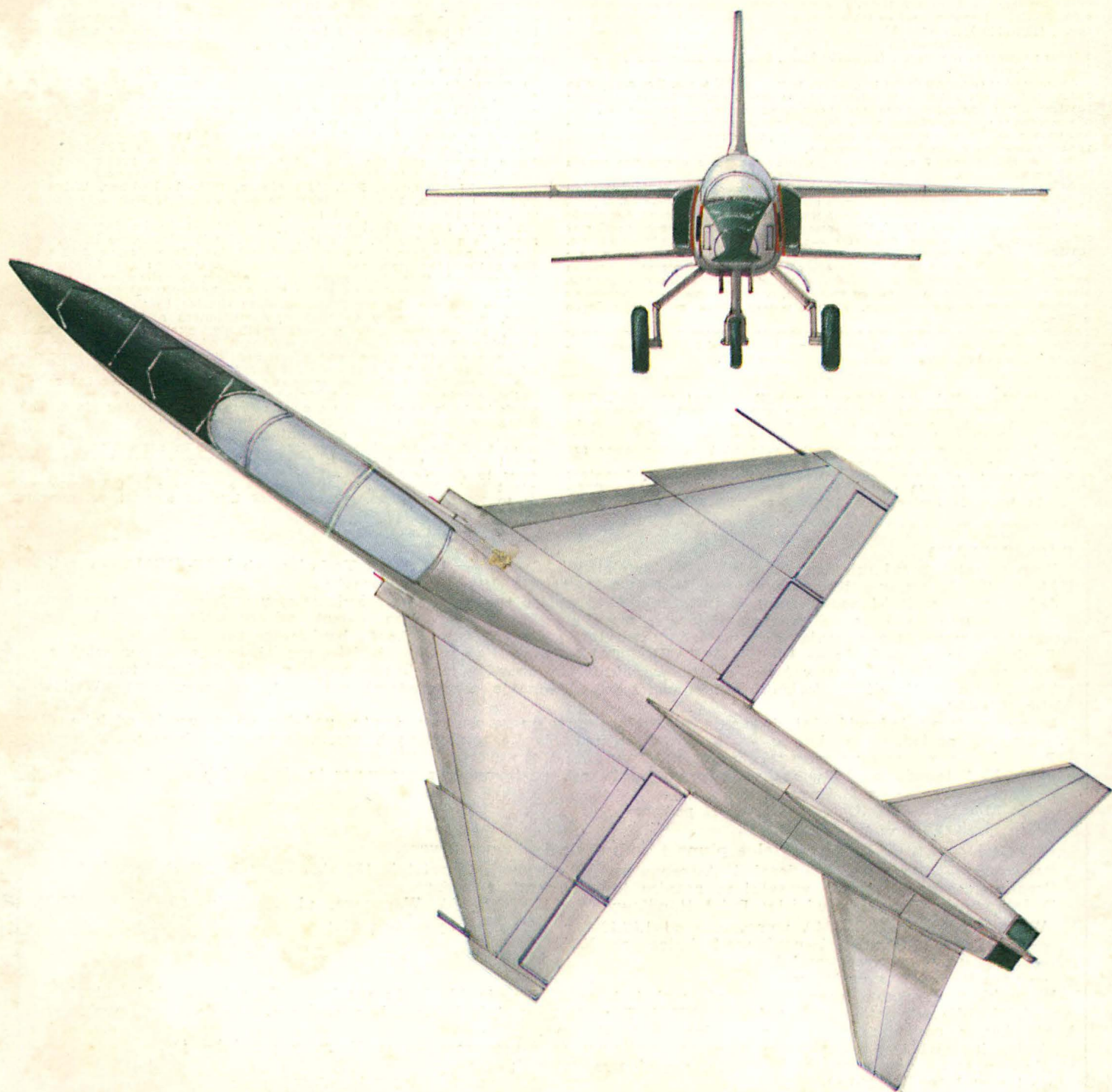


TECHNIKA

7'83

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 60,-
ISSN 0040 1145

WYDAWNICTWO NOT SIGMA

● Трехлетний план завода ВСК ПЗЛ Варшава-Окече на 1983÷85 годы предполагает среднее годовое увеличение производства и услуг порядка 8,5% по сравнению с 1982 г., при этом в области продукции — на 15%. Несмотря на увеличение производства и услуг, финансовые результаты завода удержатся на уровне 1982 г. из-за предполагаемого дальнейшего увеличения стоимости материалов и заработной платы, а также амортизации — из-за изменения стоимости машинного парка и зданий. Увеличение производства и снижение себестоимости продукции обеспечат увеличение прибыли и полное самофинансирование завода, за исключением некоторых инвестиций, о чем ниже. Увеличение числа работников завода составит 3% — только в области продукции.

На увеличение серийного производства и экспорта влияет значительное увеличение заказов из Советского Союза на запасные части для Ан-2, металлические винты АВ-2 и сельскохозяйственную аппаратуру для этого самолета. Это увеличение связано также с развитием производства самолета ПЗЛ-110 Колибер и открытием продукции дельтапланов З-80Б и винтов АВ-24 для самолета Ан-28. Заказы на самолеты Крук еще не сконкретизированы. Предполагается значительное увеличение инвестиций, связанных м.др. с модернизацией машинного парка и заменой изношенных машин. Инвестиции, связанные с открытием выпуска винтов АВ-28 будут произведены на основе дотации и кредитов. На таких же условиях будет развиваться также предполагаемое строительство кварталов.

В области развития, завод намерен довести до конца уже начатые работы, т.е. Вилга на полплавках, сельскохозяйственный вариант самолета Вилга, а также ПЗЛ-106БР Крук с редукторным двигателем и новым винтом. Среди работ, связанных с модернизацией изделий, можно указать усовершенствованные варианты самолетов Вилга и Крук. Предполагается довести до конца работы в области новых конструкций — учебно-тренировочного ПЗЛ-130 Орлик и сельскохозяйственного ПЗЛ-126 Мрувка. Будут разработаны и выпущены новые типы винтов для самолетов ПЗЛ-106БР Крук, ПЗЛ-130 Орлик, ПЗЛ-126 Мрувка, ПЗЛ-110 Колибер, Вилга 88, ПЗЛ-М20 Мева, ПЗЛ-М26 Искерка и ПЗЛ-М24 Дромалер Супер.

Авиахимические услуги будут возрастать только на 3% в год. Это связано со снижением спроса на авиахимические услуги для государственных сельских хозяйств и предполагаемым снижением спроса на услуги для лесоводства. Для обеспечения удержания объема услуг Завода Авиахимических Услуг на нынешнем уровне, необходимо найти новые виды услуг, такие как опрыскивание садов, тушение пожаров и обработка терриконов.

Описанный трехлетний план указал программу работы коллектива завода на ближайшие годы.

● Польско-заграничное общество Марко-Электроник с местопребыванием в г. Краков начало в г. Лодзь работы в области продукции самолетов. Фирма, принадлежащая к ПХЗ Полимер, взяла напрокат часть помещений Аэроклуба г. Лодзь площадью в 120 м². Управление предприятием, в котором работает 5 человек, поручено Ярославу Яновскому — конструктору самолета Пшоньска. Предприятие строит прототип самолета, который будет выпускаться в виде наборов полуфабрикатов для самостоятельной сборки. Предполагается поставка наборов в Бельгию, где есть любители, которые готовы собирать самолеты. Из-за довольно высокого дефицита вложения, необходимого из-за применения в производстве стеклопластиков, не предусматривается продажа наборов в Польшу.

● Стоимость авиахимических услуг, выполняемых вертолетами предприятия в Свиднике, составила за 1982 г. 260 млн. зл. Завод ВСК ПЗЛ-Свидник располагает парком 60 сельскохозяйственных вертолетов Ми-2.

to be sent to Belgium where they will be put together. The company have information that there are prospective buyers in Belgium who can assemble all the airplane themselves. Due to relatively high outlay of foreign currency necessary for production of airplanes from laminates, the sale of these airplanes for the Polish market is not planned.

● The worth of air agricultural service rendered by helicopters from Swidnik in 1982 amounted to 260 million zl. WSK PZL-Swidnik have 60 agricultural helicopters Mi-2 for this purpose.

● The three-year plan for the years 1983÷1985 for WSK PZL-Warszawa-Okecie assumes the average yearly growth in sales of production and services by approx. 8,5% in comparison with that of 1982, including increase by ca. 15% for the Lot Production Division. On the other hand, in spite of the growth in value of production and services, the financial results of the factory activity will remain at the level of 1982 because of the expected further increase in material prices and wages as well as amortization in connection with re-estimation of the fixed assets. Increase in production output and lowering in production costs (improvement in productivity etc.) will ensure growth in profit and full self-financing, excluding some investments which will be discussed below. The increase in employment, and that taking place in the production sector only, is to be 3%.

The growth in lot production and exports is affected by significant increase in the quantity of orders placed by the Soviet Union for spare parts for the An-2, metal propellers AW-2 and agricultural equipment for this aircraft. This growth is connected with development of production of the PZL-110 Koliber airplanes and with starting-up of production of the Z-80B paragliders and the AW-24 propellers for the An-28 aircraft. On the other hand, orders for the Kruk airplanes are not put into precise form yet. Significant increase is planned in investments connected with e.g. purchases associated with modernization of the machine stock and with replacement of the used up machinery. The investments related to starting up production of the AW-24 propellers will be executed on the basis of allocations and credits. The problem of the planned housing development will be solved similarly.

Within the scope of development work the factory is going to complete the jobs started previously, such as: the Wilga on floats, agricultural version of the Wilga as well as the PZL-106BR Kruk with a geared engine and with a new propeller. Among the jobs related to the production carried out up to now evolutionary versions of the Wilga and of the Kruk are to be developed. The work at new designs such as the PZL-130 Orlik basic trainer and the PZL-126 Mrówka ag-plane are also to be completed. New types of propellers for new airplanes PZL-106BR Kruk, PZL-130 Orlik, PZL-126 Mrówka, PZL-110 Koliber, Wilga 88, PZL-M20 Mewa, PZL-M26 Iskierka and PZL-M24 Dromader Super will also be designed and made.

The air agricultural services are planned to be increased by a ca. 3% a year only. This is connected with decrease in demand for air agricultural services rendered for State Farms and with the anticipated decrease in demand for services for forestry. It is expected that the amount of export services will remain unchanged. In order to allow the Air Agricultural Service Division to achieve the worth of services similar to that reached till now, it is necessary to find new customers and to attain this goal, to develop new process methods, such as e.g. orchard spraying, fire fighting or management of mining dumps.

The presented three-year plan has defined a clear program of activity for the factory staff for the years to come.

● Marco-Elektronik, a company established by foreigners of Polish origin and having their abode in Cracow, have commenced work in Lodz at starting up an airplane manufacturing plant. The company, being a member of "Polimar" Foreign Trade Enterprise, have rented in consultation with the Aeroclub of Lodz a part of the Aeroclub premises of 120 m² in area. The management of the plant, which employs 5 persons, has been turned over to Jaroslaw Janowski — the designer of Przasnieszka. The plant is building a prototype of an airplane and the prototype is to be pattern for production of kits of aircraft components

PRENUMERATA

Prenumeratę przyjmuje bezpośrednio **Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych NOT-SIGMA — skrytka 1004, 00-950 Warszawa. Konto bankowe: 1036-7490-139-11 III O/M NBP Warszawa.**

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

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

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

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

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

- do 15 listopada na I kwartał, I półrocze i cały rok następny oraz prenumeratę stałą (wieloletnią),
- do 28 lutego — na II kwartał,
- do 31 maja — na III kwartał i na II półrocze,
- do 31 sierpnia — 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.NOT-SIGMA Warszawa, ul. Bartycka 20, tel.: 40-37-31.

Wydawnictwo NOT SIGMA wprowadza od 1.07.1983 r. prenumeratę ulgową dla:

- członków stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT,
- studentów wyższych uczelni,
- uczniów szkół zawodowych.

Warunkiem uzyskania prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu przekazu dla nabywcy indywidualnego na odcinku dla adresata przez właściwe SNT-NOT, wyższą uczelnię lub szkołę zawodową oraz dokonanie wpłaty na konto j.w. z podaniem tytułów zamawianych czasopism.

Jeden kwartał jest najkrótszym okresem możliwym do zaprenumerowania. Terminy przedpłat j.w.

Cena naszego czasopisma w prenumeracie ulgowej wynosi:

- kwartalnie 120 zł
- półrocznie 240 zł
- rocznie 480 zł



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVIII LIPIEC 1983

TECHNIKA

7'83

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

LOT podnosi skrzydła

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Gdy we wrześniu ub.r. pisaliśmy o sytuacji w polskiej komunikacji lotniczej — głównym problemem było przetrwanie przedsiębiorstwa i zatrzymanie wysokokwalifikowanej kadry. A jaka jest sytuacja LOT-u w br.? Odpowiedź na to pytanie dał gen. bryg. pil. Józef Kowalski, dyrektor PLL LOT, w wywiadzie udzielonym W. Jackiewiczowi dla *Kuriera Polskiego*:

„Najważniejsze, że przetrwaliśmy to co najgorsze, a mianowicie całkowite wstrzymanie przewozów krajowych i międzynarodowych na przełomie 1981/1982 r. Przetrwaliśmy jako przedsiębiorstwo zachowując prawie w nienaruszonym stanie potencjał przewozowy w postaci sprzętu i — co najważniejsze — ludzi, bowiem redukcja objęła raptem 10% załogi. W minionym roku pracownicy LOT-u poddani zostali ciężkiemu egzaminowi z zakresu inicjatywy, operatywności i pracowitości. I egzamin ten zdali dobrze: od stycznia do grudnia ub.r. odbudowaliśmy w podstawowej skali krajową i międzynarodową sieć połączeń. W br. samoloty docierać będą do 34 portów w 30 krajach świata”. W dalszej części wywiadu zostały podane wyniki przewozowe i ekonomiczne przedsiębiorstwa, zamierzenia na bieżący rok oraz problemy modernizacji taboru latającego. Podajemy główne informacje w skrócie.

Przewozy i wyniki ekonomiczne

W 1979 r. LOT przewiózł 1,993 mln pasażerów, w 1980 r. 1,830 mln pasażerów, w 1981 r. 1,710 mln, a w 1982 r. 907 tys., w tym ponad połowę (473 tys.) na liniach zagranicznych. W br. LOT ma nadzieję przewieźć 1,2 mln pasażerów, z czego 630 tys. na liniach zagranicznych. Wzrost zagranicznych przewozów lotniczych m.in. wiąże się z ta-

kimi wydarzeniami jak obchody 40-lecia powstania w getcie warszawskim, wizyta papieża Jana Pawła II oraz trzydziestą rocznicą zwycięstwa Jana III Sobieskiego pod Wiedniem.

1982 r. LOT zakończył nadwyżką wpływów nad wydatkami wynoszącą 2 mld zł, zaś w br. spodziewana jest akumulacja w wysokości 3 mld zł.

Problemy samolotów

W ramach wymiany sprzętu na ekonomiczniejszy i nowocześniejszy LOT, dzięki życzliwej postawie Związku Radzieckiego, odsprzedał Aerofłotowi wszystkie Tu-134 i odsprzedał wszystkie Il-62. Dzięki temu w eksploatacji pozostaną tylko ekonomiczniejsze i nowocześniejsze Tu-134A i Il-62M. W zamian za odsprzedane samoloty LOT zakupi mniej paliwochłonne Il-62M oraz ewentualnie zmodernizowane Tu-154. LOT interesuje też radziecki aerobus Il-86, którego cena wynosi 21 mln rb., podczas gdy zachodnioeuropejski aerobus A-300 kosztuje 45 mln dol. Mówiąc o miejscu zakupu sprzętu gen. J. Kowalski podkreślił: „Miejscem dla nas najkorzystniejszym jest przede wszystkim największy sojusznik i partner gospodarczy naszego kraju — Związek Radziecki”. „Proszę mi wierzyć — modernizujemy nasz tabor latający po dogłębnej analizie ekonomicznej oraz w oparciu o wszystkie aspekty tego rodzaju przedsięwzięć. Nie przeczę, że w kalkulacji swej uwzględniamy też w pewnym stopniu względy polityczne. Inaczej zresztą być nie może, bo czy wyobraża pan sobie, jak byłbyśmy dziś, tzn. w okresie restrykcji amerykańskich, wyglądali, dysponując tylko — powiedzmy — sprzętem amerykańskim? To byłaby dopiero dla nas pętla!”

PRENUMERATA ROCZNA
NAJPEWNIĘSZĄ FORMĄ NABYCIA
NASZEGO CZASOPISMA



POLSKA

● Plan trzyletni na lata 1983-1985 dla WSK PZL-Warszawa-Okęcie zakłada średni roczny wzrost sprzedaży produkcji i usług rzędu 3,5% w stosunku do 1982 r., w tym w Zakładzie Produkcji Seryjnej o ok. 15%. Natomiast mimo wzrostu wartości produkcji i usług wyniki finansowe zakładu utrzymają się na poziomie 1982 r. ze względu na przewidywany dalszy wzrost cen surowców i materiałów oraz płac, a także amortyzacji w związku z przeszacowaniem majątku trwałego. Wzrost produkcji i obniżka kosztów produkcji (wzrost wydajności itp.) zapewnią wzrost zysku i pełne samofinansowanie się zakładu z wyjątkiem niektórych inwestycji, o czym będzie niżej. Wzrost zatrudnienia, i to tylko w produkcji, ma wynieść 3%.

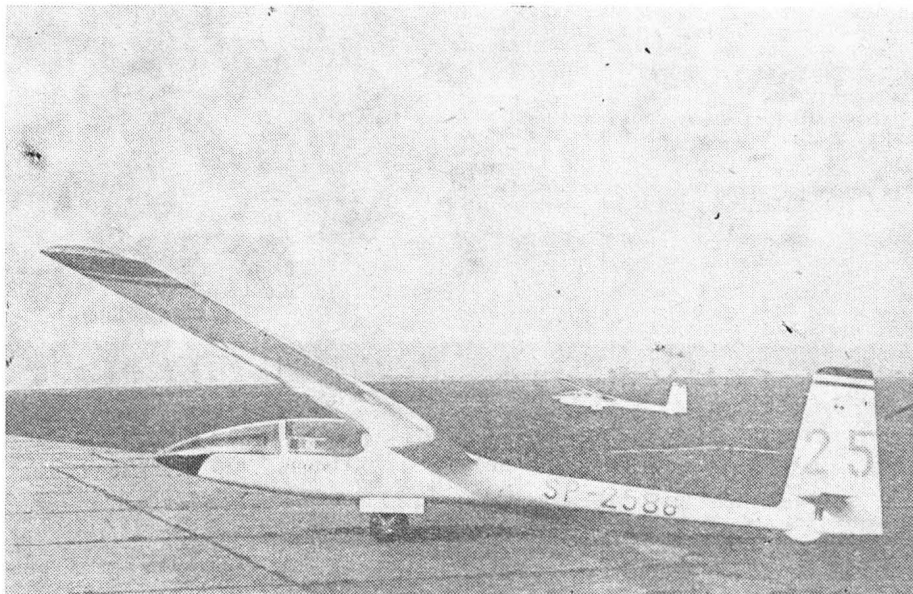
Na wzrost produkcji seryjnej i eksportu wpływa znaczne zwiększenie zamówień Związku Radzieckiego na części zamienne do An-2, śmigła metalowe AW-2 i wyposażenie rolnicze do tego samolotu. Wzrost ten wiąże się też z rozwojem produkcji samolotów PZL-110 Koliber i uruchomieniem produkcji lotni Z-80B oraz śmigieł AW-24 do samolotu An-28. Natomiast dotychczas nie są skonkretyzowane zamówienia na samoloty Kruk. Zakłada się znaczny wzrost inwestycji związanych m.in. z zakupami dotyczącymi modernizacji parku maszynowego i wymiany zużytych maszyn. Inwestycje związane z uruchomieniem produkcji śmigieł AW-24 będą wykonane na podstawie dotacji i kredytów. Podobnie będzie z planowanym budownictwem mieszkaniowym.

W zakresie prac rozwojowych Wytwórnia zamierza dokończyć prace już zapoczątkowane dawniej, jak: Wilga na pływakach, rolnicza wersja Wilgi oraz PZL-106BR Kruk z silnikiem reduktorowym i nowym śmigłem. Wśród prac związanych z dotychczasową produkcją — mają powstać wersje rozwojowe Wilgi i Kruka. Mają też być zakończone prace nad nowymi konstrukcjami: szkolno-treningowym PZL-130 Orlik oraz rolniczym PZL-126 Mrówka. Będą również zaprojektowane i wykonane nowe typy śmigieł do nowych samolotów: PZL-106BR Kruk, PZL-130 Orlik, PZL-126 Mrówka, PZL-110 Koliber, Wilga 88, PZL-M20 Mewa, PZL-M26 Iskierka i PZL-M24 Dromader Super.

Usługi agrolotnicze mają wzrastać tylko po ok. 3% rocznie. Wiąże się to ze spadkiem zapotrzebowania na usługi rolnicze dla PGR-ów oraz przewidywanym spadkiem zapotrzebowania na usługi dla leśnictwa. Przewiduje się, że wielkość usług eksportowych pozostanie bez zmian. Aby Zakład Usług Agrolotniczych mógł uzyskać wartość usług zbliżoną do dotychczasowej, konieczne jest znalezienie nowych odbiorców, a w tym celu rozwinięcie nowych technologii, jak: opryskiwanie sadów, gaszenie pożarów, czy zagospodarowywanie hałd górniczych.

Przedstawiony plan trzyletni nakreślił przed załogą wyraźny program działalności na najbliższe lata. (Skrzydła 9/83)

● Spółka polonijna Marko-Elektronik z siedzibą w Krakowie rozpoczęła w Łodzi prace nad uruchomieniem wytwórni samolotów. Firma polonijna, należąca do PHZ Polimar, w porozumieniu z Aeroklubem Łódzkim wydzierżawiła na okres trzyletni



Szybowce Jantar 2B i Jantar Std. 2. Fot. PZL-Bielsko

część pomieszczeń Aeroklubu o pow. 120 m². Kierownictwo wytwórni, zatrudniającej 5 osób, powierzono Jarosławowi Janowskiemu — konstruktorowi Prążniczki. Wytwórnia buduje prototyp samolotu, wg którego ma produkować zestawy elementów samolotów, które będą wysyłane i kompletowane w Belgii. Tam podobno czekają już amatorzy, którzy potrafią złożyć sami całą maszynę. Ze względu na dość wysoki wkład dewizowy, konieczny do produkcji samolotów z laminatów, nie przewiduje się ich sprzedaży na rynek krajowy. (Skrzydła Polska 10.4.83 r.).

● Wartość usług agrolotniczych świadczonych przez śmigłowce ze Świdnika w 1982 r. wyniosła 260 mln zł. WSK PZL-Świdnik ma na swym wyposażeniu 60 śmigłowców rolniczych Mi-2.

(Skrzydła Polska 27.3.83 r.).



