszenia w dodatnich temperaturach otoczenia, wyjaśniono wpływ prędkości i wysokości lotu na proces oblodzenia; omówiono wpływ oblodzenia na pracę silnika i wynikającą stąd konieczność stosowania instalacji przeciwooblodzeniowych.

DANILECKI S.: Zastosowanie analizy trwałości zmęczeniowej do oceny skutków uszkodzeń lokalnych i efektów napraw powłok skrzydła. Cz. III. Przykład stosowania analizy trwałości zmęczeniowej z wykorzystaniem jednostkowego zużycia zmęczeniowego. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 6, s. 23.

Opisano metodę oceny skutków uszkodzeń lokalnych w oparciu o jednostkowe zużycie zmęczeniowe. Przedstawiono przykład obliczeń i badań oraz przykłady próbek modelujących naprawy.

GLASS A.: Próby zbudowania silnika turbodrzutowego w Polsce w latach trzydziestych. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 6, s. 28

Przedstawiono dzieje prac inż. W. Bernadzikiewicza, inż. J. Oderfelda i inż. J. Sachsa nad silnikiem turbodrzutowym w latach 1931÷1933 oraz prac nad turbiną do silnika turbodrzutowego wykonane w PZL w latach 1937÷1939 przez inż. J. Oderfelda.

CONTENTS

STAFIEJ W.: Analytical consequences of increase in the mass of a glider. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 6, p. 5

The reasons for increase in the mass of a glider as well as influence of that increase on longitudinal balance, performance and loads of the glider, have been demonstrated.

PEREŻAŃSKI J., STANISŁAWSKI J., SZUMAŃSKI K.: Operation of a helicopter on sloped ground (I). TLiA, vol. XXXVII, 1982, No 6, p. 8

The paper presents elements of analytical determination of limits helicopter operation (engine start, take-off, landing and stopping the rotor) on sloped ground and a method of simulation experimental tests verifying the analysis, as well as a method to carry out tests in natural conditions developing the evaluation of helicopter operation.

**Konkurs lotniczy**

Prezydium Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP (w poszerzonym składzie) omówiło projekt regulaminu konkursu na wykorzystanie w lotnictwie polskim krajowych materiałów i części. Celem konkursu jest wyeliminowanie (w możliwie największym stopniu) surowców i wyrobów importowanych z procesów wytwarzania i eksploatacji sprzętu lotniczego. W konkursie, pomyślanym jako akcja wieloletnia, przyznawane będą liczne nagrody w wysokości 10÷50 tys. zł oraz wartościowe wyróżnienia.

Pełny tekst regulaminu konkursowego zostanie opublikowany w *TLiA* po zatwierdzeniu go przez plenarne zebranie Zarządu Sekcji.

Konferencja „Aktualne problemy polskiego lotnictwa”

Poszerzone Prezydium Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP omówiło założenia do kolejnej konferencji pt. „Aktualne problemy polskiego lotnictwa”. Postanowiono ukierunkować organizację konferencji na integrację społecznej działalności lotniczej. Po dyskusji uznano, że w związku z sytuacją w polskim lotnictwie cywilnym oraz z warunkami stanu wojennego w Polsce należy przesunąć termin konferencji na rok przyszły. Natomiast jest bardzo celowe natychmiastowe wszczęcie akcji integracyjnej stowarzyszeń i zawodów lotniczych (APRL, lekarzy, dziennikarzy, pilotów, SITK, SEP, SITChem itp.), rozpoczynając ją chociażby spotkaniami „okrągłego stołu”. Warto tu przypomnieć, że w skład przedwojennego Związku Polskich Inżynierów Lotniczych (ZPIL) wchodziły wszystkie branże współpracujące z lotnictwem cywilnym i wojskowym. Dziś chcemy poszerzyć te założenia, integrując oprócz branż również istniejące stowarzyszenia i koła lotnicze.

Przedstawiciele Sekcji Lotniczej SIMP

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zaproponował zgłoszenie swoich przedstawicieli do siedmiu (z 22) komitetów naukowo-technicznych NOT:

- kol. Andrzeja Wierzbę z Instytutu Lotnictwa do Komitetu Prognozowania Rozwoju Techniki,
- kol. Jerzego Maryniaka z Politechniki Warszawskiej do Komitetu Doskonalenia Kadry,
- kol. Jerzego Horbaczewskiego do Komitetu Jakości,
- kol. Zdzisława Stankiewicza z Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych do Komitetu Techniki Obronnej,
- kol. Mieczysława Sikorskiego z Szefostwa Techniki Lotniczej MON do Komitetu Eksploatacji Maszyn i Urządzeń,
- kol. Tadeusza Kostię z Instytutu Lotnictwa i kol. Marka Michalskiego z Akademii Rolniczej do Komitetu Gospodarki Żywnościowej,
- kol. Aureliusza Misiorka z Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego do Komitetu Transportu.