BRAZYLIA

● Dwusilnikowy samolot pasażerski EMB-110 Bandeirante od egzemplarza nr 491 (który będzie dostarczony w końcu 1983 r.) będzie o 250 kg lżejszy, dzięki wprowadzeniu 60 zmian konstrukcyjnych. Samolot będzie mógł zabierać dodatkowo 3 pasażerów lub ładunek względnie paliwo. (Int. 2/83, Air Int. 2/83)

● Wytwórnia Embraer otrzymała już zamówienia na 99 dwusilnikowych samolotów służbowych i treningowych EMB-121 Xingu, z których już większość dostarczono zamawiającym. (Int. 2/83)

● Ekwador zakupił 14 odrzutowych samolotów treningowych EMB-326 Xavante (licencja Macchi MB-326). (Int. 2/83)



CHINY

● ChRL, jak podały władze egipskie, ma dostarczyć do Egiptu dalsze 60÷80 samolotów myśliwskich J-7 (MiG-21F). (Air Int. 2/83)



FRANCJA

● Peru zamówiło 24 samoloty myśliwskie Mirage 2000. (Int. 2/83)

● Produkcja samolotów lekkich we Francji znów w ub. roku spadła. W 1977 r. przekraczała 700 szt. rocznie, w 1980 r. wynosiła 591 szt., w 1981 r. 591 szt., z czego sprzedano 464 szt., zaś w 1982 r. dostarczono 269 samolotów. Na 1983 r. przewidywany jest wzrost produkcji do 350 samolotów. (Flight 3850)



HISZPANIA

● Hiszpański przemysł lotniczy CASA zatrudnia 9000 pracowników, a wartość jego produkcji w 1982 r. wyniosła 299 mld dol. (Int. 2/83)



HOLANDIA

● Wytwórnia Fokker zatrudnia 9700 pracowników, a wartość jej produkcji w 1982 r. wyniosła 470 mln dol. (Int. 2/83)



INDIE

● Po zbudowaniu w 1981 r. trzeciego, lżejszego prototypu tłokowego samolotu

szkolnego HPT-32 pierwsze 4 do 5 egzemplarzy seryjnych ma być wykonane w latach 1983-1984, a następnie produkcja ma wynosić 20 do 30 sztuk rocznie. Indyjskie lotnictwo wojskowe zamówiło 40 HPT-32, a zapotrzebowanie określa się na 100-150 samolotów. (Air Int. 2/83)

● Wytwórnia Hindustan Aeronautics sprzedała do Związku Radzieckiego 8 śmigłowców Chetak (licencyjny Alouette III), których od 1965 r. zbudowano 260 szt. Śmigłowce te Indie eksportują do kilku krajów. (Air Int. 1/83)



NRD

● W przedsiębiorstwie Interflug-Agrarflug przedłużono trwałość samolotu rolniczego Z-37 Čmelak z 6000 do 7300 h. (FR 2/83)



SZWAJCARIA

● Malajzja otrzymała pierwsze 6 z zamówionych 44 turbośmigłowych samolotów szkolno-treningowych Pilatus PC-7 Turbo Trainer. Następne będą nadchodzić do Malajzji po 3 miesięcznie. Cena samolotu 1,175 mln dol. (Air Int. 1/83)



USA

● Pakistan otrzymał pierwsze z 6 zamówionych 40 samolotów myśliwskich F-16. (Int. 2/83)

● Hiszpania zamówiła 84 samoloty myśliwskie F-18. (Int. 2/83)

● Pentagon zamierza w ciągu trzech lat zakupić 92 bombowce B-1B i zlecić przeróbkę 108 śmigłowców CH-47 na wersję CH-47D, w ciągu czterech lat zakupić 312 myśliwców F-15, a w ciągu 5 lat zakupić 44 zbiornikowce KC-10 oraz wymienić silniki w 305 zbiornikowcach KC-135. (Flight 3850, Int. 2/83)

● Brytyjski samolot treningowy BAe Hawk otrzymał amerykańskie oznaczenie T-45A Hawk. Zamówiono 253 T-45A dla lotnictwa morskiego. (FR 2/83)

● Nowe skrzydło samolotu transportowego C-5A Galaxy przeszło próby zmęczeniowe równoważne 105 tys. h lotu. Trwałość samolotu wynosi 30 tys. h. Dotychczas zbudowano 50 C-5A, zaś w 1987 r. będzie dostarczony ostatni — siedemdziesiąty szósty samolot tego typu. (Flight 3850)

● Wytwórnia Northrop 15.10.1982 r. dostarczyła tysięczny egzemplarz samolotu myśliwskiego F-5E Tiger II licząc wraz z jego wersją dwumiejscową F-5F. Wraz z poprzednimi wersjami zbudowano dotychczas ponad 3500 samolotów F-5. (Air Int. 1/83)

● Wytwórnia Sikorsky dla śmigłowca S-76Mk II wybrała silniki PT6B-36 po 750 kW w miejsce silników Allison 250C-30 stosowanych na śmigłowcu S-76. Nowa wersja śmigłowca ma ładunek użyteczny powiększony 1,5-krotnie.

● Wytwórnia Boeing wyprodukowała w 1982 r. 225 bomb krążących AGM-86B i wykonuje następną serię 480 sztuk. (Air Int. 2/83)

● Wytwórnia Piper rozpoczęła produkcję samolotów sportowych: PA-31P-350 Mojave, PA-46-310P Malibu i PA-60-700P AeroStar. (Air Int. 2/83)

● W projektowaniu znajduje się śmigłowiec Bell 400 Twin Ranger napędzany dwoma silnikami Allison 250-C20. Śmigłowiec ma mieć prędkość maksymalną 259 km/h. Będzie on konkurentem dla śmigłowca francuskiego Dauphin 2. Śmigłowiec ma wejść do sprzedaży w 1985 r. (Av. Mag. 845)

● Wytwórnia Lockheed otrzymała od NASA zamówienie na wykonanie studium bezpilotowego samolotu słonecznego Solar HAPP (High Altitude Powered Platform) o czasie lotu — kilka miesięcy. Rozpiętość samolotu ma wynosić 45-90 m, masa 450-1300 kg, zaś masa użyteczna 45 kg. Samolot ma startować przy pogodzie bezwietrznej i przy użyciu baterii, wznieść się w 4 h na wysokość 18 do 24 km. Prędkość lotu — 140 km/h. Bateria ładowana w dzień ma wystarczać na lot w nocy. Samolot ma być zdalnie kierowany. (Av. Mag. 845)

● Po odniesieniu sukcesu handlowego przez 155-miejscowy samolot pasażerski DC-9 Super 80 wytwórnia McDonnell Douglas przystąpiła do opracowywania wersji DC-9 Super 83 o zasięgu 4750 km. Samolot ma być gotowy w 1985 r. (Av. Mag. 845)

● Spośród 600 zbiornikowców Boeing KC-135, 322 mają być w latach 1984-1988 wyposażone w silniki CFM56-2. (Av. Mag. 845)

● Bombowiec Rockwell B-1B ma masę całkowitą 216 000 kg, zasięg 12 000 km i jako ładunek bierze 142 bomby konwencjonalne po 227 kg lub 38 bomb nuklearnych po 900 kg, lub 20 cięższych. (Av. Mag. 845)

● Próby w locie na samolotach F-14 i F-16 przechodzi nowy silnik odrzutowy General Electric F110, który ma posłużyć do unowocześnienia tych samolotów. Dostawy silników mają się rozpocząć w końcu 1985 r., a zapotrzebowanie na nie ocenia się na 2400-3100 sztuk zakładając, że zostaną wymienione silniki na większości samolotów F-14, F-15 i F-16. Silnik ma 95% części wspólnych z silnikiem F101 stosowanym do bombowca B-1. (Av. Mag. 844)

● Samolot Northrop F-5G Tigershark otrzymał nowe oznaczenie F-20. (Av. Mag. 844)

● Wytwórnia Sikorsky opracowała projekt śmigłowca S-75 z tworzyw sztucznych o masie własnej o 17% mniejszej niż w przypadku konstrukcji metalowej, a o 22% mniejszej od współczesnych konstrukcji. (Av. Mag. 844)

● W dniu 14 stycznia 1983 r. wykonał pierwszy lot prototyp jednosilnikowego samolotu służbowego Gulfstream Commander Fanjet o masie całkowitej 3400 kg i prędkości maksymalnej 640 km/h, napędzany silnikiem JT15D-1 o ciągu 1000 daN. Rozpiętość skrzydeł wynosi 10,8 m. (Av. Mag. 844)

● Wartość produkcji amerykańskiego przemysłu lotniczego w 1982 r. wyniosła 69,3 mld dol., podczas gdy w 1981 r. — 63,3 mld dol., lecz zatrudnienie spadło w 1982 r. do 1,16 mln pracowników z 1,2 mln w 1981 r. (Av. Mag. 843)



W. BRYTANIA

● Brytyjskie lotnictwo wojskowe otrzymało setny samolot bojowy Tornado. Dotychczas zbudowano 186 sztuk Tornado. Produkcja roczna wynosi 110 szt. Łącznie Wlk. Brytania, RFN i Włochy zamówiły 809 samolotów tego typu. (SBAC-221)

● Samolot pasażerski BAe 146 otrzymał 7.02.1983 r. brytyjski certyfikat CAA. Jest to pierwszy samolot certyfikowany wg nowych przepisów europejskich JAR (Joint Airworthiness Requirements). Samolot uzyskał certyfikat w 17 miesięcy po pierwszym locie. Próby czterech prototypów samolotu zajęły 1400 h lotu. Wytwórnia ma zamówienia na 14 samolotów i opcje na dalsze 16. (BAE)

● Jeden z prototypów samolotu pasażerskiego BAe 146 w lutym 1983 r. wykonał rajd reklamowy wokół Afryki o długości 33 tys. km. (BAE)

● Prototyp samolotu towarowego Shorts Sherpa, będącego wersją samolotu pasażerskiego Shorts 330, wykonał pierwszy lot 23.12.1982 r. Samolot ma duże tylne drzwi oraz podłogowy transporter rolkowy. (SBAC 218)

● 27.01.1983 r. Indie otrzymały pierwszy z zakupionych samolotów pionowego startu Sea Harrier. (SBAC 220)



WŁOCHY

● Wytwórnia Caproni-Vizzola, w której powstał odrzutowy samolot szkolno-treningowy C-22J, przeszła pod zarządek wytwórni Agusta. (Av. Mag. 845)

● III Europejskie Spotkanie Wodnosamolotów odbyło się w dniach 13-15 maja br. nad jez. Como we Włoszech. (Av. Mag. 844)



ZSRR

● Samolot An-24 obchodził 20-lecie swojej służby na liniach Aeroflotu. Przewiódł on dotychczas w ZSRR 350 mln pasażerów i 4,8 mln t ładunków. Obecnie jest on stosowany na 895 liniach Aeroflotu, wykonując 600 000 lotów rocznie. Stosowany jest w 23 krajach. Wraz z odmianami An-26, An-30 i An-32 samolot miał 37 wersji. Na An-24 radzieccy piloci ustalili 70 rekordów międzynarodowych. (FR 2/83)

● W opracowaniu znajduje się ulepszona odmiana aerobusu Il-86 o powiększonym udźwigu, oznaczona Il-96. (FR 2/83)

● Aeroflot obchodził w br. swą 60 rocznicę istnienia. 9 lutego 1923 r. powstała Komisja Lotnictwa Cywilnego, a 15 lipca 1923 r. przedsiębiorstwo Dobrolet wykonało pierwszy lot pasażerski na trasie Moskwa-Gorki. (Flight 3850)

● W 1983 r. Aeroflot planuje przewiezienie 110 mln pasażerów i 3 mln t ładunków. Linie Aeroflotu, długie na ponad 1 mln km, docierają do 3600 miejscowości i łączą ZSRR z 90 krajami. (Flight 3850)

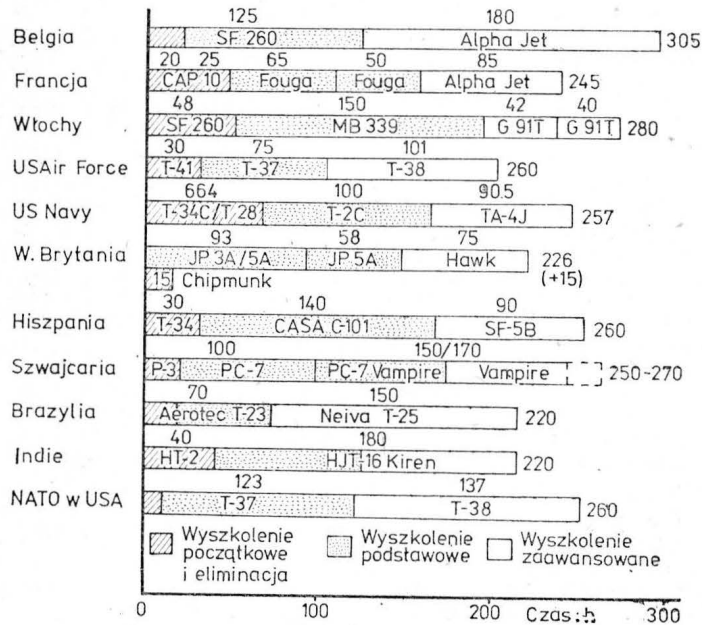
● W 1982 r. lotnictwo rolnicze Aeroflotu wykonało zabiegi agrolotnicze na obszarze 96 mln ha, tj. 40% powierzchni uprawnej ZSRR. (Flight 3850)

● Republika Cape Verde zakupiła dwa samoloty transportowe An-26. (Air Int. 2/83)

STATYSTYKA LOTNICZA



Szkolenie pilotów bojowych



Porównanie kosztów samolotu i śmigłowca dostawczego

Rodzaj, nazwa	Liczba miejsc pasażerskich	Cena, mln dol.	Cena 1 miesiąca pasażerskiego, tys. dol.	Praca przewozowa w ciągu 8 h	
				km	pasażero-kilometry
Śmigłowiec:					
— lekki	17	3	180	1600	28 000
— Boeing Vertol 234	44	12	270
Samolot:					
— Twin Otter	20	1,5	75	2400	48 000
— CASA 212	26	2	90
— Aviocar					
... — brak danych					

Źródło: Interavia 2/83

Produkcja samolotów lekkich w USA

Rodzaje samolotów	1981 r., szt.	1982 r., szt.	Prognoza na 1983 r., szt.
Odrzutowe służbowe	339	259	175
Turbośmigłowe służbowe	918	458	450
Dwusilnikowe tłokowe	1542	678	725
Jednosilnikowe tłokowe	6268	2871	3065
Razem	9457	4266	4415
w tym na eksport	2270	1162	1200
Wartość produkcji mld dol.		1,99	2,0

Źródło: GAMA 14.1.83, Av. Mag. 844

Zmiany w zapotrzebowaniu na samoloty pasażerskie na świecie (w szt.) (bez krajów socjalistycznych)

Rok	Wzrost przewozów, %	Potrzebne nowe samoloty	Ubytek naturalny	Zapotrzebowanie łączne	Dostawy samolotów	Niedomiar (-) Nadmiar (+)
1978	14,4	936	100	1036	267	(-) 769
1979	13,2	858	100	958	400	(-) 558
1980	2,6	169	100	269	422	(+) 153
1981	2,0	130	100	230	420	(+) 190
1982	2,0	130	100	230	300	(+) 70

Źródło: Avmark Inc., Interavia 2/83

Koszt godziny lotu taksówką powietrzną (w Szwajcarii)

Samolot	Liczba miejsc pasażerskich	Koszt godziny lotu we fr. szwajc. *)	Oplata za każde lądowanie we fr. szwajc.
King Air F90	6-7	1600	200
Learjet 35	6-8	2650	300
Learjet 36	4-6	2650	300
Learjet 55	7	3900	400
Falcon 20	9-12	3750	400
Falcon 50	9	6000 (**)	400

*) — 1 fr. szwajc. ☉ 1 marka RFN, **) samolot do lotów przez Atlantyk

Źródło: Interavia 2/83

Ceny jednosilnikowych tłokowych samolotów lekkich Cessna w 1983 r.

Nazwa	Cena US dol.
C210N Centurion	117 450
T210N Turbo Centurion	129 300
TP210 Pressurized Centurion	194 100
U206G Stationair 6	90 600
Tu206 Turbo Stationair 6	101 700
Tu207A Turbo Stationair 8	113 750
C182 Skylane RG	88 550
C182 Turbo Skylane RG	98 500
C182 Skylane	67 050
C182 Turbo Skylane	80 850

Źródło: Flight 3850

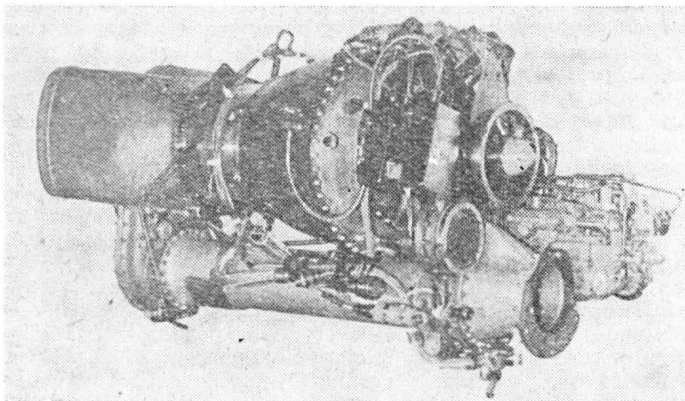
A. G

Współczesne turbinowe silniki wałowe (śmigłowcowe)

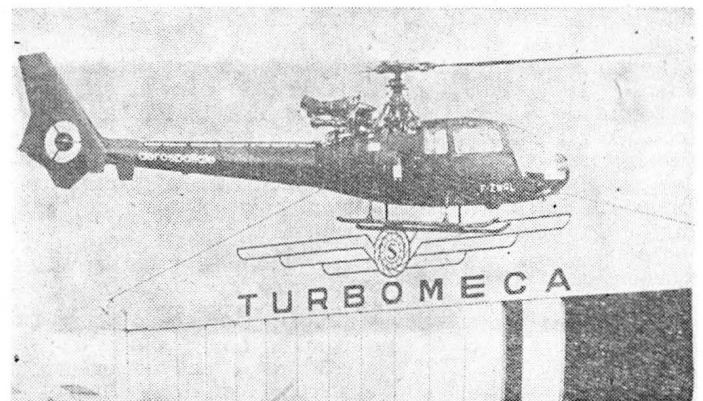
Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI
Instytut Lotnictwa

Rozwój śmigłowców w ostatnich latach jest szczególnie szybki. Znalazły one wielorakie zastosowanie w wojsku i gospodarce. Ogromna światowa flota śmigłowców już eksploatowanych i przewidywanych do wprowadzenia do użytku w latach osiemdziesiątych wymaga coraz bardziej oszczędnych napędów pod względem zużycia paliwa i materiałów. Wszystkie nowoczesne śmigłowce napędzane są silnikami turbinowymi, w ogromnej większości z oddzielną turbiną napędową. Ulepszenia silników idą w kierunku dalszego zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa oraz uproszczenia ich konstrukcji i obsługi. W artykule omówiono najnowsze silniki śmigłowcowe będące w stanie prototypów lub dopiero wprowadzane do eksploatacji, ze szczególnym uwzględnieniem niektórych rozwiązań konstrukcyjno-technologicznych oraz zagadnień obsługi.

cowaniem i ułożyskowaniem, wał turbiny podparty na dwóch łożyskach oraz rura wylotowa. 2-stopniowa przekładnia cylindryczna redukuje prędkość obrotową do 6000 obr/min. Do tego modułu zalicza się również momentonierz hydrauliczny oraz napęd prądnicy prądu stałego. Moduł skrzynki napędów obejmuje napędy rozrusznika, pomp olejowych, nadajnika obrotomierza i regulatora prędkości obrotowej oraz wał przekładni tylnej. Silnik ma praktycznie dwie przekładnie. Wał turbiny napędowej przekazuje moment obrotowy przez 2-stopniową przekładnię cylindryczną na wał główny łączący silnik z przekładnią śmigłowca. Wał główny biegnie od tyłu do przodu silnika w obudowie cylindrycznej. Rozłożenie silnika na moduły jest stosunkowo proste i nie wymaga dużo czasu. Dwa mechanicy mogą wykonać te czynności w następujących



Rys. 1. Ogólny widok silnika Arriel IC oraz na śmigłowcu Gazelle.



Fot. Turbomeca

Turbomeca Arriel 1C

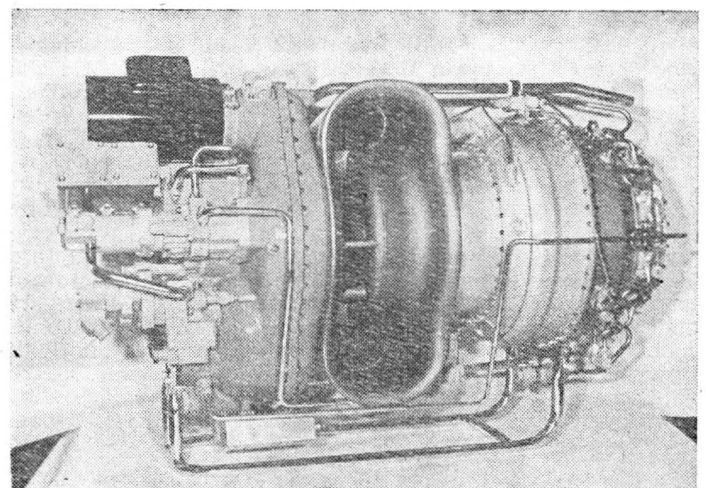
Jednym z nowszych silników śmigłowcowych jest silnik Arriel o mocy startowej 492 kW (660 KM) przeznaczony przede wszystkim do napędu śmigłowca jednosilnikowego AS350 Ecureuil oraz 2-silnikowych SA365C i SA365N Dauphin 2. Pierwsze uruchomienie silnika na hamowaniu nastąpiło 7 sierpnia 1974 r., pierwsza próba w locie — 7 grudnia tegoż roku. Pierwszy silnik przedprodukcyjny dostarczono 31 stycznia 1977 r., a seryjny — 20 stycznia 1978 r. Modyfikacja silnika, mająca oznaczenie Arriel 1C, uzyskała certyfikat francuski 23 grudnia 1980 r. Do końca 1980 r. wyprodukowano 380 silników Arriel różnych wersji. Bieżąca produkcja wynosi 15 silników miesięcznie. Obecnie trwałość międzynaaprawcza osiąga 2000 h. Firma przewiduje zwiększenie mocy silnika do ok. 540 kW (735 KM) w dwóch etapach. Pierwszy etap miał się rozpocząć w 1982 r. Firma zbudowała w 1980 r. specjalne stoisko do badań charakterystyk hałasowych. Silnik Arriel ma poziom hałasu o 5 NdB niższy od hałasu starszych silników tej firmy.

Silnik Arriel 1C został skonstruowany zgodnie z nowoczesną metodą budowy napędów lotniczych polegającą na podziale silnika na moduły. Składa się on z 5 modułów: sprężarka osiowa, wytwornica gazu, turbina napędowa, przekładnia oraz skrzynka napędów i wał napędowy. Każdy moduł wymieniony z nazwy stanowi zespół. Np. w skład modułu sprężarki wchodzi wlot powietrza, 2-stopniowa sprężarka osiowa z ułożyskowaniem oraz wał turbiny. Wytwornica gazu albo inaczej zespół wysokociśnieniowy składa się z odśrodkowej sprężarki tytanowej połączonej z wałem turbiny za pomocą sprzęgła, pierścieniowej komory spalania z odśrodkowym wtryskiem paliwa, 2-stopniowej turbiny osiowej z ułożyskowaniem oraz kierownicy turbiny napędowej. Z kolei w skład modułu turbiny napędowej wchodzi: jednostopniowa turbina napędowa z zamo-

przedziałach czasu: odłączenie tylnej przekładni od modułu turbiny napędowej trwa 3 min 45', turbiny od wytwornicy gazu — 4 min 30', wału napędowego i skrzynki napędów od tylnej przekładni — 3 min 30', natomiast odłączenie sprężarki osiowej od wytwornicy gazu wymaga 5 min 40'. Zmontowanie modułów trwa niewiele dłużej.

Turbomeca TM333

W 1979 r. firma Turbomeca rozpoczęła prace nad silnikami turbinowymi przeznaczonymi do napędu śmigłowców drugiej połowy lat osiemdziesiątych. Jednym z takich sil-



Rys. 2. Silnik TM333. Fot. Turbomeca

ników w przedziale mocy od 625 do 700 kW (od 850 do 950 KM) jest silnik mający oznaczenie TM333.

OGólną dewizą firmy w odniesieniu do tych silników jest prostota mechaniczna i dobre charakterystyki. Założenia realizowane w konstrukcji tego silnika zmierzają do uzyskania małego jednostkowego zużycia paliwa przez zastosowanie wysokiego sprężu w sprężarce i wysokiej temperatury gazów przed turbiną, niskich kosztów eksploatacji dzięki zredukowaniu liczby części wirujących i stosowaniu rozwiązań sprawdzonych w dotychczasowych konstrukcjach oraz łatwej obsługi przez zastosowanie tylko 3 modułów. Silnik ma prostą budowę i składa się z 2-stopniowej sprężarki osiowej ze stalowymi wirnikami, 1-stopniowej tytanowej sprężarki odśrodkowej, pierścieniowej komory spalania o zwrotnym przepływie, 1-stopniowej turbiny napędzającej sprężarkę oraz 1-stopniowej turbiny napędowej. Wał napędowy silnika wyprowadzony jest do przodu. W przedniej części silnika znajduje się 2-stopniowa przekładnia, dzięki której prędkość obrotowa turbiny napędowej zredukowana jest do 6000 obr/min na wale napędowym. Jak wspomniano wyżej, silnik składa się z 3 modułów. Pierwszy moduł stanowi skrzynka napędów z wlotem powietrza do silnika, drugi — sprężarka, turbina sprężarki oraz obudowa, trzeci — komora spalania, tylne łożysko i turbina napędowa z wałem. Zbiornik oleju o pojemności 11 l i chłodnica oleju montowane są na śmigłowcu. W obwód instalacji olejowej włączony jest również wymiennik ciepła olej-paliwo. W układzie paliwowym jest kilka pomp, w tym jedna odśrodkowa niskociśnieniowa i zębata wysokociśnieniowa. Układ regulacji jest hydromechaniczny.

Pierwsza próba silnika na namowni odbyła się 19 sierpnia 1981 r. w dwa lata po podjęciu decyzji o rozpoczęciu prac nad tym silnikiem. Próby silnika w locie rozpoczęto 8 kwietnia 1982 r. Przewiduje się, że w pierwszej kolejności silnik TM333 będzie użyty do napędu śmigłowca Aerospatiale SA335 Dauphin 2 po 1985 r. Firma rozważa możliwość zbudowania w oparciu o wytwornicę gazu tego silnika przy współpracy z firmą General Electric silnika dwuprzepływowego do przeznaczaniem do napędu amerykańskiego samolotu szkolno-treningowego następnej generacji NGT (new generation trainer).

Turbomeca/MTU MTM385

Do najnowszego śmigłowca przeciwpancernego firmy Turbomeca i MTU (RFN) opracowują nowy silnik o mocy startowej 760 kW (1021 KM), któremu nadano oznaczenie MTM385. Wyróżnia się on zwartą, modułową konstrukcją, niedużymi wymiarami, małą masą i dużym zakresem mocy. Można go przeciążać do mocy awaryjnej 904 kW (1214 KM), natomiast najkorzystniejsza moc trwała wynosi 684 kW (919 KM). Rozwiązania silnika oparte są w dużym stopniu na wypróbowanych koncepcjach Turbomeca. Podstawowe zespoły silnika, to 2-stopniowa sprężarka osiowa z przestawialnymi kierownicami obu stopni, sprężarka odśrodkowa, pierścieniowa komora spalania o zwrotnym przepływie, 1-stopniowa turbina z chłodzonymi łopatkami, napędzająca sprężarkę, oraz 2-stopniowa turbina napędowa o stałej prędkości obrotowej. Wał napędowy wyprowadzany jest do przodu przez drażony wał sprężarek. Informacje o tym silniku są na razie bardzo ograniczone.

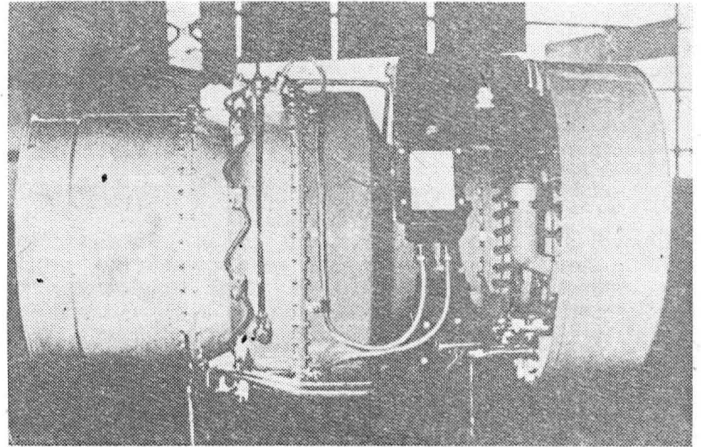
Rolls-Royce/Turbomeca RTM321

Turbomeca wspólnie z firmą Rolls-Royce opracowała nowy śmigłowcowy silnik turbinowy RTM321*) o mocy startowej 1865 kW (2500 KM) przeznaczony do napędu śmigłowców o masie startowej 7000÷14 000 kg**). Silnik jest zbudowany z pięciu modułów. Sprężarka składa się z trzech stopni osiowych i jednego odśrodkowego o łącznym sprężu ok. 14:1. Napędza ją 2-stopniowa turbina. Komora spalania pierścieniowa o zwrotnym przepływie. Turbina napędowa 2-stopniowa. Na wlocie powietrza zamontowany jest filtr przeciwpyłowy. Wyprowadzenie wału napędowego może być do przodu lub do tyłu. Silnik RTM321 jako jeden z pierwszych został wyposażony w urządzenie zmniejszające promieniowanie podczerwone (cieplne), które jest montowane na życzenie zamawiającego. Wyróżnia się on bardzo zwartą budową. Największa średnica nie przekracza 500 mm, a długość 1056 mm. Masa silnika, włącznie z układem paliwowym i olejenia, momentomierzem, przewodami i agregatami wynosi ok. 180 kg. W awaryjnych sytuacjach silnik może być przeciążony do mocy 1560 kW (2090 KM). Typowe

*) Ostatnio oznaczenie zostało zmienione na RTM322 (przyp. redakcji).

***) Do włosko-brytyjskiego 3-silnikowego śmigłowca EH-101 (przyp. redakcji).

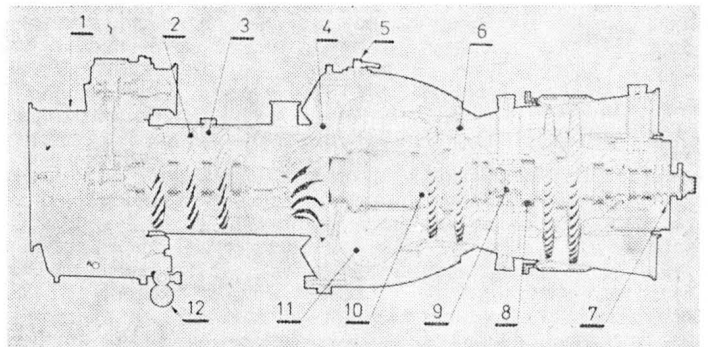
jednostkowe zużycie paliwa 0,304 kg/kWh przy mocy przelotowej 780 kW (0,223 kg/KMh przy 1060 KM).



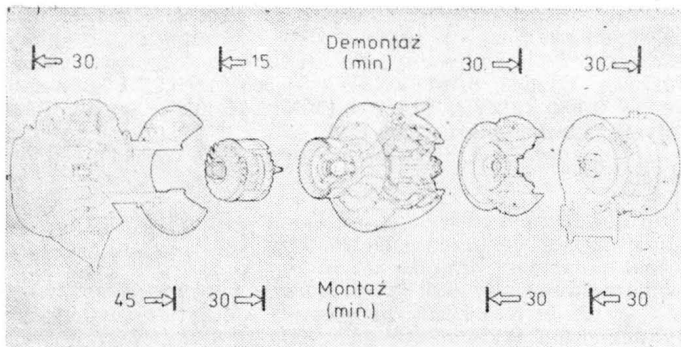
Rys. 3. Silnik RTM321

Turbomeca Makila

W pierwszej połowie lat siedemdziesiątych powstała potrzeba opracowania silnika do napędu cięższych śmigłowców klasy 7÷8 ton. Opracowano kilka projektów, wśród których w początkach 1975 r. wybrano projekt Makila firmy Turbomeca. Firma natychmiast przystąpiła do prac nad 15 prototypami. W połowie 1975 r. rząd francuski zanonował swój udział finansowy w pracach nad śmigłowcem Super Puma i napędem do niego, czyli silnikiem Makila. Pierwszą próbę hamownianą wytwornicy gazu przeprowadzono już 18 listopada 1976 r. 18 maja 1977 r. zakończono próbę 50-godzinną silnika z zaleceniem rozpoczęcia prób w locie. Próby te rozpoczęto 4 czerwca 1977 r. na śmigłowcu AS330 Puma, a we wrześniu wystartował drugi śmigłowiec AS331 Super Puma. W tym czasie koncern Aerospatiale podjął decyzję budowy nowej wersji śmigłowca AS332 Super Puma, do napędu którego przewidziano silniki Makila. Kilka tygodni później rozpoczęto oficjalne próby silnika w państwowym ośrodku naukowo-badawczym w Saclay. Program 150-godzinnej próby obejmował 6-godzinne cykle z przeciążeniami silnika do mocy awaryjnej. Próby zakończono w grudniu 1978 r. Do końca sierpnia 1978 r. silniki Makila przepracowały 4686 h, w tym 2981 h na stoiskach i 1705 h w locie. Nie czekając na decyzję podjęcia produkcji śmigłowca Super Puma, firma Turbomeca rozpoczęła w lutym produkcję silników z założeniem wyprodukowania pierwszej serii 50 silników, a następnie 120 dalszych. W październiku 1979 r. pierwsze silniki były przygotowane do odbioru. W lutym 1980 r. silnik otrzymał certyfikat francuski, a w kwietniu następnego roku certyfikat amerykański (FAA). Od chwili rozpoczęcia prac konstrukcyjnych do momentu wyprodukowania pierwszego silnika upłynęło 58 miesięcy, tj. mniej niż 5 lat, i tylko 52 miesiące dzieliły pierwsze prace nad prototypami od wyprodukowania pierwszych silników. Jest to znacznie



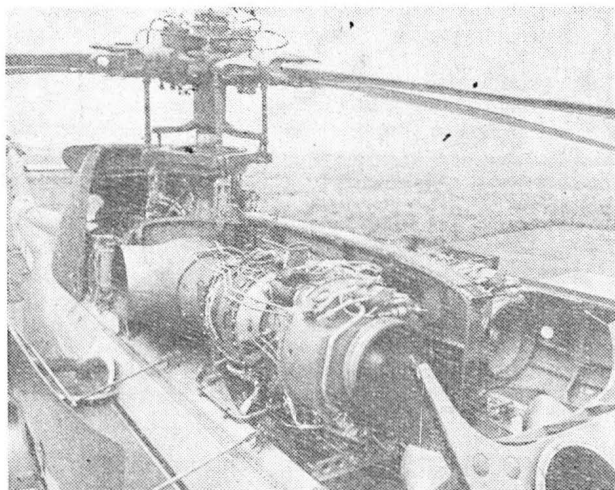
Rys. 4. Przekrój wzdłużny silnika Makila: 1 — odladzany wlot powietrza do silnika, w który wmontowany jest zbiornik oleju, 2 — odkuwany z tytanu wirnik sprężarki osiowej, 3 — stalowe łopatki kierownicze wykonywane metodą odlewania, 4 — kuty stalowy wirnik sprężarki odśrodkowej, 5 — blok rozruchowy komory spalania, 6 — wirnik turbiny sprężarki, 7 — wał turbiny napędowej, 8 — łożysko z uszczelnieniem labiryntowym, 9 — tylne łożysko wytwornicy gazu i turbiny napędowej, 10 — połączenie wałów, 11 — komora spalania z poprzecznym (odśrodkowym) wtryskiem paliwa, 12 — chłodnica oleju typu paliwo-olej



Rys. 5. Czas demontażu i montażu modułów silnika Makila

krótszy okres niż wymagany zazwyczaj do opracowania nowego silnika. Praktyka światowa wykazuje, że opracowanie nowego silnika obejmujące prace konstrukcyjne i badawcze zakończone próbami certyfikacyjnymi trwa od 5 do 9 lat. Setny silnik Makila 1A dostarczono w lutym 1982 r.

Silnik Makila o mocy startowej 1350 kW (1811 KM) zbudowany jest wg koncepcji modułowej. Wyróżnia się małym jednostkowym zużyciem paliwa. Wytwornica gazu składa się z mieszanej 4-stopniowej sprężarki (w tym 3 stopnie osiowe i 1 odśrodkowy), komory spalania z odśrodkowym wtryskiem paliwa i 2-stopniowej turbiny. Obudowa wlotu powietrza jest jednocześnie zbiornikiem oleju i wyposażona jest w instalację przeciwbłodzeniową. Kierownice sprężarki wykonane są jako odlewy stalowe. Odśrodkowy stopień sprężarki wykonany jest ze stali jako jednoczęściowa odkuwka. Oddzielny moduł stanowi 2-stopniowa turbina napędowa z regulowanymi kierownicami i łożyskowaniem.



Rys. 6. Silniki Makila zamontowane na śmigłowcu Puma. Fot. Turbomeca 79

Dużą uwagę zwrócono, wykorzystując dotychczasowe osiągnięcia firmy, na łatwość obsługi silników. Np. zamontowanie dwóch silników na śmigłowcu AS332 Super Puma oraz ich zdemontowanie wymaga ok. 15 min. Rozmontowanie silnika na moduły wymaga ok. 2 h pracy dla 2 mechaników, a zmontowanie — nieco ponad 2 h. Demontaż silnika na moduły i składanie go wymaga głównie typowych narzędzi. Specjalne narzędzia stanowią 10 pozycji. Konstrukcja silnika umożliwia kontrolę stanu łopatek sprężarek i turbin, wnętrza komory spalania oraz kanału powietrznego między sprężarkami za pomocą urządzeń optycznych podczas eksploatacji silnika bez potrzeby ich demontażu. Przewidziano również możliwość wizualnej kontroli filtrów oleju i powietrza przy użyciu specjalnych sond optycznych. Oprócz tego w instalacji olejowej znajduje się wiele filtrów oraz korków magnetycznych, przy czym każda z pomp odsysających obsługuje zespół łożyska z filtrem oleju na wyjściu i korkiem magnetycznym.

Obsługa silnika podczas eksploatacji powinna być tradycyjna, tzn. zgodnie z ustaloną trwałością międzynaprawczą. Dla bardziej doświadczonych użytkownikóww firma przewiduje możliwość obsługi silników wg stanu technicznego zgodnie z zaleceniami firmy.

General Electric CT7

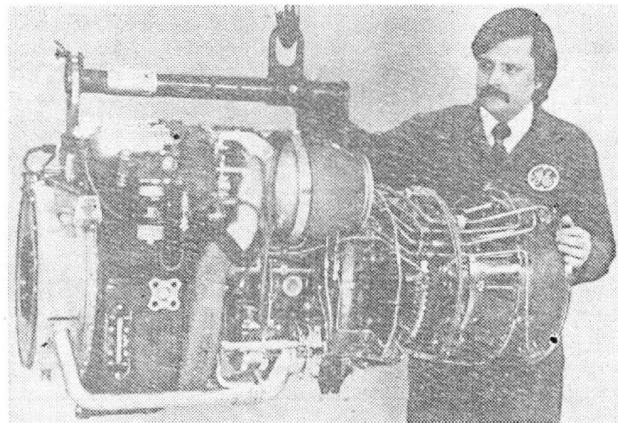
We wrześniu 1976 r. firma General Electric zaanonsowała nowy silnik śmigłowiec CT7-2 o konstrukcji opartej na silniku wojskowym T700, który stanowi m.in. napęd śmigłowców Bell YAH-63A, Hughes YAH-64A i Sikorsky UH-60A Black Hawk.

Silniki T700 wylatały ponad 150 000 h w różnych warunkach eksploatacji, głównie na śmigłowcach UH-60A, od Alaski do Egiptu. Pierwszy silnik seryjny dostarczono armii amerykańskiej w 1978 r. Przewiduje się, że w latach osiemdziesiątych firma wyprodukuje ponad 5000 silników T700. W 1983 r. produkcja ma wynosić 50 silników miesięcznie. T700 proponowany jest również do europejskiego śmigłowca EH-101 opracowywanego przez Wlk. Brytanię i Włochy.

Silnik CT7-2 będzie miał o 30% mniejsze zużycie paliwa niż porównywalne silniki, dużą niezawodność oraz niskie koszty obsługi m.in. dlatego, że liczba części w tym silniku została zmniejszona o 35%, a liczba wymaganych narzędzi jest minimalna. Silnik CT7-2 otrzymał certyfikat FAA w kwietniu 1977 r. Silnik przeszedł bardzo wszechstronne, długotrwałe badania. W czasie badań kwalifikacyjnych silniki CT7-2 przepracowały ponad 18 000 h na stoiskach i w locie, a zespoły ponad 150 000 h. W ramach prac badawczych zbudowano specjalne stoisko do badań silników na drgania. Próby eksploatacyjne obejmowały badania zachowania się silnika w różnych warunkach startu, m.in. z plaży. W tym celu w hamowni przed silnikiem usypano pryzmę z piasku o masie 32,5 kg. W czasie próby cały piasek został zassany do silnika, nie powodując znaczniejszych uszkodzeń. Przeprowadzono również próby na zderzenie z ptakami. Polegały one na tym, że za pomocą specjalnie skonstruowanego działka do wlotu pracującego silnika wstrzelono najpierw dwa ptaki o masie 70 g każdy, a potem jeszcze jednego, tym razem o masie 800 g z prędkością ponad 220 km/h. Silnik nie przerwał pracy. Zrealizowano specjalny 1500-godzinny program badań w cyklach obejmujących 60 min, co odpowiadało 5000 h eksploatacji silnika, w tym 18 000 cykli eksploatacyjnych. Zastosowanie nowych procesów technologicznych przedłużyło trwałość zespołów i całego silnika, np. w starych rozwiązaniach komory spalania rurę żarową wykonywano z arkuszy blachy, co zapewniało trwałość międzynaprawczą 800 h. Rurę żarową silnika CT7-2 wykonano z pierścieniowych elementów toczonych i łączonych zgrzewaniem, co ma zwiększyć jej trwałość międzynaprawczą do 5000 h. Koszty obsługi silnika mają być niskie, np. dla obecnie eksploatowanego silnika CT58 koszt ten wynosi 48,13 dol/h, natomiast dla silnika T700 ma on obniżyć się do 11,60 dol/h. Obecnie silnik CT7-2 znajduje się w produkcji seryjnej.

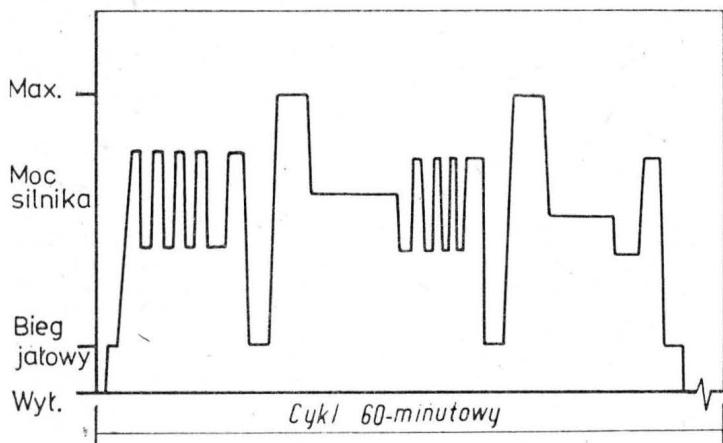
Allison model 250

Interesującym przykładem możliwości, które daje modernizacja silników może być silnik śmigłowiec firmy Allison model 250. Do jego opracowania przystąpiono w 1958 r. Cztery lata później, tzn. w 1962 r., silnik o mocy 184 kW (250 KM) przeszedł 150 h próby kwalifikacyjne i został przyjęty na wyposażenie pod nazwą T63-A-5. W 1970 r. dla lotnictwa amerykańskiego opracowano wersję śmigłową o mocy 294 kW (400 KM). W 1974 r. opracowano dalszą modyfikację silnika 250-C20B rozwijającą moc 309 kW (420 KM). Ogółem wyprodukowano ponad 14 000 silników dwóch pierwszych serii. W połowie lat siedemdziesiątych opracowano model silnika 250 III serii. W 1978 r. przeszły



Rys. 7. Silnik General Electric T700. Fot. General Electric

próby silniki oznaczone jako 250-C28B i 250-C28C o mocy startowej 367 kW (500 KM). Różnica między silnikami polegała na tym, że pierwszy z nich był wyposażony dodatkowo w filtr powietrza. Silnik IV serii 250-C30 rozwija znacznie większą moc startową — 478 kW (650 KM). Nominalne parametry silników 250-C28B, C28C oraz C30 przyjęto z dużym zapasem znacznie poniżej dopuszczalnych wartości momentu obrotowego, prędkości obrotowej oraz temperatury gazów.