Współpraca między sekcjami

Przerwana w pewnym okresie ścisła łączność między zarządami sekcji lotniczych SIMP i SITK została ostatnio przywrócona. Przedstawicielem SL SIMP w bratniej sekcji jest kol. Waclaw Zaremba, zaś delegatem SL SITK w Zarządzie SL SIMP — kol. Franciszek Gwiżdż.

30 kwietnia br. odbyło się spotkanie członków prezydiów zarządów obu sekcji lotniczych. Z ramienia SIMP wzięli w nim udział kol. kol.: A. Misiorek (przewodniczący), J. Horbaczewski, A. Glass i W. Zaremba (sekretarz), zaś z ramienia SITK kol. kol.: R. Zaremba (przewodniczący), E. Kołodziński i F. Gwiżdż. Na spotkaniu omówiono zakres bieżących prac oraz przedyskutowano i uzgodniono przyszłą społeczną działalność i współpracę zarządów sekcji lotniczych.

Tezy transportowe

Przedstawiciele Sekcji Lotniczej SIMP w podzespole „Transport” w IV Komitecie Kongresu Techników Polskich opracowali wnioski dotyczące środków transportu. Ze względu na ich aktualność w lotnictwie, podajemy najważniejsze:

- stan techniczny i funkcjonowanie transportu w Polsce wymagają pilnej i zdecydowanej poprawy,
- w celu zapewnienia właściwej eksploatacji i utrzymania infrastruktury oraz taboru w pełnej gotowości, muszą być zapewnione:
 - a) ścisłe sprzężenie zaplecza remontowego z działalnością przedsiębiorstwa transportowego,
 - b) rozwój i modernizacja systemu obsługowo-naprawczego do poziomu zapewniającego optymalne wykorzystanie taboru,
 - wytwórnie taboru transportowego powinny zapewnić właściwe warunki użytkowania i doskonalenia przez:
 - a) zapewnienie dostaw części zamiennych, podzespołów i materiałów eksploatacyjnych,
 - b) doskonalenie i dostosowanie do potrzeb użytkowników systemów obsługi serwisowej,
 - c) uruchamianie produkcji nowego sprzętu, dostosowanego do obecnych i przyszłych potrzeb transportowych,
 - d) systematyczne doskonalenie parametrów użytkowych sprzętu transportowego, ze szczególnym uwzględnieniem ekonomii w eksploatacji,
 - e) doskonalenie konstrukcji w celu podniesienia stopnia niezawodności, trwałości eksploatacyjnej i bezpieczeństwa w użytkowaniu,
 - celowe jest przygotowanie kompleksowej oceny stanu i kierunków rozwoju transportu oraz opracowanie (w oparciu o analizę i sondaż opinii środowiskowych) szczegółowych wniosków i postulatów dla konkretnych dziedzin,
 - do działalności ukierunkowanej tezami kongresowymi powinny włączyć się koła zakładowe stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT.

PRENUMERATA

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

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

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

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

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

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

- do 25 listopada (w 1982 r. wyjątkowo do 5 grudnia) na I kwartał, I półrocze i cały rok następny oraz prenumeratę stałą (wieloletnią),
- do 10 marca — na II kwartał,
- do 10 czerwca — na III kwartał i na II półrocze,
- do 10 września — na IV kwartał.

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

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

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

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

PZL-106B Kruk *agricultural aircraft*



NEW VERSION OF PZL-106 KRUK AIRCRAFT HIGH ECONOMIC

New features:

- New wing with shortened bracing struts
- Improved aerodynamics, high L/D ratio
- Reduction of fuel consumption

Production variants:

- PZL-106 BR with PZL-35 S 600 hp engine
- PZL-106 BS with PZL ASz-62 IR 1000 hp engine

Leading features:

- 1000 kg chemical load
- Excellent visibility
- Very safe
- Good service access



MANUFACTURER:

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

Exporter:

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

 **PEZETEL**
POLAND