Rys. 8. Wykres sześćdziesięciminutowej próby silnika wykonywanej w czasie prób skróconych

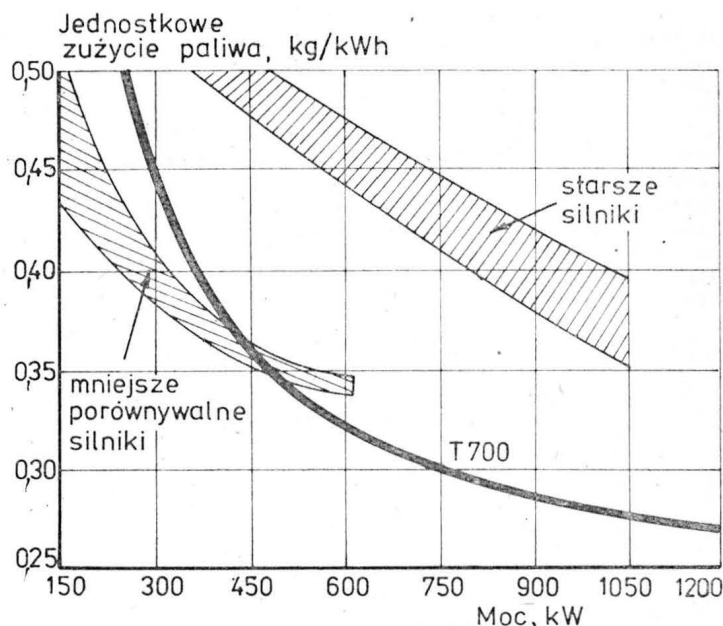
Ponad 2-krotny wzrost mocy w silnikach ostatniej serii w porównaniu z silnikiem wyjściowym został osiągnięty za pomocą znacznych zmian konstrukcyjnych. Sprężarka silnika I serii była typu mieszanego i składała się z 6 stopni osiowych i jednego odśrodkowego. Sumaryczny spręż wynosił 7:1. Dążąc do uproszczenia konstrukcji silnika i poprawienia jego wskaźników techniczno-ekonomicznych, firma opracowała przejściowy model sprężarki z dwoma stopniami osiowymi i jednym odśrodkowym. Dalsze prace doprowadziły do powstania jednostopniowej sprężarki odśrodkowej o sprężu 8,5:1 i natężeniu przepływu powietrza 2,54 kg/s (wersja 250-C30). Ulepszono również komorę spalania, polepszając warunki jej zapłonu, w tym również na dużych wysokościach i równomierność rozkładu temperatury na wyjściu z komory. Dzięki temu przy temperaturze przed turbiną 1100°C kierownice i łopatki turbiny nie są chłodzone. Temperatura ścianek komory nie przekracza 927°C. Zmniejszono poza tym stopień zadymienia spalin i ilość toksycznych składników w gazach. We wszystkich modyfikacjach silnika 250 turbina sprężarki i turbina napędowa mają 2-stopniową konstrukcję.

W ten sposób prace modernizacyjne, które przeprowa-

dziła firma Allison nad silnikiem 250 umożliwiły prawie 3-krotny wzrost mocy startowej przy wzroście masy silnika z 61,7 do 106,6 kg, tj. tylko o 75% i zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa o 18%. Jednostkowe zużycie paliw: startowe wynosi 0,364 kg/kWh (0,268 kg/KMh), przelotowe — 0,404 kg/kWh (0,297 kg/KMh). Podane wyżej dane dotyczą silnika Allison 250-C30.

D-136

Najnowszym radzieckim silnikiem śmigłowym jest silnik mający oznaczenie D-136. Dwa takie silniki stanowią zespół napędowy śmigłowca Mi-26, po raz pierwszy zdemontowanego w 1981 r. na Salonie Lotniczo-Kosmicznym w Paryżu. Jest to silnik modułowej konstrukcji, w którym wykorzystano wytwornicę gazu silnika dwuprzepływowego D-36 napędzającego samoloty Jak-42 i An-72. Silnik ma dwuzespołową sprężarkę osiową. Na wlocie do sprężarki niskociśnieniowej znajduje się regulowana kierownica. Sprężarka niskociśnieniowa ma 6 stopni, wysokociśnieniowa — również 6 stopni. Spręż całkowity 18,3:1. Komora spalania pierścieniowa o niskim stopniu emisji szkodliwych składników zakończona jest kanałem z regulowaną kierownicą turbiny wysokociśnieniowej. Jednostopniowa turbina wysokiego ciśnienia ma chłodzone powietrzem lo-



Rys. 9. Silnik T700 wyróżnia się małym jednostkowym zużyciem paliwa w porównaniu z innymi podobnymi silnikami

TABLICA. Niektóre dane techniczne najnowszych turbinowych silników śmigłowych

Oznaczenie silnika Firma	Silniki śmigłowe					
	TM333 Turbomeca	MTM385 Turbomeca	Arriel 1C Turbomeca	Makila I Turbomeca	CT7-2A GE	D-136 ZSRR
Moc startowa, kW (KM)	625 (850)	760 (1036)	492 (660)	1240 (1663)	1164 (1560)	8500 (11 400)
Jednostkowe zużycie paliwa, kg/KMh (kg/kMh)	0,322 (0,236)	0,306 (0,225)	0,365 (0,262)	0,305 (0,225)	0,296 (0,218)	0,268 (0,198)
Moc trwała, kW (KM)	560 (760)	684 (932)	437 (587)	1110 (1515)	940 (1260)	8280 (11 100)
Jednostkowe zużycie paliwa, kg/kWh (kg/KMh)	0,330 (0,243)	0,316 (0,233)	0,341 (0,251)	0,309 (0,228)	0,292 (0,215)	
Prędkość obrotowa wytwornicy gazu, startowa, obr/min			52 600	33 600	44 720	8 300
Prędkość obrotowa turbiny napędowej, obr/min	6 000		6 000	22 850	21 000	
Prędkość obrotowa śmigła, obr/min						
Spręż sprężarki			8 : 1	10,05 : 1	17 : 1	18,3 : 1
Natężenie przepływu powietrza, kg/s		3,0	2,4	5,6	4,5	
Wymiary silnika, mm						
długość	943	868	1200	2103	1170	
szerokość	415	470	420	570	635	
wysokość	543	470	627	673	584	
Masa silnika suchego, kg	135	144	115	210	195	1050

Komputer w badaniach tunelowych modeli obiektów latających

Dr inż. WOJCIECH KANIA
Instytut Lotnictwa

Tradycyjnie konstruktorzy lotniczy uważają tunel aerodynamiczny za swoje główne narzędzie w projektowaniu aerodynamiki samolotu. Mając zwykle wątpliwości co do poprawności pełnego przyjęcia rezultatów obliczeń w swoich analizach, szukają potwierdzenia w tunelowych badaniach geometrycznie podobnego modelu konstruowanego samolotu.

Jednakże należy podkreślić, że szczególnie w ciągu ostatniej dekady maszyny liczące EMC ze względu na osiągnięcia w modelach teoretycznych oraz postępy w technice komputerowej (wzrost pojemności i szybkości oraz spadek kosztów obliczeń na EMC) stały się bardzo ważnym narzędziem badań aerodynamicznych oraz prac rozwojowych w lotnictwie. Przewiduje się, że będą one odgrywać coraz ważniejszą rolę w przyszłych programach badań aerodynamicznych i w przyszłych konstrukcjach lotniczych.

Należy przy tym pamiętać, że w tunelu można uzyskać ogromną liczbę wyników w stosunkowo krótkim czasie, znacznie przewyższających możliwości obecnie istniejących metod teoretycznych. Np. w tunelu transonicznym ARA w Anglii możliwe jest zainstalowanie w modelu takich wag i wielopunktowych układów do pomiaru ciśnień, które pozwalają zmierzyć w czasie jednogodzinnych badań do 32 sił i momentów działających na model i jego elementy bądź powierzchnie sterowe oraz ciśnienia w siedmiuset punktach na modelu dla 150 punktów pomiarowych określonych jako kombinacje liczby Macha, kąta natarcia i ślizgu. Przy takim samym koszcie można uzyskać rozkłady ciśnienia dla nie więcej niż 10 punktów pomiarowych w obliczeniach trójwymiarowego opływu skrzydła na EMC.

Jak podaje literatura, obecnie istnieje większa niż o rząd różnica w koszcie uzyskania wyniku dla jednego punktu pomiarowego w badaniach tunelowych i w obliczeniach na EMC.

Zasadniczym problemem zarówno w tunelu aerodynamicznym, jak i dla maszyny cyfrowej jest uzyskanie prawidłowej symulacji swobodnego lotu rozpatrywanego obiektu. W tunelu występują ograniczenia mechaniczne, konstrukcyjne i kosztowe, które uniemożliwiają osiągnięcie przepływu o odpowiednio małej turbulencji i wysokich liczbach Reynoldsa, odpowiadających wartościom występującym w locie swobodnym. Natomiast maszyny cyfrowe ograniczane są przez osiąganą szybkość i pojemność pamięci oraz przez brak dokładnej znajomości fizyki turbulencji oraz odpowiednich algorytmów matematycznych.

Należy podkreślić, że problemy występujące w badaniach tunelowych i obliczeniach na maszynach cyfrowych są w zasadzie identyczne. Dlatego też ważne jest nie pytanie jak i kiedy maszyny cyfrowe zastąpią tunele aerodynamiczne, ale jak użyć komputerów i metod teoretycznych do uzyskania lepszych wyników w aerodynamicznych badaniach tunelowych. Inaczej mówiąc — jak można i należy używać maszyn cyfrowych i tuneli aerodynamicznych we współpracy. Zamiast stosować do rozwiązywania tych samych problemów maszynę cyfrową i tunel osobno, należy raczej przez wzajemną integrację wykorzystywać podstawowe ich zalety i możliwości. W tej integracji moż-

na właśnie upatrywać źródło największych osiągnięć w rozwiązywaniu zagadnień aerodynamicznych w lotnictwie w ciągu kilku najbliższych dekad.

Pierwszym stadium wzajemnej integracji maszyny cyfrowej i tunelu jest wykorzystywanie EMC przy rejestracji i przetwarzaniu danych pomiarowych. Stosowane jest to już od kilkunastu lat i w miarę udoskonalenia maszyn cyfrowych staje się coraz bardziej pomocne i niezbędne dla badacza. Obecne systemy komputerowe pozwalają na prezentację wyników pomiarowych w formie odpowiednich współczynników bezwymiarowych w postaci cyfrowej lub graficznej w ciągu zaledwie kilku sekund po badaniach, a także w czasie rzeczywistym w trakcie badań. Wpływa to na znaczne zwiększenie możliwości ilościowych badań tunelowych, powoduje istotne zmniejszenie ich kosztów oraz przyspiesza dostarczenie potrzebnych informacji konstruktorowi.

Komputer w sterowaniu tunelem i badanym modelem

Drugą fazę wzajemnej integracji maszyny cyfrowej i tunelu stanowi wykorzystanie EMC w programowanym sterowaniu tunelem oraz położeniem modelu i jego organami sterującymi, a także w przeprowadzaniu porównań uzyskiwanych wyników eksperymentalnych z wynikami obliczeń aerodynamicznych stosowanych we wstępnej fazie konstrukcji samolotu. Te porównania, odgrywające zawsze ważną rolę w metodyce badań tunelowych, nabierają obecnie znaczenia. Możliwość dokonywania ich w czasie rzeczywistym, przeprowadzanie porównań z kilkoma metodami obliczeniowymi coraz lepiej modelującymi rzeczywiste opływy, umożliwia badaczom i konstruktorom dogłębsze poznanie fizycznych procesów opływów konstruowanych obiektów.

Zastosowanie maszyn cyfrowych w badaniach tunelowych, stanowiące wspomnianą drugą fazę wzajemnej integracji, są bardzo szerokie i różnorodne. Zawierają one jednak ten sam zasadniczy element: pewne wielkości mierzone w tunelu są używane przez maszynę cyfrową w pętli sprzężenia zwrotnego, jako dane w sterowaniu modelem lub tunelem przy symulacji pewnych stanów lotu badanego modelu samolotu lub innego obiektu latającego. Można wyróżnić sześć takich specyficznych zastosowań maszyn cyfrowych w badaniach tunelowych, które pokrótce omówimy.

Badania tunelowe dla stałej wartości wybranej charakterystyki aerodynamicznej

W metodzie tej specjalnie opracowany program na maszynę cyfrową umożliwia jednoczesną rejestrację i przetwarzanie wyników pomiarów oraz sterowanie zmianą położenia modelu i parametrów przepływu tak, aby uzyskać stałą wartość określonego współczynnika aerodynamicznego badanego modelu. Zasadę tej metody badań można przedstawić na przykładzie określenia optymalnej, przelotowej liczby Macha, stanowiącej liczbę Macha wzrostu oporu dla współczynnika siły nośnej dla przelotu. Trady-

cd. ze s. 8

patki ze względu na wysoką temperaturę gazów na wlocie wynoszącą 1205°C (1478 K). Za tą turbiną znajduje się kierownica z 26 regulowanymi łopatkami, I-stopniowej turbiny niskiego ciśnienia. Turbina napędowa ma 2 stopnie i stanowi odrębny moduł. W tej chwili jest to największy pod względem mocy silnik przeznaczony do napędu śmigłowców, wyróżniający się wyjątkowo małym jednostkowym zużyciem paliwa poniżej 0,272 kg/kWh (0,200 kg/KMh). Przed uzyskaniem certyfikatu silnik przeszedł próby na hamowni i w locie w wymiarze ok. 13 000 h. Silnik D-136 skonstruowany jest z uwzględnieniem wymagań przepisów FAR i BCAR.

LITERATURA

1. W. I. CRAWFORD: Looking ahead... The fourth generation helicopter engine. *Vertiflite*, 1979, t. 25, nr 6, s. 6-11.
2. R. M. LUCAS: Small gas turbines for helicopters. *Aeronautical Journal*, 1974, t. 78, nr 763, s. 305-314.
3. Jane's all the world's aircraft 1981-1982.
4. I. MAYFIELD: Manufactures developing fuel-efficient engines. *Aviation Week and Space Technology*, 1979, t. 110, nr 22, s. 46-55.
5. E. C. STEVENS, F. E. CONN: Rozwinięcie konstrukcji GTD modeli 250 firmy Allison. *Ekspr. Inf. Porszniewy i gazoturbinnyje dwigateli*, 1981, nr 2.
6. I. SZYDŁOWSKI: The fixed shaft constant speed variable torque turbine. *Aeronautical Journal*, marzec, 1975 r.
7. Prospekty firmy Allison, General Electric, Turbomeca.

cyjną metodą jest określenie zależności $C_z = f(\alpha)$ dla dziesięciu liczb Macha M w oparciu o 20 punktów pomiarowych dla każdej wartości M , co wymaga dokonania pomiarów dla 180 punktów pomiarowych. Z tych zależności można wyznaczyć poszukiwaną wartość optymalnej liczby Macha M_{opt} (rys. 1).

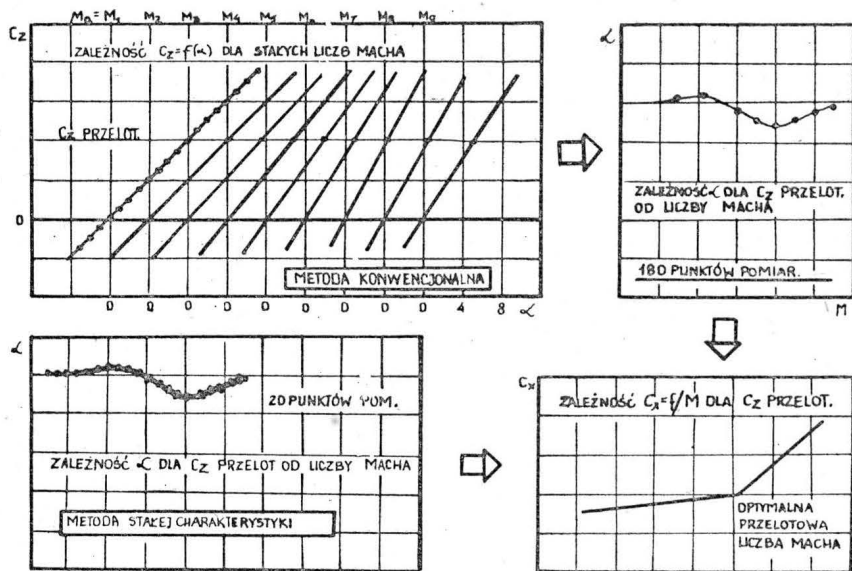
Natomiast w metodzie stałej charakterystyki, dzięki sterowanej przez EMC odpowiedniej zmianie kąta natarcia modelu, dla danej liczby Macha pomiar przeprowadza się tylko dla jednej wartości kąta natarcia, przy którym współczynnik siły nośnej osiąga wartość wymaganą dla przelotu. Zwiększając nawet liczbę wartości liczb Macha, dla których dokonywane są pomiary, do dwudziestu — to w celu określenia liczby Macha M_{opt} wymagane jest uzyskanie tylko 20 punktów pomiarowych (rys. 1).

nej, wyważenie, uniknięcie silnego buffetingu czy oderwania przepływu.

Badania symulacyjne manewrów modelu samolotu w tunelu

W tej metodzie badań maszyna cyfrowa stanowi integralną część wyposażenia pomiarowego tunelu, sterując położeniem modelu, prędkością przepływu w tunelu oraz wychyleniem organów sterowania w obwodzie sprzężenia zwrotnego, w który wprowadzane są wybrane mierzone składowe siły aerodynamiczne. Technika ta pozwala na symulację takich manewrów jak przechylenia, zakręty, przeciągnięcie.

Statyczne siły i momenty działające na model samolotu

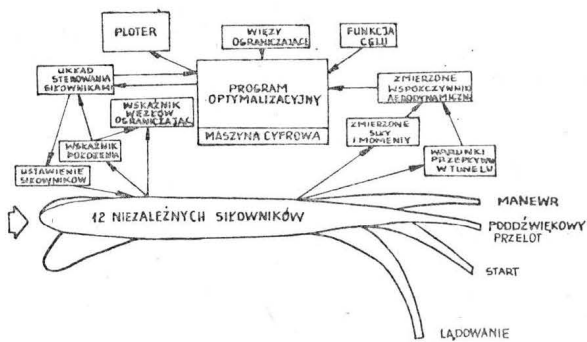


Rys. 1. Określenie optymalnej przelotowej liczby Macha w badaniach tunelowych dla stałej wartości parametru aerodynamicznego

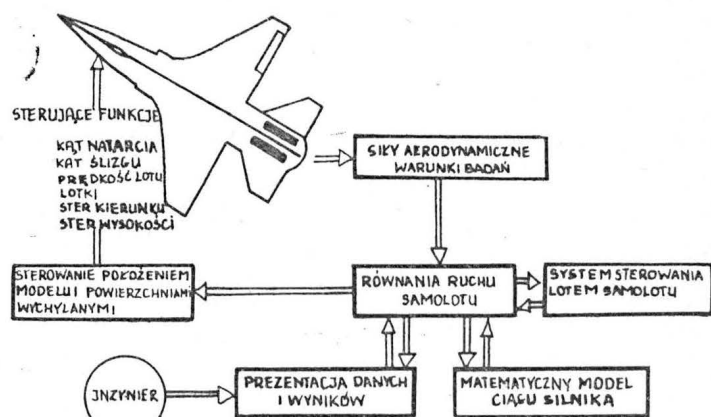
Ogólnie można powiedzieć, że metoda ta pozwala uniknąć przeprowadzania dużej liczby pomiarów, mających na celu uzyskanie określonej pożądananej informacji o konstruowanym obiekcie, takiej jak np. wspomniana już optymalna przelotowa liczba Macha, granica buffetingu, zależność minimalnego współczynnika oporu od liczby Macha, wartości różnych kombinacji współczynnika C_z , kąta natarcia i liczby Macha odpowiadające określonym kryteriom buffetingu skrzydła.

Badania elastycznych, samooptymalizujących modeli profili i skrzydeł w tunelu

We wnętrzu elastycznego modelu skrzydła bądź profilu zainstalowane są odpowiednie siłowniki hydrauliczne, które pozwalają zmienić kształt profilu skrzydła. Maszyna cyfrowa w systemie sprzężenia zwrotnego (rys. 2) steruje siłownikami oraz przetwarza wyniki pomiarów z wagi aerodynamicznej, ciśnienia na modelu i tensometrów naklejonych na skrzydle. Umożliwia to w trakcie eksperymentu zmianę kształtu profilu skrzydła (obejmującą ciągłą wzdłuż cięciwy i rozpiętości, zmianę wypukłości, grubości i skręcenia) tak, aby maksymalizować lub minimalizować różne parametry aerodynamiczne, takie jak minimalny opór, maksymalna doskonałość czy maksymalny współczynnik obciążenia skrzydła przy spełnieniu określonych więzów. Więzy te może stanowić określona wartość siły noś-



Rys. 2. Zasada badania samooptymalizującego się modelu skrzydła w tunelu aerodynamicznym



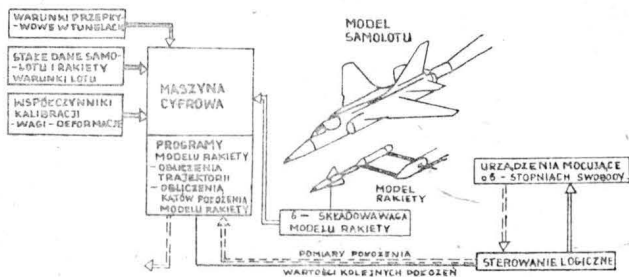
Rys. 3. Symulacja manewrów samolotu w tunelowych badaniach modelowych

mierzone są za pomocą tensometrycznej wagi aerodynamicznej. Współczynniki dynamiczne, charakterystyki silnika i odkształcenia konstrukcji uzyskiwane są z innych źródeł i wraz z mierzonymi siłami i momentami stanowią dane wyjściowe przy rozwiązywaniu nieliniowych różniczkowych równań ruchu o sześciu stopniach swobody (rys. 3). Maszyna cyfrowa określa ruch modelu samolotu oraz rejestruje jego charakterystyki lotne.

Tunelowe badaniu trajektorii odpalanych podwieszek w symulowanym locie swobodnym

Przedstawiona na rys. 4 metoda badań polega na pomiarze za pomocą wagi aerodynamicznej sił i momentów działających na model rakiety, znajdujący się w polu przepływu wokół modelu samolotu i obliczaniu trajektorii ruchu modelu rakiety krok po kroku przy kolejnym przemieszczaniu jej zgodnie z obliczaną trajektorią. Model rakiety z wagą wewnętrzną umocowany jest na specjalnym urządzeniu, które zapewnia jego przemieszczanie przy zachowaniu sześciu stopni swobody. Model rakiety może być umieszczony w dowolnym położeniu względem modelu samolotu i dowolnie zorientowany względem trzech osi.

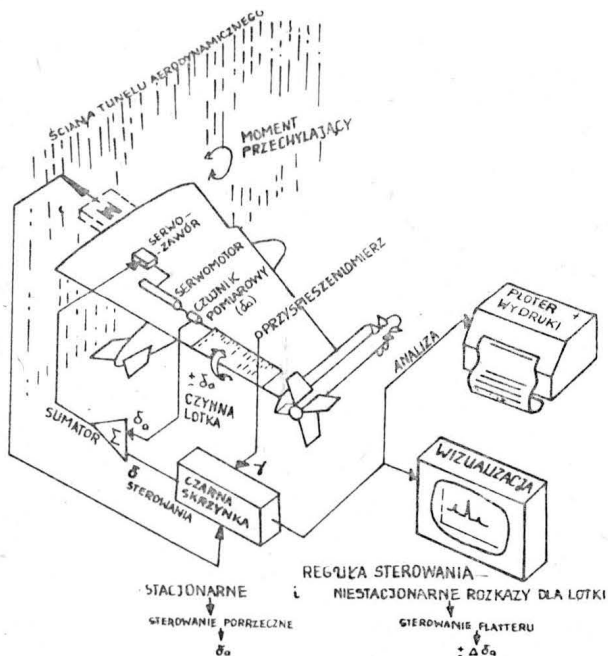
Urządzenia przemieszczające model rakiety i model samolotu zamocowane są razem na głównym wysięgniku tunelu, który umożliwia zmianę kąta natarcia badanego układu samolot—rakietą.



Rys. 4. Schemat blokowy układu do badań trajektorii modelu rakiety w tunelu

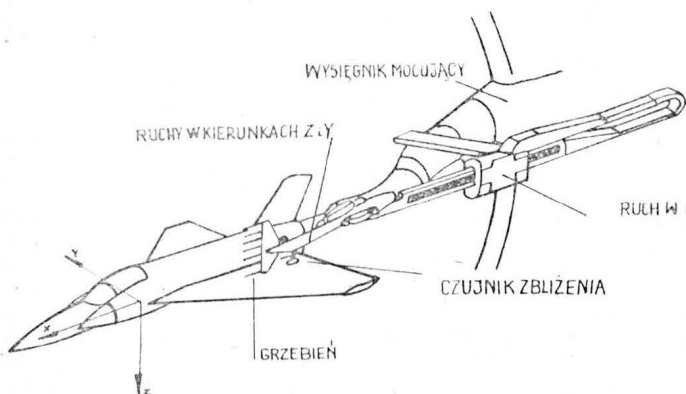
Dynamiczne badania modeli samolotów i śmigłowców

Maszyny cyfrowe znalazły zastosowanie w badaniach dynamicznych w tunelach aerodynamicznych, zarówno do badania pochodnych obrotowych, a także w badaniach oddziaływania atmosferycznych podmuchów, zagadnień aktywnego sterowania. Dla przykładu przytoczono jedno z zaproponowanych rozwiązań do badań aktywnego sterowania łotką dla tłumienia flatteru dynamicznie podobnego modelu skrzydła (rys. 5). Automatyczne tłumienie flatteru



Rys. 5. Tunelowe badania modelowe aktywnego tłumienia flatteru

uzyskiwane jest przez wprawianie w gwałtowny ruch konwencjonalnej łotki, co powoduje powstanie zmiennej siły działającej w przeciwnym kierunku do ruchu skrzydła. Sterowanie odbywa się za pomocą maszyny cyfrowej, do



Rys. 6a i b. Badania pola przepływu wokół modelu skrzydła samolotu przy użyciu maszyny cyfrowej do sterowania sondy pomiarowej

której jako dane wyjściowe wprowadzane są sygnały z przyspieszoniomierzy odpowiednio rozmieszczonych na powierzchni skrzydła.

Pomiary pola przepływu wokół badanych modeli

Bardzo szerokie zastosowanie znalazły maszyny cyfrowe w sterowaniu układami współrzędnościowymi z różnego rodzaju sondami do badania przepływu wokół modeli. Na rys. 6b pokazano wyniki badania pola przepływu nad górną powierzchnią modelu skrzydła, przedstawiające wielkość i kierunek prędkości przepływu w płaszczyźnie prostopadłej do osi wzdluznej modelu samolotu. Sonda pomiarowa umieszczona była w układzie współrzędnościowym o sześciu stopniach swobody (rys. 6a), którego przemieszczenie sterowane jest odpowiednio zaprogramowaną maszyną cyfrową. W trakcie eksperymentu maszyna cyfrowa przetwarza oraz przedstawia na ploterze w układzie on-line zmierzoną lokalną prędkość przepływu i położenie sondy (rys. 6b).

Udoskonalenie warunków symulacji lotu swobodnego w tunelu za pomocą komputera

Niekorzystne oddziaływanie skończonych rozmiarów przestrzeni pomiarowej tunelu (ścian tunelu bądź swobodnej granicy strumienia w przypadku otwartych przestrzeni pomiarowych) na wyniki pomiarów stanowi odwieczny problem w tunelowych badaniach modeli samolotów. Dotyczy to też zamocowania badanych modeli, które także wpływa na opływ badanego modelu. Ogólnie mówiąc, wymaga to dużej ostrożności w przenoszeniu wyników uzyskanych w tunelu na warunki lotu swobodnego rzeczywistego obiektu, przy czym nie można zapominać o wpływie liczby Reynoldsa, której wartość w modelowych badaniach w tunelu jest zwykle znacznie mniejsza niż w rzeczywistości.

Wspomniany wpływ granic tunelu może być zawsze minimalizowany przez badanie małych modeli w dużych tunelach, ale zmniejszanie wymiarów modeli prowadzi do niekorzystnego zmniejszania liczby Reynoldsa i pogarszania dokładności pomiarów. Natomiast badania w dużych tunelach znacznie podwyższają koszty badań. W praktyce tunelowej stosuje się specjalne poprawki, uwzględniające wpływ granic tunelu na wyniki pomiarów. Poprawki te oparte są na prostych analizach teoretycznych. Jednakże są bardzo istotne zagadnienia nowoczesnego lotnictwa, jak np. loty transoniczne czy samoloty P/KSL, gdzie stosowanie takich poprawek zawodzi.

Konstruktorzy lotniczy spotykają się dzisiaj z alarmującymi przypadkami słabej zgodności między wynikami badań tunelowych i w locie w zakresie transonicznym, przy czym w większości przyczyny tego należy szukać w oddziaływaniu ścian tuneli. W rozwiązywaniu tych problemów główną rolę odgrywać będą maszyny cyfrowe sprzężone z tunelem aerodynamicznym. Opracowywane są obecnie programy obliczeniowe umożliwiające obliczanie poprawek na interferencję zamocowania modelu. Natomiast uniknięcie wpływu ścian tunelu na wyniki będzie możliwe przy zastosowaniu w tunelach koncepcji samoregulujących się ścian. W koncepcji tej wykorzystuje się pomiary pewnych parametrów przepływu do obliczeń na EMC w celu iteracyjnego osiągnięcia bezinterferencyjnego przepływu w tunelu, tj. odpowiadającego przepływowi nieograniczonemu.

Zasada działania tunelu bezinterferencyjnego z samoregulującymi się ścianami

Optyw rozpatrywanego modelu w nieograniczonej przestrzeni dzieli się na dwie części, przeprowadzając wokół modelu powierzchnię S . Jeśli w części zewnętrznej znane są warunki przepływu w nieskończoności i jedna wielkość przepływu na powierzchni S , to łatwo można określić drugą wielkość przepływu na tej powierzchni, odpowiadającą w tym przypadku przepływowi nieograniczonemu. Dokonuje się pomiaru dwu dowolnie wybranych wielkości przepływu na powierzchni S i następnie, w oparciu o jedną z tych wielkości i warunki w nieskończoności, oblicza się na tej powierzchni wartości drugiej wielkości. Jeśli te obliczeniowe wartości danej wielkości równe są wartościom pomiarowym, to powierzchnia S nie oddziałuje na optyw rozpatrywanego modelu. Powyższe rozumowanie stanowi zasadę działania samoregulujących się ścian tunelu (rys. 7).

Zmiana warunków przepływu na ścianie tunelu może dokonywać się dwójako:

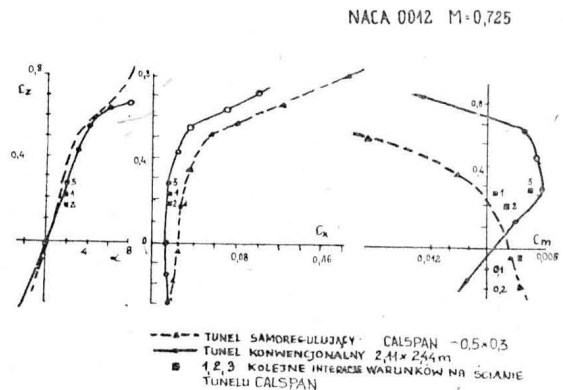
- w przypadku ścian perforowanych przez zmianę stopnia perforacji czy dodatkowego odsysania lub nadmuchu,
- w przypadku ścian bez otworów przez zmianę kształtu ściany.

Obecnie na świecie prowadzone są prace badawcze i rozwojowe nad tunelami bezinterferencyjnymi. Poniżej przedstawione są dwa przykładowe rozwiązania takich tuneli i uzyskiwane w nich rezultaty wstępnych badań eksperymentalnych.

Tunel o perforowanych ścianach z nadmuchiemy i odsysaniem przepływu

W firmie Calspan w St. Zjednoczonych zbudowano tunel z samoregulującymi się ścianami o wielkości komory pomiarowej $0,305 \times 0,305$ m. Jest to tunel o ciągłym działaniu, o perforowanej górnej i dolnej ścianie ze stopniem perforacji 22,5%. Komora pojemnikowa, obejmująca perforowane ściany podzielona jest na 18 oddzielnych segmentów, z których każdy połączony jest zaworem regulacyjnym ze źródłem nadciśnienia i podciśnienia. Źródło nadciśnienia stanowi komora stabilizacyjna tego tunelu, natomiast podciśnienie uzyskiwane jest za pomocą sprężarki podłączonej na wylocie do dyfuzora tunelu. Tunel wyposażony jest w dwie sondy ciśnienia statycznego o 52 punktach pomiarowych każda oraz w 18 sond kierunku przepływu umieszczonych w pobliżu ścian. Pomiaru dokonywane za pomocą tych sond pozwalają określić normalną i wzdłużną składową prędkości, stanowiące dane pomiarowe potrzebne w obwodzie sprzężenia zwrotnego regulacji ścian tego tunelu (rys. 7).

namicznych. Po kolejnych trzech iteracjach w tunelu 0,305 m z samoregulującymi się ścianami uzyskano zupełną zgodność z tunelem 2,44 m dla współczynnika siły nośnej i oporu oraz dla współczynnika momentu zgodność w granicach 5÷7%. Pozwala to stwierdzić, że w badanym przypadku wyeliminowano wpływ ścian tunelu na optyw modelu.



Rys. 8. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 0012 uzyskanych w tunelu konwencjonalnym oraz w tunelu o perforowanych samoregulujących się ścianach (tunel Calspan)

Tunel o zmiennym kształcie ścian

Koncepcję tunelu bezinterferencyjnego opartą na zmianie kształtu ścian komory pomiarowej wykorzystano w dwu wybudowanych ostatnio tunelach w ONERA (Francja) oraz na Technicznym Uniwersytecie Berlina Zachodniego (RFN). W obu tunelach zastosowano podobne rozwiązanie, dlatego więc nieco bliżej opisano jeden z tych tuneli.

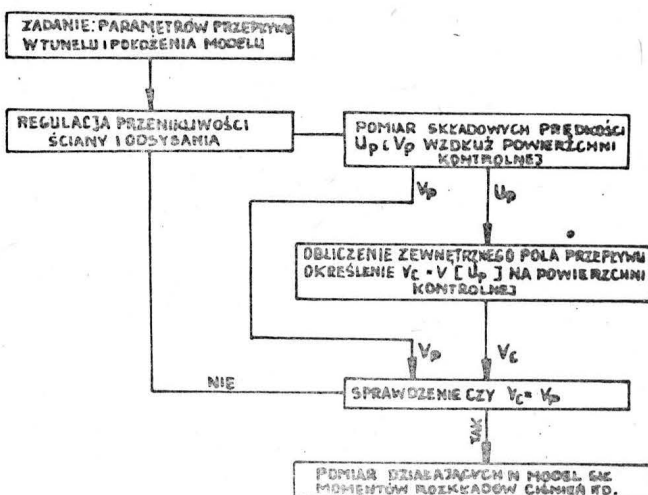
Komora pomiarowa tunelu w Berlinie Zach. o wym. 150×150 mm wyposażona jest w dwie elastyczne ściany: górną i dolną, które wykonane zostały z włókna szklanego. Ośmiu dźwigników zamocowanych do każdej ściany umożliwia przemieszczanie jej w granicach do ± 25 mm. Pomiar przemieszczania ścian dokonywany jest za pomocą potencjometrów z dokładnością 0,07 mm.

Zasada regulacji ściany tego tunelu oparta jest na tym, że po obu stronach powierzchni prądu w nieograniczonym przepływie ciśnienia są sobie równe. Dokonywany jest pomiar rozkładu ciśnienia wzdłuż ściany wewnątrz tunelu. Obliczany jest rozkład ciśnienia wzdłuż ściany w fikcyjnym przepływie na zewnątrz tej ściany o takim samym kształcie jak ściana tunelu i o tych samych parametrach przepływu w nieskończoności jak w tunelu. Jeśli oba rozkłady ciśnienia, obliczony i mierzony, w tunelu są sobie równe, to możemy przyjąć, że kształt ściany stanowi powierzchnię prądu, a ściana nie oddziałuje na przepływ. W przypadku wystąpienia różnicy w obu ciśnieniach, może być ona użyta w procesie regulacji ściany. Procedura tej regulacji ścian sterowana jest całkowicie automatycznie przez maszynę cyfrową HP 1000F. Ostateczny kształt ściany osiągany jest w kolejnych iteracjach; doświadczalnie stwierdzono, że zbieżność tego procesu iteracji osiągana jest po 6÷7 krokach. Jeden krok iteracyjny wymaga czasu obliczeniowego ok. 8 s.

W tunelu dokonywano pomiarów optywu modelu profilu NACA 0012 o cięciwie 100 mm. Porównanie uzyskanych rozkładów ciśnienia z wynikami uzyskanymi w tunelu ARA-Bedford, dla których interferencja może być uważana za zerową, przedstawiono na rys. 10a i 10b dla pod- i nadkrytycznego przepływu odpowiednio. W obu przypadkach stwierdzono zadowalającą zgodność porównywanych rozkładów. Wskazuje to na możliwości eliminacji interferencji ścian tunelu przez opisaną regulację kształtu ścian tunelu.

Należy wspomnieć, że na Uniwersytecie Technicznym w Berlinie Zach., obok wspomnianego wyżej tunelu (w zasadzie dwuwymiarowego) budowany jest trójwymiarowy bezinterferencyjny tunel o zmiennym kształcie ścian. Komora pomiarowa ma ośmiokątny przekrój poprzeczny i każda z ośmiu ścian komory może zmieniać kształt w podobny sposób jak w opisanym wyżej tunelu. Rozpoczęcie badań w tym tunelu przewidywano na 1981 r.

Należy podkreślić, że przez wprowadzenie samoregulujących się ścian w tunelu dużych prędkości zwiększa się znacznie cięciwa badanych modeli. Stosunek wysokości tunelu do cięciwy modelu wyniesi więc:



Rys. 7. Koncepcja samoregulujących się ścian tunelu bezinterferencyjnego

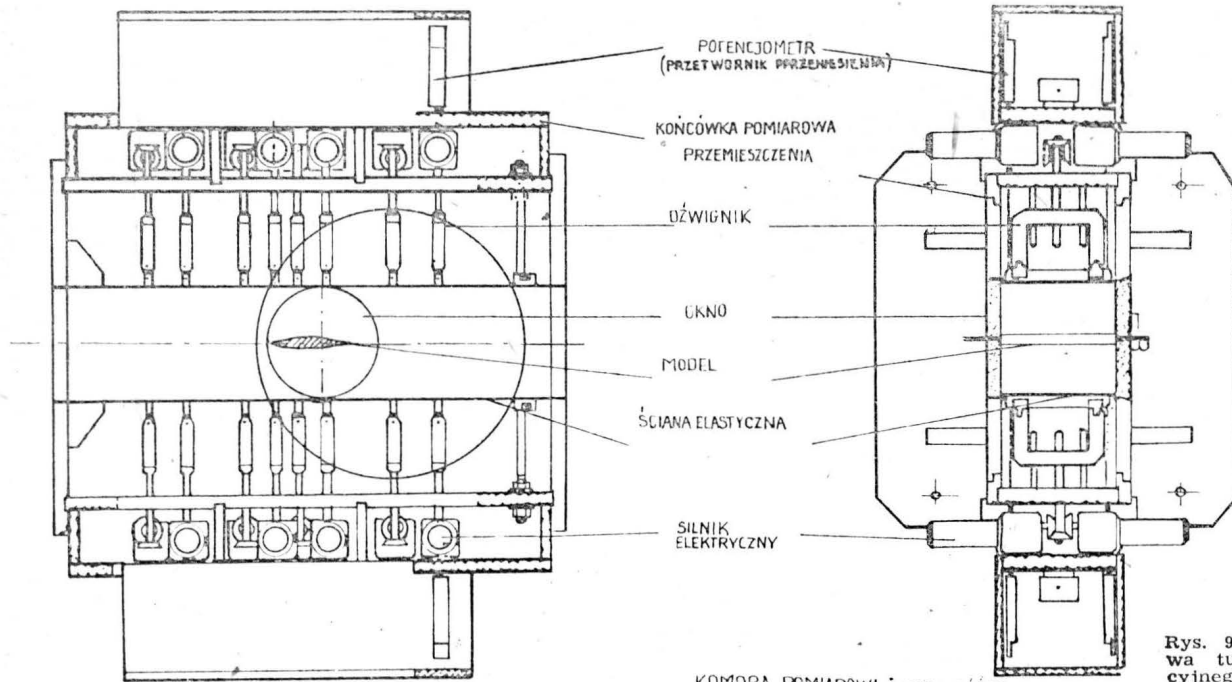
W tunelu tym przeprowadzono badania optywu modelu profilu NACA 0012 o cięciwie 152,5 mm w układzie ścian konwencjonalnych oraz samoregulujących się. Wyniki dla liczby Macha $M=0,725$ przedstawiono na rys. 8, porównując z wynikami uzyskanymi w dużym tunelu o wym. $2,44 \times 2,44$ m, gdzie ze względu na małe wymiary modelu w stosunku do komory pomiarowej można przyjąć interferencję za zerową. Występuje duża rozbieżność w wynikach uzyskanych w tunelu 2,44 i 0,305 m o konwencjonalnych ścianach i to dla wszystkich współczynników aerody-

— dla modeli konwencjonalnych z perforacją — co najmniej 3,5,

— dla tunelu o samoregulujących się ścianach firmy Calspan 2, na Uniwersytecie Technicznym w Berlinie Zach. — 1,5.

Prowadzi to oczywiście do wzrostu liczby Reynoldsa o co najmniej 2,5 raza, co (jak wskazuje się obecnie w literaturze) jest bardzo ważne w badaniach tunelowych dla poprawy symulacji lotu swobodnego.

Na zakończenie należy dodać, że w zakresie małych prędkości wyżej przedstawiona koncepcja tunelu bezinterferencyjnego znajduje także zastosowanie. W USA zbudowano tunel małych prędkości o samoregulujących się ścianach. Komora pomiarowa tego tunelu wynosi $2,44 \times 0,305$ m.



KOMORA POMIAROWA: WYSOKOŚĆ 15cm
SZEROKOŚĆ 15cm
DŁUGOŚĆ 15cm

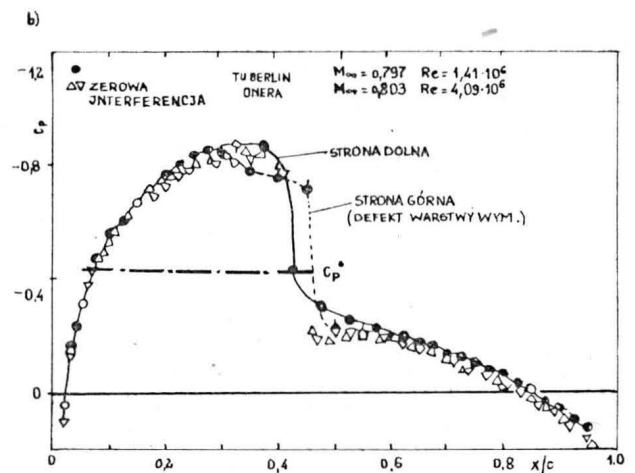
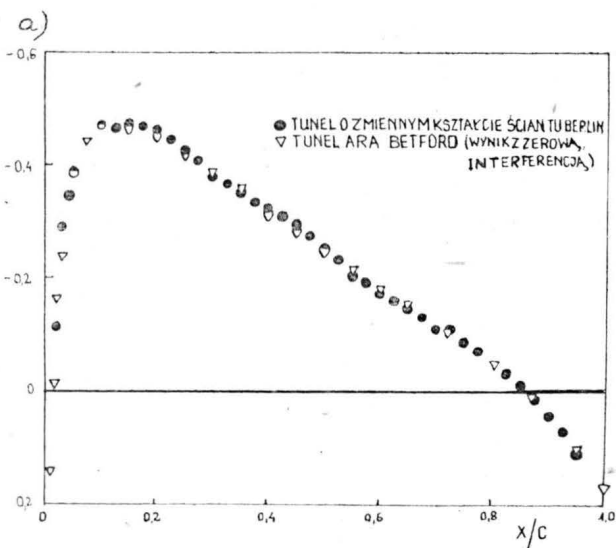
Rys. 9. Komora pomiarowa tunelu bezinterferencyjnego o zmiennym kształcie ścian (tunel Technicznego Uniwersytetu w Berlinie Zach.)

Podsumowanie

• Elektroniczne maszyny cyfrowe stały się niezbędnym czynnikiem w wielu nowoczesnych technikach badawczych stosowanych w dzisiejszych tunelach aerodynamicznych.

co najmniej zapewnić dostęp ze sterowni tunelu do zdalnie sterowanych terminali graficznych połączonych z dużymi i szybkimi komputerami konstruktorów obliczeniowców samolotów.

• Obecnie w tunelach aerodynamicznych występują trzy



Rys. 10. Rozkłady ciśnienia na profilu NACA 0012 uzyskane w tunelu o zmiennym kształcie ścian (tunel Technicznego Uniwersytetu w Berlinie Zach.): a) $M = 0,5$ $\alpha = 0$; b) $M = 0,8$ $\alpha = 0$

• W najbliższym czasie szybki wzrost możliwości tunelowych badań modelowych będzie osiągnięty przez ścisłą integrację możliwości numerycznej symulacji maszyn cyfrowych (tj. opierającej się na układach sterowanych EMC i na obliczeniowej mechanice płynów) z podstawowymi możliwościami tunelowych urządzeń badawczych.

główne kierunki rozwoju metod badawczych zagadnień lotniczych przez ścisłą integrację tunelu i maszyny cyfrowej: — poprawa symulacji lotu swobodnego (tj. szczególnie rozwój i zastosowanie samoregulujących się ścian tunelu i zwiększenie liczb Reynoldsa badań w tunelu),

cd. na s. 14

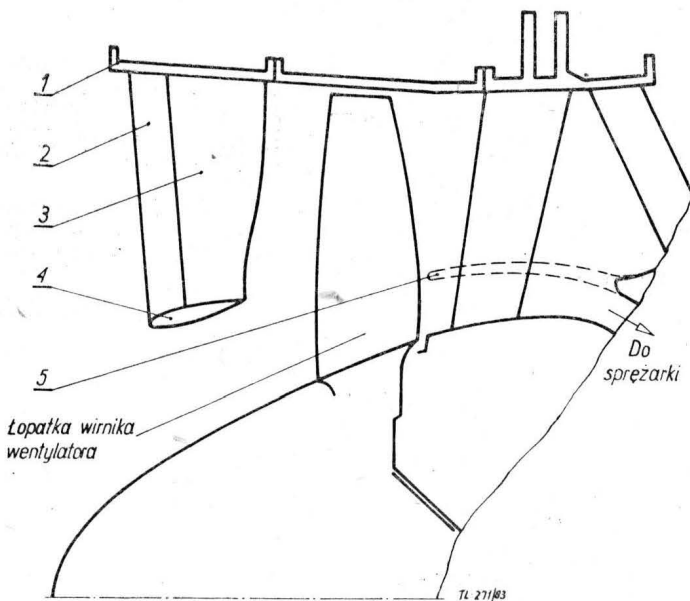
Skrócona kierownica wlotowa wentylatora silnika dwuprzepływowego

W Amerykańskim Instytucie Aeronautyki i Astronautyki (AIAA) analizuje się możliwość zastosowania w dwuprzepływowym silnikach turbinowych o dużym stosunku natężeń przepływu dodatkowych, skróconych, przestawialnych kierownic wlotowych wentylatora. Pomysł ten powstał w wyniku poszukiwania sposobu szybkiej zmiany ciągu silników samolotów skróconego lub pionowego startu. Jak wiadomo, cechą odrzutowych silników turbinowych jest stosunkowo wolne przechodzenie od jednego do innego ciągu. Czas potrzebny do przejścia od biegu jałowego silnika do ciągu startowego jest rzędu kilkunastu sekund.

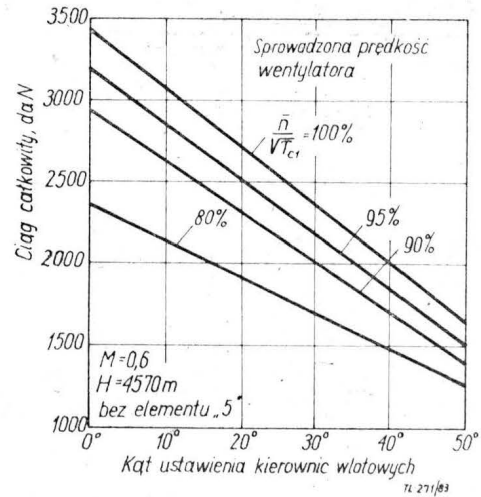
Istotą omawianego pomysłu jest sterowanie ciągiem silnika przez takie zmienianie stopnia przydławienia przepływu powietrza przez kanał zewnętrzny, aby jak najmniej zakłócić warunki pracy kanału wewnętrznego. Dzięki zachowaniu warunków pracy wytwornicy gazów silnik nie tylko nie gaśnie wskutek wspomnianego przydławienia przepływu, ale i utrzymuje możliwość natychmiastowego wzrostu ciągu w wyniku oddawienia przepływu przez kanał zewnętrzny. Sterowanie takie może być efektywne jedynie w silnikach o dużym stosunku natężeń przepływu, w których ciąg kanału zewnętrznego jest znacznie większy niż wewnętrznego.

W czasie tej analizy przeprowadzono próby hamowniane adaptowanego do tego celu silnika TF34-F5 firmy General Electric (ciąg 4000 daN, całkowite natężenie przepływu powietrza 151 kg/s, stosunek natężeń przepływu 6,2:1, spręż

wentylatora 1,5, spręż sprężarki 14). Adaptacja polegała na dostawieniu z przodu silnika, przed wentylatorem, przystawki przedłużającej kanał wlotowy. Przystawka ta składała się z pierścienia zewnętrznego (1 na rys. 1) stanowiącego zewnętrzną ściankę kanału wlotowego, pierścienia wewnętrznego (4 — rys. 1) rozdzielającego już przed wentylatorem przepływ powietrza między kanały wewnętrzny i zewnętrzny, trzydziestu promieniowych żeber (2 — rys. 1) łączących oba pierścienie oraz umieszczonych za tymi żebrami obrotowych łopatek kierowniczych (3 — rys. 1).



Rys. 1



Rys. 2

Badano również wersję silnika z przedłużonym deflektorem (5 — rys. 1) rozdzielającym strumień powietrza z za wentylatora pomiędzy oba kanały.

Badania przeprowadzone na hamowni wysokościowej centrum naukowo-badawczego im. Lewisa (NASA) wykazały, że całkowity ciąg silnika zmienia się liniowo ze zmianą kąta nastawienia skróconej kierownicy wlotowej (rys. 2) oraz że zastosowanie przedłużonego deflektora (5 — rys. 1) istotnie zmniejsza wpływ przestawiania skróconej kierownicy na pracę kanału zewnętrznego oraz poprawia rozkład ciśnienia na wejściu do tego kanału. Mały wpływ przestawiania kierownicy na parametry kanału wewnętrznego ilustruje fakt, że dla wersji silnika bez przedłużonego deflektora, w celu utrzymania stałej prędkości obrotowej wentylatora trzeba przy przestawieniu kierownicy wlotowej z położenia 0° (przepływ nie dławiony) do położenia 15° zmniejszyć prędkość obrotową wirnika sprężarki o 5%, do położenia 35° — o 9%, a do położenia 50° — o 10%. Zastosowanie deflektora zmniejsza jeszcze bardziej ten wpływ.

JMR

cd. ze s. 13

— poprawa jakości wyników (tj. poprawa jakości parametrów przepływu i zmniejszenie interferencji tunelu),
— poprawienie efektywności badań (tj. wzrost liczby uzyskiwanych danych pomiarowych w jednostce czasu pracy tunelu, uzyskiwanie ich w czasie rzeczywistym, zmniejszenie zużycia energii elektrycznej).

• Można przewidywać, że tunele aerodynamiczne i maszyny cyfrowe będą stanowić w przyszłości komplementarne narzędzia używane w procesie konstrukcyjnym nowych samolotów, śmigłowców i innych obiektów latających.

LITERATURA

1. R. PALKO, A. LOHR: A constant aerodynamic parameter testing technique with automatic wind tunnel control. AIAA Paper nr 78-784, 1978 r.
2. E. LEVINSKY, R. PALKO: Semispan wind tunnel test of a computer-controlled self-optimizing flexible technology wing. AIAA Paper nr 78-786, 1978 r.

3. W. SEARS i in.: Interference-free wind tunnel flows by adaptive-wall technology. X ICAS Proceedings 1976 r.
4. P. POISSON-QUINTON: Some new approaches for wind tunnel testing through the use of computers. ONERA T.P. nr 1979-24.
5. J. WHITFIELD i in.: The role of computers in aerodynamic testing. *Computers and Fluids*, vol. 8, nr 1, 1980 r.
6. A. HAINES: Computers and wind tunnels: complementary aids to aircraft design. *Aeronautical Journal*, July 1977 r.
7. J. CARRARA, A. MASSON: Three years of operation of the ONERA pressurized subsonic wind tunnel. XII ICAS Proceedings, 1980 r.
8. U. GANZER: Adaptable wind tunnel walls for 2D and 3D model testing. XII ICAS Proceedings, 1980 r.
9. R. SMELT: The role of wind tunnels in future aircraft development. XI ICAS Proceedings, 1978 r.
10. R. LEVINSKY i in.: Transonic testing of a self optimizing flexible airfoil. Proceedings of AIAA 9 Aerodynamic Testing Conference, 1976 r.
11. Z. RAMLY: Computer controlled system for the investigation of the flow behind a sweptback wing. Proceedings of AIAA 9 Aerodynamic Testing Conference, 1976 r.
12. R. PALKO: A computer controlled closed-loop vehicle trim system developed in the PWT at AEDC. Proceedings of AIAA 9 Aerodynamic Testing Conference, 1976 r.

Samolot pasażerski lokalnego transportu o właściwościach STOL

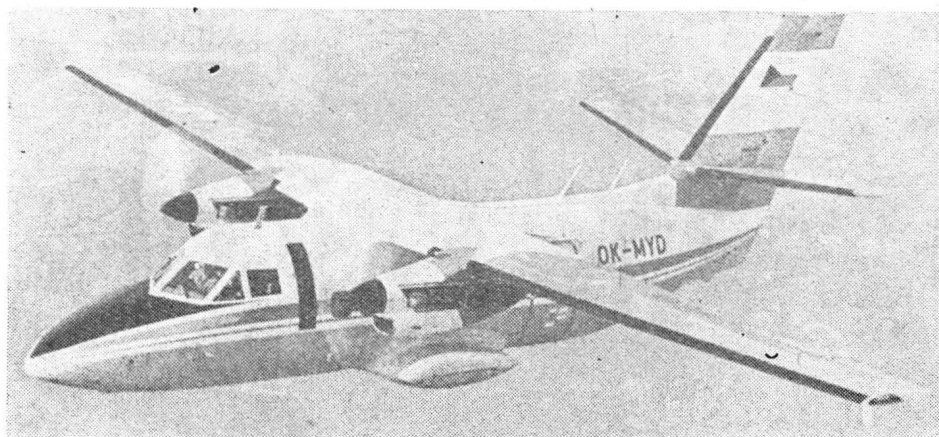
KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy dwusilnikowy górnopłat z chowanym podwoziem.

Plat. Obrys trapezowy, profil NACA 63A418 u nasady i NACA 63A412 przy końcówce, wznios 1°45', kąt zaklinowania +2° u nasady i -0,5° przy końcówce. Konstrukcja dwudźwigarowa, dwukesonowa, całkowicie metalowa fail safe. Pokrycie integralnie frezowane chemicznie wraz ze wzmocnieniami. Na krawędzi spływu dwuszczylinowe czterosegmentowe klapki o konstrukcji metalowej. Wychylenia segmentów różnicowane; segmenty między gondolami silnikowymi a kadłubem wychylane na większy kąt. Łotki metalowe zaopatrzone w klapki wyważające. Przed zewnętrznymi segmentami klap znajdują się spoilerzy. Przy końcówkach, przed łotkami, umieszczono niewielkie płyty przerywaczy służące do obniżenia siły nośnej po stronie silnika pracującego podczas lotu z jednym silnikiem wyłączonym. Wewnątrz kesonu międzydźwigarowego umieszczone są zbiorniki paliwowe. Na noskach skrzydeł instalacja przeciwołodziennia. Skrzydła mocowane do kadłuba czterema sworzniami.

Kadłub. Przekrój owalny z załamaniem, zbliżony do kołowego. Konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa, dzielona technologicznie na trzy podstawowe części. Część przednia mieści wyposażenie elektrodawionawigacyjne, kabinę pilotów i wnękę podwozia przedniego. Kabina pilotów z miejscami obok siebie, oszklenie złożone z płaskich szyb, szyby zaopatrzone w wycieraczki. Kabina wyposażona jest w drzwi dodatkowe z prawej strony kadłuba. Środkowa część kadłuba mieści kabinę pasażerską, są do niej mocowane skrzydła i gondole podwozia głównego. Z prawej strony kabiny znajduje się 9, a z lewej 7 okien. Wejście do kabiny umieszczono w jej tylnej części po lewej stronie. Wnętrze kabiny mieści 15 foteli pasażerskich; przewidziano również wersję sanitarną (6 pacjentów na noszach; 5 siedzących + 1 osoba personelu medycznego), transportową (na 1310 kg ładunku), spadochroniarską (14 spadochroniarzy + 1 instruktor) i przeciwpożarową (12 strażaków-spadochroniarzy, załoga: 1 pilot i 1 obserwator); możliwe jest stworzenie wersji fotograficznej i wersji do kontroli naziemnych urządzeń radionawigacyjnych. Tylna część kadłuba stożkowa, niesie usterzenie i płytę ustępczą. Wnętrze kadłuba klimatyzowane.

Usterzenie. Usterzenie w układzie zbliżonym do krzyżowego. Obrisy obu usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe skośne. Wznios usterzenia poziomego 7°. Stateczniki konstrukcji dwudźwigarowej, metalowe. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie, szkielety sterów metalowe, pokrycie z tkaniny. Na wszystkich sterach klapki wyważające. Usterzenie pionowe uzupełnione dużą płytą pod kadłubem. Na noskach stateczników instalacja przeciwołodziennia.

Sterowanie. Sterownice (wolanty i pedały) zdwojone, zespół sterowania silnikami zgrupowanymi na pulpicie centralnym. Ste-



rowanie łotkami i sterem wysokości ciągnowe, sterem kierunku — linkowo-ciągnowe, napęd klap hydrauliczny, klapki wyważające steru wysokości wychylane systemem linkowym, klapki wyważające steru kierunku i łotek napędzane elektrycznie, przerywacze i spoilerzy wychylane hydraulicznie.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i gondol przykadłubowych. Podwozie przednie jednogoleniowe, koło sterowane hydraulicznie z tłumikiem shimmy na półwidelcu — chowane ku przodowi. Podwozie główne jednogoleniowe, koła pojedyncze, zaopatrzone w hamulce hydrauliczne. Ogumienie kół bezdętkowe, ciśnienie w ogumieniu regulowane układem elektrycznym. Pokrywy wnęk podwozia zamykają się ponownie po jego wypuszczeniu, co zapobiega dostawianiu się błota i śniegu do wnęk podwozia.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe Walter M-601B o mocy 544 kW każdy. Śmigła trójłopatowe metalowe nastawne (z możliwością automatycznego ustawiania w chorągiewkę i odwracania ciągu) Avia V-508B. Silniki mają instalacje wtrysku wody do sprężarki do chwilowego podwyższenia mocy (do 590 kW).

Instalacje. Paliwowa — po cztery gumowe zbiorniki umieszczone w kesonie międzydźwigarowym każdego skrzydła, łączna pojemność 1300 l, każdy silnik zasilany jest ze zbiorników umieszczonych w tym samym skrzydle, lecz w razie potrzeby każdy silnik może być zasilany ze wszystkich zbiorników. Hydrauliczna — dwuobwodowa, ciśnienie robocze 14,7 MPa; główny obwód zasilania mechanizmy sterowania podwozia, hamulce kół, silowniki klap, spoilerów i przerywaczy oraz wycieraczki; pomocniczy obwód awaryjny umożliwiają wypuszczenie podwozia i wychylenie klap; uruchamiania on również hamulce postojowy. Elektryczna — jednonprzewodowa, napięcie 28 V; dwa prądorozruszniki 5,6 kW; dwa akumulatory 25

Ah, trzy przetwornice trójfazowe 36 V/400 Hz, dwie przetwornice jednofazowe 115 V/400 Hz. Przeciwołodziennia — pneumatyczna Kleber-Colombes na noskach skrzydeł i stateczników, łopaty śmigieł ogrzewane elektrycznie, wloty do silników ogrzewane ciepłym powietrzem ze sprężarek. Klimatyzacyjna — zasilana z upustów sprężarek.

Wyposażenie. Uzależnione od wymagań zamawiającego, nie odbiega swym składem od innych samolotów tej klasy. Jako standard przewidziane są dwie radiostacje UKF, telefon pokładowy, dwa zestawy radionawigacyjne VOR/ILS/MK, dwa radiokomasy i system kursowy.

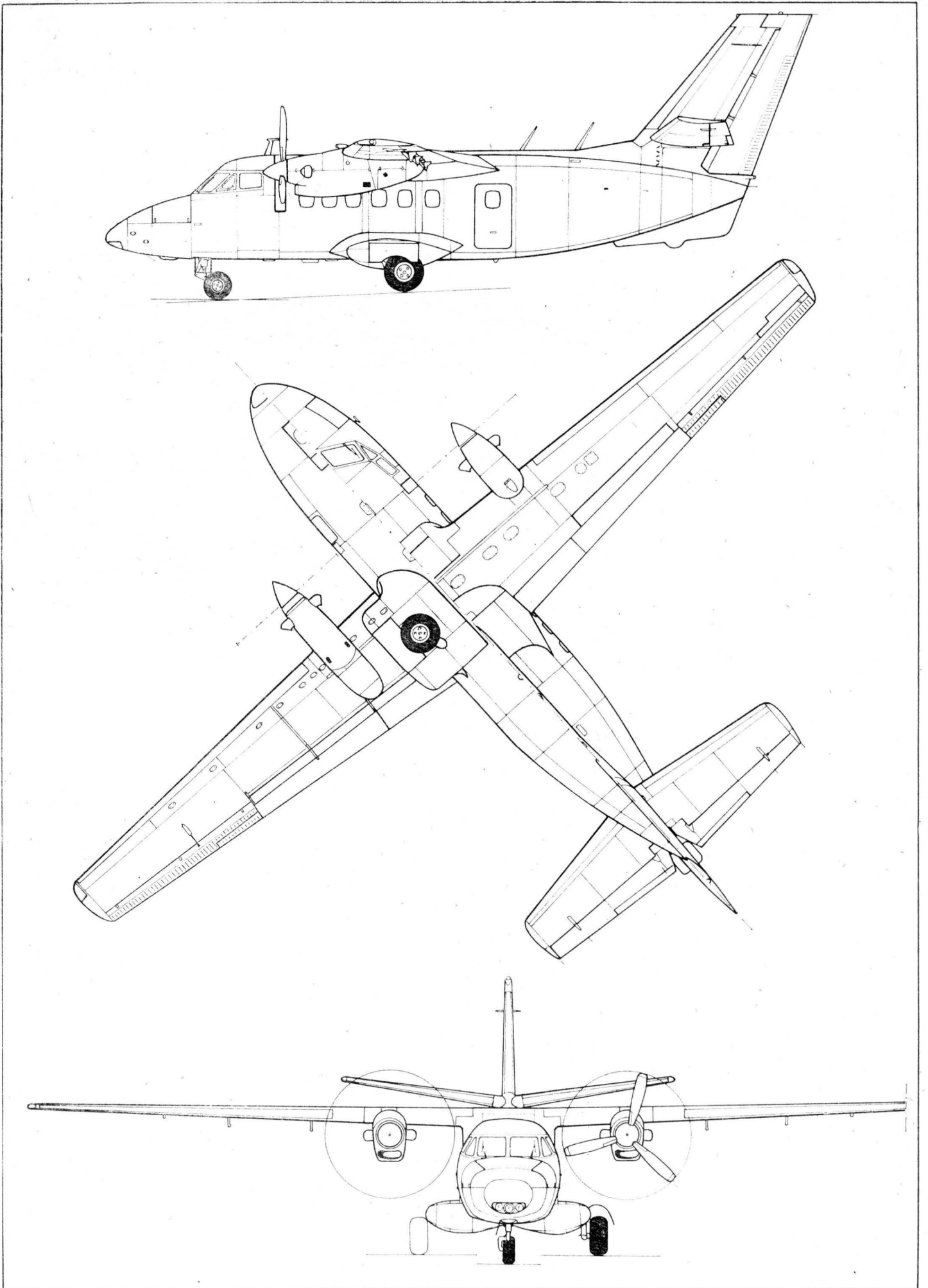
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot L-410 opracowano w drugiej połowie lat sześćdziesiątych, prototyp oblatano w 1969 r. (silniki PT6A-27), certyfikat BCAR uzyskano w 1971 r., w tym samym roku rozpoczęto produkcję seryjną wersji poprawionej w wyniku prób (ozn. L-410A). Do produkcji weszły także wersje L-410AS, L-410M (silniki M-601), L-410AF (fotogrametryczna). Najpoważniejszym odbiorcą tych samolotów (oprócz linii wewnętrznych Slovakair) jest ZSRR, gdzie przeszły one pomyślnie egzamin eksploatacyjny w najtrudniejszych warunkach (od Podkawkazja do Kamczatki). Samolot L-410UVP oblatany w 1979 r. jest udoskonaleniem poprzednich wersji: zwiększenie rozpiętości (i powierzchni) skrzydła, przedłużenie kadłuba o 0,5 m (powiększenie ramienia usterzenia), powiększenie powierzchni usterzenia pionowego, dodanie przerywaczy na skrzydłach i nadanie wzniosu usterzeniu poziomemu. Modyfikacja aerodynamiki pozwoliła na uzyskanie właściwości STOL (co nie udało się w wersjach poprzednich). Samolot przystosowany jest do eksploatacji w temp. —50 do +40°C. Równoległe z opracowywaniem samolotu L-410 przygotowano symulator naziemny TL-410. Samolot charakteryzuje się wyjątkowo dużym przyspieszeniem podczas rozbiegu.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	19,48 m
Długość	14,47 m
Wysokość	5,33 m
Rozpiętość usterzenia	6,74 m
Cięciwa skrzydła u nasady	2,54 m
Baza podwozia	3,67 m
Rozstaw podwozia	3,65 m
Srednica śmigieł	2,50 m
Rozstaw osi śmigieł	4,82 m
Długość wnętrza kabiny	6,34 m
Szerokość wnętrza kabiny	1,95 m
Wysokość wnętrza kabiny	1,66 m
Powierzchnia skrzydła	35,18 m ²
Powierzchnia łotek	2,89 m ²
Powierzchnia przerywaczy łotkowych	0,49 m ²
Powierzchnia klap	5,92 m ²
Powierzchnia spoilerów	0,87 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	4,49 m ²
Powierzchnia steru kierunku	2,81 m ²
Powierzchnia statecznika poziomego	6,41 m ²
Powierzchnia steru wysokości	3,15 m ²
Powierzchnia podłogi kabiny	9,69 m ²
Objętość powierzchni kabinowej	17,86 m ³
Pojemność bagażnika tylnego	0,77 m ³

Masa własna	3725 kg
Masa paliwa maks.	965 kg
Masa ładunku maks.	1310 kg
Masa startowa maks.	5700 kg
Masa do lądowania maks.	5500 kg
Obciążenie powierzchni	162 kg/m ²
Obciążenie mocy	5,25 kg/kW
Prędkość dopuszczalna (EAS)	360 km/h
Prędkość przelotowa maks. (H = 3000 m) (EAS)	313 km/h
Prędkość ekonomiczna (H = 3000 m) (TAS)	360 km/h
Prędkość minimalna bez klap	144 km/h
Prędkość minimalna z klapami	112 km/h
Wznoszenie maks. (H = 0)	7,8 m/s
Wznoszenie na jednym silniku	1,5 m/s
Pułap	8950 m
Pułap na jednym silniku	2650 m
Rozbieg	400 m
Start na 10,5 m	710 m
Lądowanie z 9 m	862 m
Dobieg	328 m
Zasięg maks. (ładunek 850 kg, 30 min rezerwa)	1040 km
Zasięg z maks. ładunkiem (505 kg paliwa, 30 min rezerwa)	460 km

T.M.



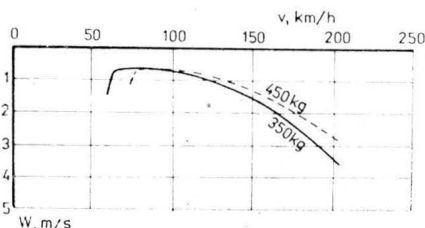


Szybowiec klasy klubowej/klasy 15 m

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, całkowicie laminatowy wolnonośny średniopłat.

Plat. Obrys dwutrapezowy (załamanie w rejonie początku lotek), profil Eppler E603, wznios 2°. Konstrukcja dwudzielna, laminatowa, skorupowa, jednodźwigarowa. Skorupy przekładkowe, wypełniacz — sztywna pianka poliuretanowa. Pasy dźwigara z rowingu węglowego. Lotki bezszczelinowe konstrukcji przekładkowej. W połowie rozpiętości każdego skrzydła umieszczone są wysuwane z górnej powierzchni hamulce aerodynamiczne typu Schempp-Hirth. W skrzydle przy kadłubie znajdują się zbiorniki balastu wodnego (wersja standard).

Kadłub. Przekrój owalny, przechodzący w kołowy, kształt charakterystyczny dla szybowców ostatniego dziesięciolecia. Konstrukcja skorupowa szklano-epoksydowa, wzmocniona lokalnie w punktach wprowadzenia sił skupionych (od mocowania skrzydeł, zaczepu holowniczego i podwozia). Pozycja pilota połączona. Tablica przyrządów owalna, ocieniona. Jednoczęściowa osłona kabiny otwiera się na prawą stronę. Za



pilotem znajduje się radiostacja ew. urządzenia rejestrujące oraz, w wersji standard, instalacja łącząca i zawór opróżniania zbiorników balastowych. Rurowa belka ogonowa tworzy jedną całość ze statecznikiem pionowym. Kadłub jest chroniony płożą pod statecznikiem. Na lokalne wzmocnienia kadłuba użyto włókien węglowych.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T, obrisy usterzeń trapezowe. Usterzenie poziome łatwo demontowalne, mocowane trzema sworzniami na szczycie statecznika pionowego. Konstrukcja statecznika poziomego laminatowa, skorupowa z wypełniaczem (żebra). Stery laminatowe, przekładkowe. Lokalne wzmocnienia usterzeń z włókna węglowego.

Sterowanie. Sterownice klasyczne (drażek i regulowane pedały). Sterowanie lotkami, hamulcami aerodynamicznymi i sterem wysokości popychaczowe, sterem kierunku — linkowe.

Podwozie. Stałe w wersji club, chowane w wersji standard. Koło zawieszona na amortyzowanym widelcu wyposażone w hamulec TOST. Ciśnienie w ogumieniu 0,25 MPa.

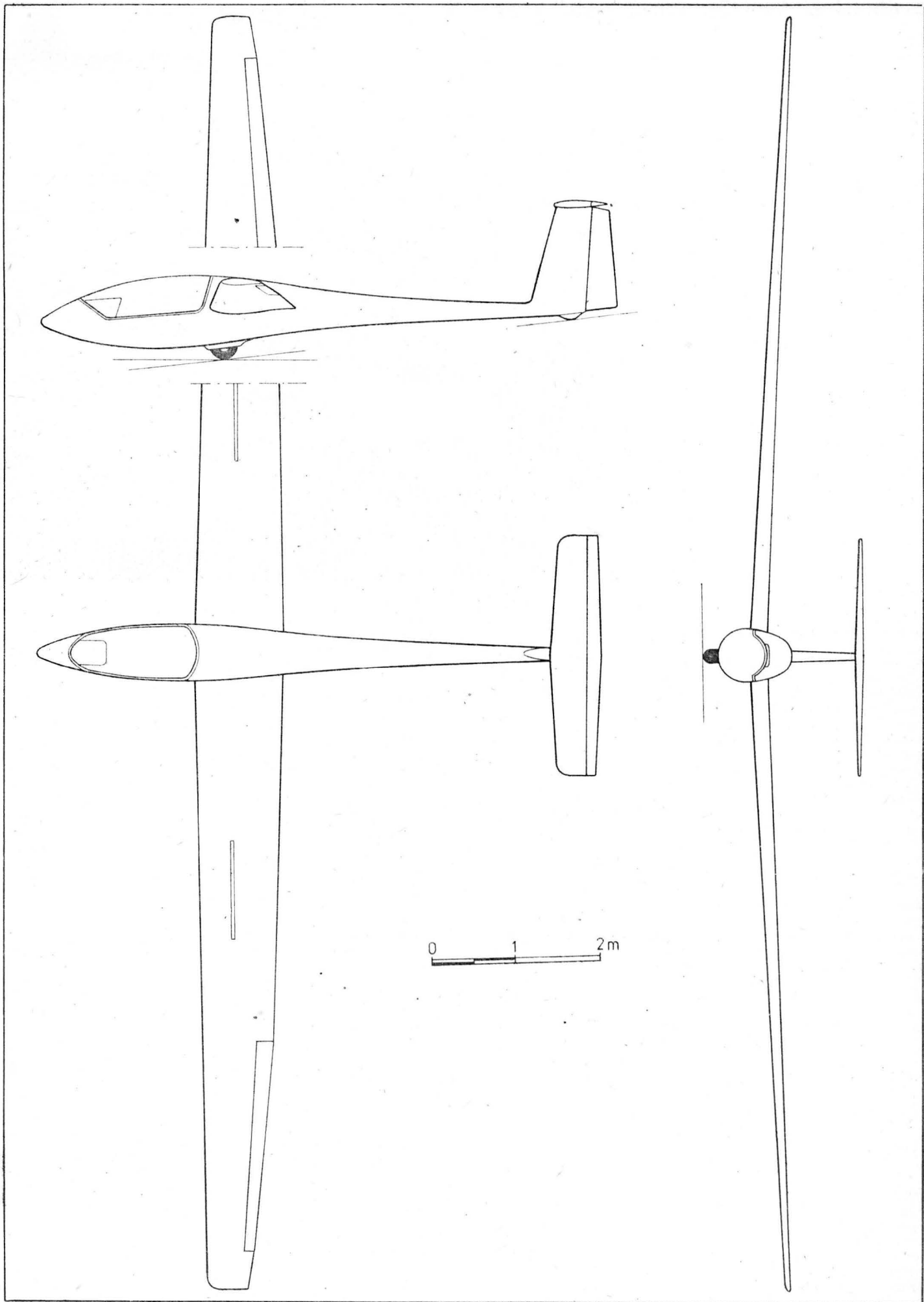
Wyposażenie. Busola, prędkościomierz, wysokościomierz, 2 wariometry, chyłomierz poprzeczny, termometr (pomiar temperatury konstrukcji), kalkulator przelotów, radiostacja.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Szybowce Club Astir i Standard Astir są rozwinięciem Astir CS i Astir CS77 (opracowanych i wprowadzonych do produkcji w 1974 r.). Różnice polegają na szerszym zastosowaniu włókna węglowego, co pozwoliło na zmniejszenie masy konstrukcji w stosunku do modeli wyjściowych.

DANE TECHNICZNE

	Standard Astir	Club Astir
Rozpiętość	15,00	15,00 m
Długość	6,60	6,60 m
Wysokość	1,92	1,92 m
Rozpiętość usterzenia	2,80	2,80 m
Powierzchnia skrzydła	12,4	12,4 m ²
Powierzchnia usterzenia	0,75	0,75 m ²
Wydłużenie skrzydła	18,2	18,2
Masa własna	265	260 kg
Masa użyteczna	115	120 kg

Masa startowa	380	380 kg
Masa startowa maks. z balastem wodnym	450	— kg
Doskonałość	37	35
przy prędkości	95	90 km/h
Min. opadanie	0,6	0,6 m/s
przy prędkości	75	75 km/h
Prędkość dopuszczalna	250	250 km/h
Prędkość przeciągnięcia	60	60 km/h
Prędkość holowania	170	170 km/h



WODNO-SAMOLOTY (III)

- 1 — powierzchnia zwilżona
- 2 — p. ślizgowa
- 3 — kąt ślizgu, kąt natarcia powierzchni ślizgowej
- 4 — fala dziobowa
- 5 — strumień nadążający, ślad torowy, kilwater
- 6 — bryzg(i)
- 7 — charakterystyka rozbryzgu
- 8 — pecherz bryzgu, wachlarz b., kozuch bryzgowy
- 9 — woda jednolita (w odróżnieniu od piany)
- 10 — (piana wodna, mgła wodna, mieszanka wody z pecherzykami powietrza, woda rozpylona)
- 11 — liczba Froude'a
- 12 — opór hydrodynamiczny, o. wody
- 13 — tarcie powierzchniowe, opór tarcia
- 14 — opór falowy
- 15 — opór powietrza
- 16 — opór całkowity
- 17 — (garb krzywej oporu hydrodynamicznego)
- 18 — wypór hydrodynamiczny
- 19 — wypadkowa siła hydrodynamiczna
- 20 — (odwrotność doskonałości hydrodynamicznej)
- 21 — nadmiar ciągu
- 22 — osiągi na wodzie
- 23 — odciążenie (przez skrzydło)
- 24 — (ze swobodą przegiębienia)
- 25 — optymalne przegiębienie
- 26 — współczynnik obciążenia (od wody)
- 27 — w. momentu (przegiębiącego)
- 28 — w. oporu hydrodynamicznego
- 29 — zdolność do użytkowania na morzu, dzielność morską, właściwości morskie
- 30 — własności na wodzie
- 31 — dryf, znos, znoszenie
- 32 — dryfowanie
- 33 — d. bokiem
- 34 — żeglowanie (wodnosamolotu)
- 35 — (ustawianie się pod wiatr)
- 36 — niekontrolowany zakręt na wodzie
- 37 — przyssanie (dna do wody)
- 38 — zakręt w ślizgu, zwrot w ś., z. na redanie
- 39 — zwrot na wiatr, wyostrzenie
- 40 — z. od wiatru, odpadanie (od wiatru)
- 41 — (z. przy dużym przegiębieniu)
- 42 — średnica cyrkulacji
- 43 — holowanie
- 44 — wodowanie, lądowanie na wodzie
- 45 — zetknięcie z wodą (przy wodowaniu)
- 46 — zejście z redanu, przejście ze ślizgu do pływania wypornościowego
- 47 — wodowanie na wodzie sfalowanej
- 48 — wodowanie na gładką wodę
- 49 — w. w otwartym morzu, w. na pełnym morzu
- 50 — start z bocznym wiatrem
- 51 — s. na wodzie sfalowanej
- 52 — s. z gładkiej wody
- 53 — obciążenia od wody
- 54 — reakcja wody, oddziaływanie wody
- 55 — uderzenie wody, u. o wodę
- 56 — promień bezwładności na pochylenie
- 57 — obciążenie dna (pływaka, kadłuba łodziowego)
- 58 — parcie wody na dno
- 59 — lokalny rozkład ciśnień

SEAPLANES (III)

- 1 — wetted area, w. surface, immersed area
- 2 — planing surface
- 3 — planing angle
- 4 — bow wave
- 5 — wake, dead water
- 6 — spray
- 7 — spray characteristics, s. pattern
- 8 — s. blister, s. fan
- 9 — solid water
- 10 — water/air bubbles
- 11 — Froude number
- 12 — water drag, w. resistance
- 13 — skin friction
- 14 — wave resistance
- 15 — (air) drag
- 16 — total resistance, t. drag
- 17 — hump
- 18 — hydrodynamic lift
- 19 — h. resultant force, h. resulting f.
- 20 — h. drag-(to)-lift ratio
- 21 — excess thrust, surplus t.
- 22 — water performance
- 23 — (water load reduction due to lift; lift induced w. l. r.)
- 24 — free to trim
- 25 — optimum trim
- 26 — (gross) load coefficient
- 27 — trimming-moment coefficient
- 28 — water resistance coefficient
- 29 — seagoing capability, seakeeping ability, weatherly qualities
- 30 — water handling (characteristics)
- 31 — drift, leeway
- 32 — drifting, hulling, making leeway
- 33 — crabbing
- 34 — sailing (of the seaplane)
- 35 — weather-cockin, lying nose into the wind
- 36 — water loop
- 37 — suckdown
- 38 — step turn
- 39 — turn into the wind
- 40 — turn out of the wind
- 41 — plow turn
- 42 — turning circle diameter
- 43 — towing
- 44 — (water) landing
- 45 — water contact, c. with water, water touch-down
- 46 — going from the step
- 47 — landing in rough water, rough-water landing
- 48 — glassy water landing
- 49 — landing in deep sea, deep sea l., high sea l.
- 50 — cross-wind takeoff
- 51 — rough-water t.
- 52 — glassy water t.
- 53 — water loads, w. forces
- 54 — w. reaction
- 55 — impacting of water, w. impact
- 56 — radius of gyration in pitch
- 57 — bottom loading
- 58 — bottom (water) pressures
- 59 — local pressure distribution
- 60 — sinking velocity
- 61 — step landing
- 62 — bow landing
- 63 — stern landing
- 64 — two-float landing with drift
- 65 — water landing impact load coefficient

- 60 — prędkość opadania, p. zniżania
- 61 — wodowanie na redan
- 62 — wodowanie na dziób
- 63 — wodowanie na rufę
- 64 — wodowanie na oba pływak
- 65 — współczynnik obciążenia od uderzenia w wodę

WASSER-FLUGZEUGE (III)

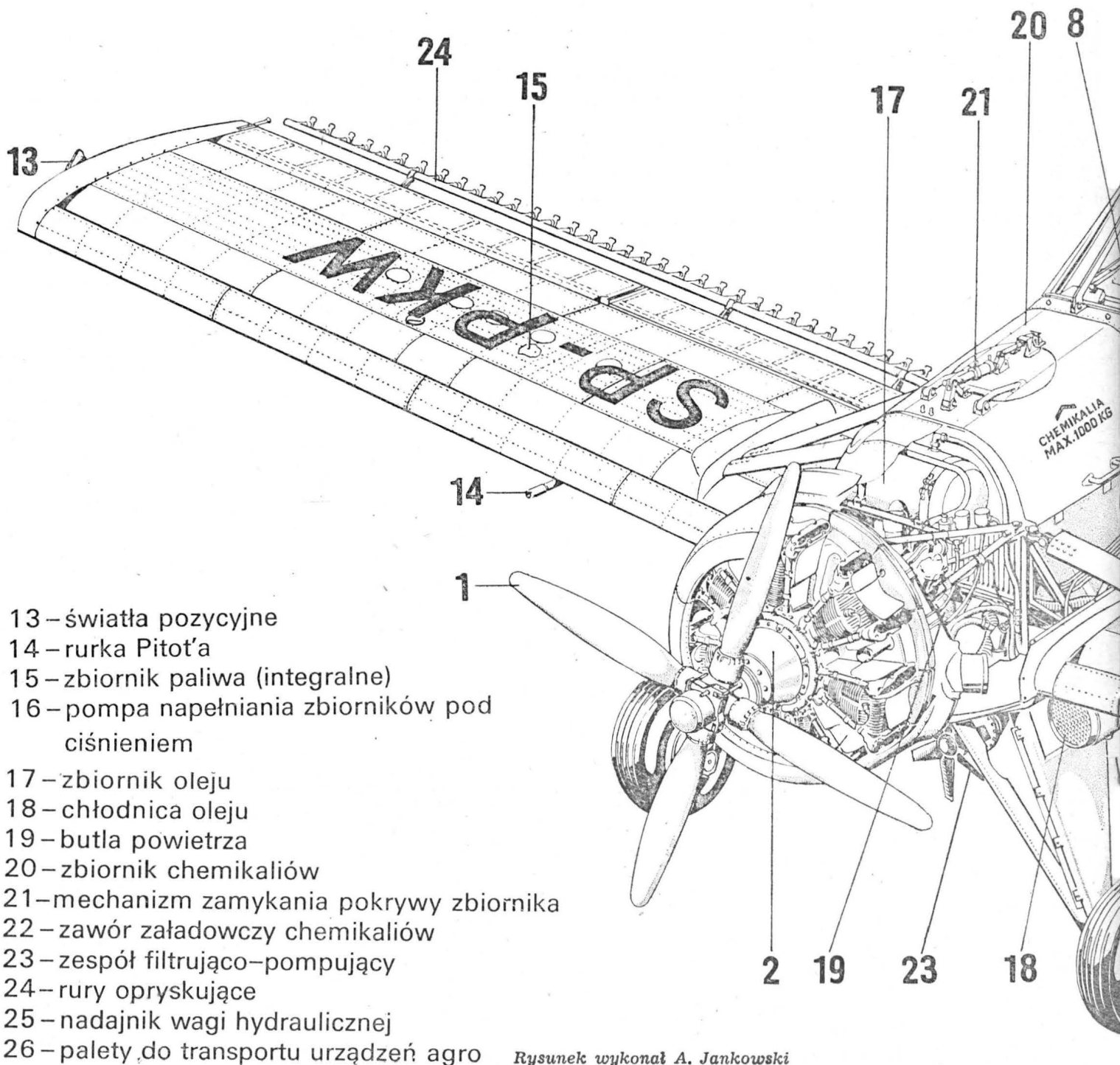
- 1 — benetzte Oberfläche (f)
- 2 — Gleitfläche (f)
- 3 — Gleitwinkel (m)
- 4 — Bugwelle (f)
- 5 — Kielwasser (n)
- 6 — Spritzwasser (n)
- 7 — Spritzwasser-Eigenschaften (fpl), Spritzerbildung (f)
- 8 — Sprühwolke (f) von Wasser, Wasserscheier (m)
- 9 — homogenes Wasser (n)
- 10 — (Sprühwasser (n), Wasser-Luftblasen (fpl))
- 11 — Froude'sche Zahl (f)
- 12 — Wasserwiderstand (m)
- 13 — Oberflächenreibung (f), Hautreibung (f), Reibungswiderstand (m)
- 14 — Wellenwiderstand (m)
- 15 — Luftwiderstand (m)
- 16 — Gesamtwiderstand (m)
- 17 — Widerstandsmaximum (n)
- 18 — hydrodynamischer Auftrieb (m)
- 19 — resultierende Wasserkraft (f)
- 20 — Gleitzahl (f)
- 21 — Schubüberschuss (m)
- 22 — Seeleistungen (fpl)
- 23 — Entlastung (f)
- 24 — trimmfrei
- 25 — bester Trimmwinkel (m)
- 26 — Belastungsbeizahl (f)
- 27 — Momentenbeizahl (f)
- 28 — Wasserwiderstandsbeizahl (f)
- 29 — Seefähigkeit (f), Seetüchtigkeit (f), Wassertüchtigkeit (f)
- 30 — See-Eigenschaften (fpl), Verhalten (n) auf dem Wasser
- 31 — Abdrift (m), Abtrift (m), Leeweg (m)
- 32 — Treiben (n)
- 33 — (Quertreiben (n), Seitentreiben (n))
- 34 — Segeln (n) (des Seeflugzeuges)
- 35 — Liegen (n) im Wind, Wetterfahnenwirkung (f)
- 36 — Ausbrechen (n) (auf dem Wasser)
- 37 — Festsaugen (n)
- 38 — Wenden (n) auf Stufe
- 39 — Drehen (n) in den Wind
- 40 — D. aus dem Wind
- 41 — Wenden (n) in der Pflug-Konfiguration
- 42 — Wendekreisdurchmesser (m)
- 43 — Schleppe (n)
- 44 — Wasserung (f), Wasserlandung (f), Anwassern (n)
- 45 — Wasserberührung (f)
- 46 — von der Stufe Kommen (n)
- 47 — Wasserung (f) bei starkem Wellengang
- 48 — Glatwasser-Landung (f)
- 49 — Hochseelandung (f), Hochseewasserung (f)
- 50 — Start (m) mit dem Seitenwind
- 51 — Start (m) bei starkem Wellengang
- 52 — S. auf Glatwasser
- 53 — hydrodynamische Belastung (f), Wasserkräfte (fpl), Stosskräfte (fpl)
- 54 — Wasser-Gewenwirkung (f), Wasserreaktion (f)
- 55 — Wasserstoss (m)
- 56 — Längs-Trägheitsradius (n), T. um die Querachse
- 57 — Bodenbelastung (f)
- 58 — Boden-Wasserdruck (m)
- 59 — lokale Druckverteilung (f)
- 60 — Sinkrate (f)
- 61 — Stufenlandung (f)
- 62 — Buglandung (f), Bugwasserung (f)
- 63 — Heckwasserung (f)
- 64 — Zweischwimmerwasserung (f) mit Abdrift
- 65 — (Wasser) Stossvielfache (n)

ГИДРО-САМОЛЕТЫ (III)

- 1 — смоченная поверхность
- 2 — глсссирующая поверхность
- 3 — угол глсссирования, угол атаки глсссирующей поверхности
- 4 — носовая волна
- 5 — кильватер
- 6 — (водяные) брызги
- 7 — форма брызгообразования
- 8 — брызговая пелена
- 9 — (гомогенная вода, сплошная в.)
- 10 — число Фруда
- 12 — гидродинамическое сопротивление с. воды
- 13 — поверхностное трение, сопротивление трения
- 14 — волновое сопротивление
- 15 — сопротивление воздуха, воздушное с.
- 16 — полное с.
- 17 — точка выхода (гидросамолета) на редан, (герб кривой сопротивления)
- 18 — гидродинамическая подъемная сила
- 19 — г. результирующая сила, г. равнодействующая с.
- 20 — коэффициент глсссирования, обратное гидродинамическое качество
- 21 — избыток тяги
- 22 — характеристики движения по воде
- 23 — разгрузка (крылом)
- 24 — (со свободным изменением дифферента)
- 25 — наилучший дифферент
- 26 — коэффициент нагрузки
- 27 — коэффициент момента
- 28 — коэффициент гидродинамического сопротивления
- 29 — мореходность, мореходные свойства
- 30 — управляемость на воде, пилотажные характеристики на в.
- 31 — снос, дрейф
- 32 — состояние дрейфа
- 33 — боковой д.
- 34 — дрейф (гидросамолета)
- 35 — самопроизвольная установка носом к ветру
- 36 — непроизвольный резкий разворот на воде
- 37 — подсос (днища водой)
- 38 — разворот на режиме глсссирования, р. на редане
- 39 — разворот к ветру, поворот на ветер, (привод к ветру)
- 40 — поворот с уваливанием (от ветра)
- 41 — (разворот с большим дифферентом)
- 42 — диаметр циркуляции
- 43 — буксировка
- 44 — посадка на воду, приводнение
- 45 — касание воды
- 46 — (переход от глсссирования к плаванию с водизмещением)
- 47 — приводнение при сильном волнении
- 48 — п. на гладкую поверхность
- 49 — посадка на открытое море
- 50 — взлет с боковым ветром
- 51 — в. при сильном волнении
- 52 — в. с гладкой поверхности воды
- 53 — гидродинамические нагрузки
- 54 — рекапия волны
- 55 — удар о воду
- 56 — радиус инерции по тангажу
- 57 — нагрузка днища (поплавка; лодочного фюзеляжа)
- 58 — давление воды на днище
- 59 — местное распределение давлений
- 60 — скорость снижения
- 61 — посадка на редан
- 62 — приводнение на нос
- 63 — приводнение на корму
- 64 — посадка на два поплавка с дрейфом
- 65 — коэффициент нагрузки от удара о воду

SAMOLOT PZL-1

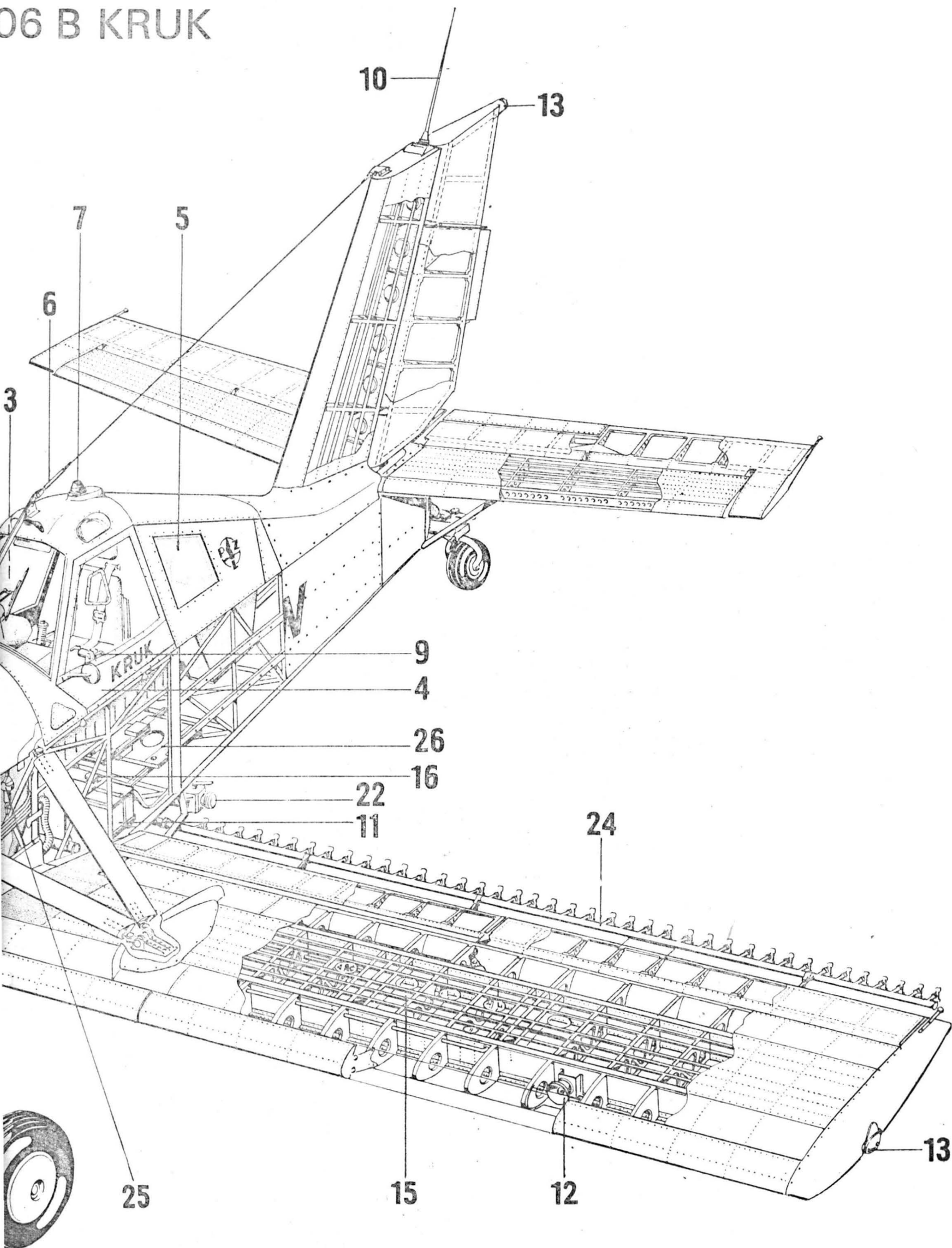
- 1 – śmigło US 132000
- 2 – silnik PZL-3S
- 3 – drzwi kabiny wejściowe (prawe)
- 4 – drzwi awaryjne (lewe)
- 5 – kabina dla mechanika
- 6 – miecz i linka zabezpieczająca
- 7 – lampa antykolizyjna
- 8 – tablica przyrządów pokładowych
- 9 – pulpit sterowania silnikiem
- 10 – antena radiostacji
- 11 – akumulator
- 12 – reflektor



- 13 – światła pozycyjne
- 14 – rurka Pitot'a
- 15 – zbiornik paliwa (integralne)
- 16 – pompa napełniania zbiorników pod ciśnieniem
- 17 – zbiornik oleju
- 18 – chłodnica oleju
- 19 – butla powietrza
- 20 – zbiornik chemikaliów
- 21 – mechanizm zamykania pokrywy zbiornika
- 22 – zawór załadowczy chemikaliów
- 23 – zespół filtrująco-pompujący
- 24 – rury opryskujące
- 25 – nadajnik wagi hydraulicznej
- 26 – palety do transportu urządzeń agro

Rysunek wykonał A. Jankowski

06 B KRUK



Kryteria ilościowe charakteryzujące stateczność samolotu (I)

Kryteria ilościowe w ocenie sterowności samolotu (I)

Mała popularność ilościowych kryteriów oceny właściwości samolotu przy stosunkowo dużej obecnie możliwości określenia (obliczeniowego bądź w toku prób) charakterystycznych wielkości dla danego samolotu skłaniają redakcję do przedstawienia Czytelnikowi materiału podanego w Airworthiness Technical Manual (Doc. 9051-AN-896 ICAO). Poniżej publikujemy pierwszą część materiału podanego w załączniku A do rozdziału 2 tego dokumentu.

1. Ocena pilota wg skali Coopera-Harpera (Cooper-Harper Scale)

Termin „kompensacja” użyty w tabl. 1 oznacza takie działania pilota, które zapewniają sterowanie samolotem z uwzględnieniem „jego specyfiki”, czyli po prostu wad.

Specyfikacje właściwości samolotu podawane są w taki sposób, aby odpowiadały — pod względem poziomu bezpieczeństwa — ocenie pilota nie gorszej niż 3,5.

Interpretacja prawdopodobieństwa defektów:

a) prawdopodobny (Reasonably probable) — zakres prawdopodobieństwa od 1:1000 (1 · 10⁻³) do 1:100 000 (1 · 10⁻⁵) — prawdopodobieństwo w zakresie między prawdopodobieństwem defektu jednego silnika na współczesnych samolotach transportowych, aż do prawdopodobieństwa określonego w punkcie b;

b) mało prawdopodobny (Remote) — zakres prawdopodobieństwa od 1:100 000 (1 · 10⁻⁵) do 1:10 000 000 (1 · 10⁻⁷) lub nawet do 1:1 000 000 000 (1 · 10⁻⁹) — prawdopodobieństwo w zakresie między prawdopodobieństwem defektu dwóch silników w czasie przelotu współczesnego samolotu transportowego, aż do prawdopodobieństwa określonego w punkcie c;

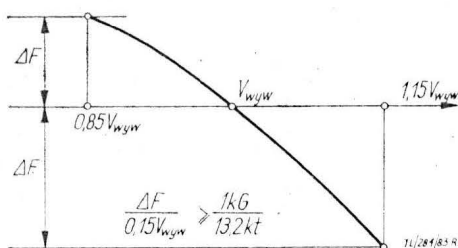
c) skrajnie mało prawdopodobny (Extremely remote) — prawdopodobieństwo nie mniejsze niż 1:10 000 000 (1 · 10⁻⁷) lub 1 · 10⁻⁹ — prawdopodobieństwo w zakresie wielkości odpowiadających uszkodzeniu skrzydła wskutek nadzwyczaj dużego podmuchu dla istniejących samolotów transportowych.

Prawdopodobieństwo jest wyrażone w godzinach lotu na defekt. (Uwaga redakcji: ściślej byłoby określić je jako prawdopodobieństwo defektu w ciągu 1 h lotu). Ponieważ średni czas pojedynczego lotu samolotu transportowego jest tylko nieznacznie dłuższy niż jedna godzina, można posługiwać się liczbą lotów zamiast liczbą godzin.

2. Statyczna stateczność podłużna

2.1. Średni gradient krzywej stanowiącej wykres siły na dźwiku w stosunku do prędkości, wynoszący 1 kG siły (9,81 N) na 13,2 węzła (24,5 km/h = 6,81 m/s) jest uważany za wystarczający. Średni gradient jest brany osobno dla każdej z połówek zakresu prędkości między 0,85 i 1,15 prędkości wyważenia.

2.2. Lokalne ujemne gradienty siły względem prędkości nie są dopuszczalne.

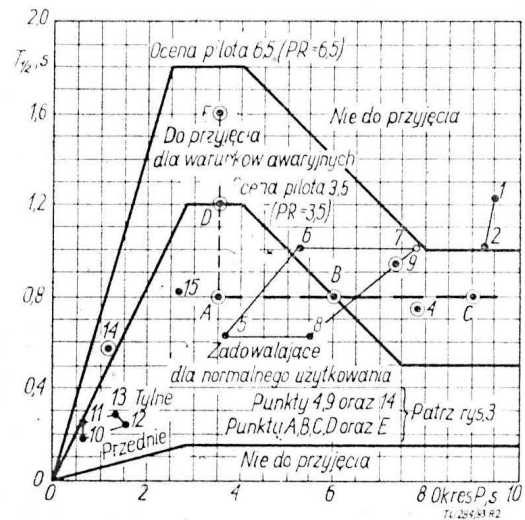


Rys. 1

3. Dynamiczna stateczność podłużna

3.1. Oscylacje krótkookresowe

3.1.1. Możliwe kryterium ilościowe dla tłumienia jest



Rys. 2. Proponowane kryteria dla oscylacji krótkookresowych

TABLICA 1

Charakterystyka samolotu.	Wymagania stawiane pilotowi	Ocena pilota (PR-Pilot Rating)	Uwagi
Doskonała (Excellent) — bardzo pożądana	kompensacja ze strony pilota nie ma wpływu na uzyskiwane (pożądane) osiągi	1	
Dobra (Good) — pomijalne braki	kompensacja ze strony pilota nie ma wpływu na uzyskiwane (pożądane) osiągi	2	zadawalająca bez zmian
Przyzwoita (Fair) — pewne lekko nieprzyjemne braki	minimalna kompensacja ze strony pilota potrzebna do uzyskania pożądanego osiągnięcia	3	zadawalająca bez zmian
3,5			
Drobne, lecz irytujące braki	pożądane osiągi wymagają umiarkowanej kompensacji ze strony pilota	4	
Umiarkowane, lecz budzące zastrzeżenia braki	zadawalające osiągi wymagają wyraźnej kompensacji ze strony pilota	5	braki zasługujące na poprawę
Budzące poważne zastrzeżenia, ale wybacalne braki	zadawalające osiągi wymagają intensywnej kompensacji ze strony pilota	6	
6,5			
Poważne braki	zadawalające osiągi nie są osiągalne przy maksymalnej dopuszczalnej kompensacji ze strony pilota. Sterowność samolotu nie budzi zastrzeżeń	7	
Poważne braki	istotna kompensacja ze strony pilota jest niezbędna do sterowania	8	braki wymagają poprawy
Poważne braki	intensywna kompensacja ze strony pilota jest potrzebna dla utrzymania panowania nad samolotem	9	
9,5			
Poważne braki	podczas pewnej części wymaganych stanów lotu pilot traci panowanie nad samolotem	10	niezbędna poprawa

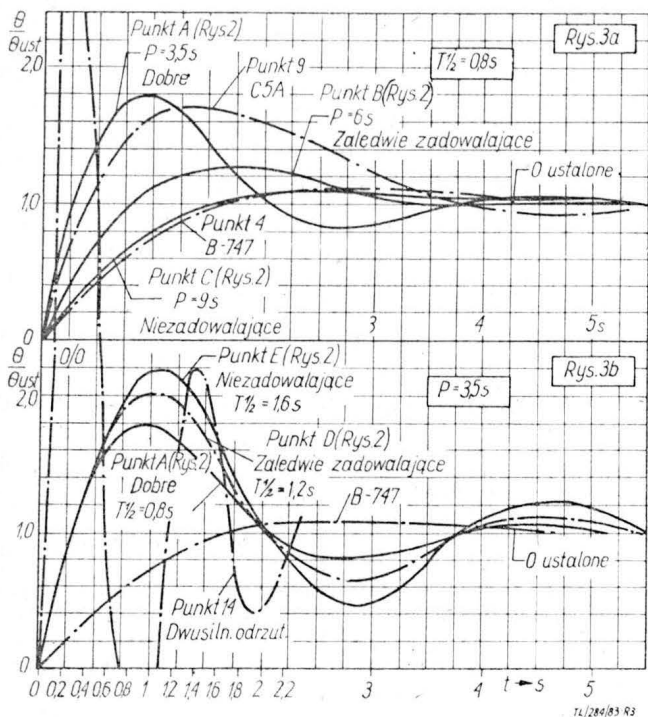
przedstawione przez zmianę parametru $T_{1/2}$ z parametrem P , jak pokazano na rys. 2.

Parametry zdefiniowane są poniżej:

- $T_{1/2}$ — czas dla zmniejszenia amplitudy do połowy, s
- ρ — gęstość powietrza,
- S — powierzchnia skrzydła,
- V — prędkość lotu (TAS-True Air Speed — prędkość rzeczywista względem powietrza),
- m — masa samolotu,
- $C_L - dC_{L,da}$ (na 1 radian) — pochodna współczynnika siły nośnej względem kąta natarcia, w naszej literaturze $dC_{L,da}$
- P — okres oscylacji, s

$$P = \frac{2\pi}{\omega} = \frac{1}{f_n \sqrt{1 - \xi^2}}$$

ξ — współczynnik tłumienia,
 f_n — częstość własna, cykl/s



Rys. 3. Odpowiedź na sygnał skokowy wychylenia steru wysokości

$$\left(f_n = \frac{\omega_n}{2\pi} \text{ — przyp. red.} \right)$$

3.1.2. Rys. 2 daje także wartość parametrów dla niektórych samolotów transportowych — różnej wielkości. Wydaje się, że leżą one, nawet te, które odpowiadają stanom podejścia do lądowania, w zakresie zadowalających właściwości.

3.1.3. Stosunek odpowiedzi czasowej kąta pochylenia samolotu do jej wartości po ustaleniu (dla $t = \infty$) jest podany w funkcji czasu dla stałej prędkości lotu.

Punkt A, z okresem $P = 3,5$ s, który znajduje się w środku obszaru (ograniczonego krzywą $PR = 3,5$) na rys. 2, stanowi przykład szybkiej odpowiedzi. Dla punktu B z $P = 6$ s oraz punktu C ($P = 9$ s), który jest poza obszarem, odpowiedź samolotu staje się coraz bardziej powolna, zaś siły na drążku będą wzrastały w miarę usiłowań przyspieszenia odpowiedzi samolotu.

Dla porównania podane są odpowiedzi samolotu Boeing 747 (punkt 14) oraz C5A punkt C na rys. 2.

3.1.4. Na rys. 3 pokazano dla typowych przypadków stosunek odpowiedzi w zakresie kątów pochylenia samolotu na sygnał skokowy wychylenia steru wysokości. Rys. 3a, przedstawia granicę wartości kąta θ , do której dochodzi samolot po wytrąceniu go z równowagi wychyleniem steru wysokości w postaci sygnału skokowego.

3.1.5. Znaczenie granicy lewostronnej jest pokazane na rys. 3b. Pokazano wpływ tłumienia dla okresu wynoszącego 3,5 s. Wraz ze spadkiem tłumienia (punkt A z $T_{1/2} = 0,8$ s do punktu D z $T_{1/2} = 1,2$ s oraz E z $T_{1/2} = 1,6$ s) następuje coraz większe wychylenie poza punkt równowagi i wynikowy ruch samolotu ma coraz bardziej charakter oscylacyjny.

3.1.6. Dla porównania podano takie charakterystyki dla małego dwusilnikowego samolotu odrzutowego (punkt 14 na rys. 2, na linii granicznej). Ze względu na krótki okres $P = 1,1$ s połączony z tłumieniem $T_{1/2} = 0,58$ s niebezpieczeństwo wprowadzenia oscylacji wzbudzonych przez pilota jest duże, szczególnie gdy stosunek siły na drążku do przeciążenia pionowego jest niski.

3.1.7. Testy

Konfiguracjami dla prób powinny być:

1. Konfiguracja końcowej fazy podejścia do lądowania, przy zalecanej prędkości podejścia na poziomie morza, środku ciężkości w położeniu tylnym oraz minimalnym ciężarze samolotu.

2. Konfiguracja przelotowa, z maksymalną prędkością przelotową przy maksymalnej wysokości operacyjnej, skrajnie przednim położeniu środka ciężkości i maksymalnym ciężarze.

TABLICA 2

Numer punktu	Wysokość, m	Masa, kg	Prędkość (EAS), km/h	Położenie środka ciężkości	Samolot
1	0	250 000	241	przódnie	Boeing 747
2	0	150 000	241	przódnie	
3	0	150 000	241	tyłne	
4	0	250 000	241	tyłne	
5	9 000	300 000	$M = 0,89$	przódnie	Boeing 747
6	13 500	200 000	$M = 0,89$	przódnie	
7	13 500	200 000	$M = 0,89$	tyłne	
8	9 000	300 000	$M = 0,89$	tyłne	
9	0	270 000	234	—	Lockheed C5A małe samoloty odrzutowe (dwusilnikowe)
10	0	4 100	556	przódnie	
11	6 000	4 100	556	przódnie	
12	6 000	6 000	556	tyłne	
13	0	6 000	556	tyłne	
14	13 500	4 100	$M = 0,75$	przódnie	
15	13 500	6 000	$M = 0,75$	tyłne	
16	0	4 100	260	przódnie	
17	0	6 000	260	tyłne	

Oprac. A.K.

Errata. Do art. doc. dr inż. J. Lamparskiego i mgr inż. M. Grabiasa pt. „Analiza obciążeń usterzenia wysokości samolotów” zamieszczonego w TLiA nr 3/83 wkraśli się błąd. Na rys. 3 na osi odciętych (s. 8) podano błędnie dane liczbowe: Jest: 75,100,125 X_{sc} , %, powinno być: 15,25,35 X_{sc} , %. Autorów i Czytelników przepraszamy.

REDAKCJA

Tłumiki pneumatyczne i cieczowe w lotniczych przyrządach pokładowych

Mgr inż. WIESŁAWA ZDUŃCZYK
Mgr inż. JERZY ZDUŃCZYK
WSK PZL-Warszawa II

W przyrządach lotniczych do tłumienia drgań stosowane są różnego rodzaju tłumiki. Artykuł przedstawia analizę porównawczą charakterystyk tłumików pneumatycznych i cieczowych, opisuje wpływ odchyłek wykonawczych, warunków eksploatacji w postaci zmian temperatury i ciśnienia otoczenia na jakość i poprawność ich pracy, określa ich modele matematyczne MM, ujmujące zespoły praw fizycznych rządzących modelowanym zjawiskiem, uzupełnia brak literatury fachowej z tego zakresu.

Tłumiki pneumatyczne

Stosowane tłumiki pneumatyczne są przeważnie typu tłokowego. W tłumiku tłokowym ruch układu ruchomego przesuwa tłok w cylindrze, wytłaczając powietrze względnie zasysając go przez szczelinę h i regulowany zaworek igłowy Z. Przy wyprowadzaniu modelu matematycznego MM tłumika tłokowego przyjęto uproszczenie w postaci rozwinięcia szczeliny kołowej w przepływ płaski, pozwalające na stosunkowo proste wyprowadzenie MM dające dobre przybliżenie ze względu na stosowanie małych wymiarów szczeliny.

Równanie Naviera-Stokesa bez uwzględnienia sił masowych ma postać:

$$\frac{dp_s}{dx} = \mu \frac{d^2u}{dy^2} \quad (1)$$

gdzie:

μ — współczynnik dynamiczny lepkości gazu,

$\frac{dp_s}{dx}$ — gradient ciśnienia gazu wzdłuż osi x ,

$\frac{du}{dy}$ — gradient prędkości przepływu gazu w szczelinie.

Przyjmując ruch tłoka z prędkością v i rozwiązując równanie (1) dla warunków:

$$n / -\frac{h}{2} = 0; \quad u / +\frac{h}{2} = -v \quad (2)$$

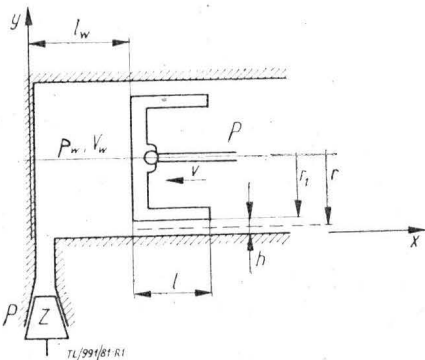
otrzymujemy następujący rozkład prędkości przepływu gazu w szczelinie:

$$u(y) = \frac{y^2 - \frac{h^2}{4}}{2\mu} \cdot \frac{dp_s}{dx} - \frac{v}{h} \cdot y - \frac{v}{2} \quad (3)$$

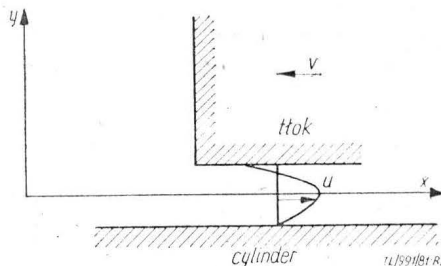
gdzie: h — wymiar szczeliny.

Przy założeniu liniowego spadku ciśnienia w szczelinie:

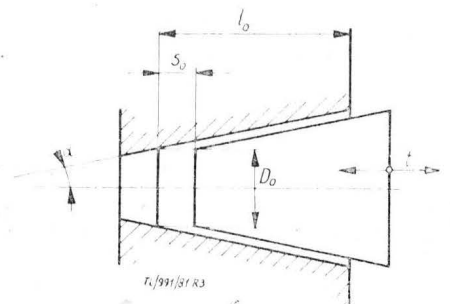
$$\frac{dp_s}{dx} = \frac{p_w - p}{l} = \frac{\Delta p}{l} \quad (4)$$



Rys. 1. Pneumatyczny tłumik tłokowy ze szczeliną h kołowo-symetryczną



Rys. 2. Rozkład prędkości przepływu powietrza w szczelinie



Rys. 3. Zaworek igłowy

gdzie:

p — ciśnienie zewnętrzne (atmosferyczne),
 p_w — ciśnienie wewnętrzne.

Wydatek powietrza przez szczelinę wynosi:

$$Q_s = \int_{-h/2}^{+h/2} 2\pi \cdot r \cdot u(y) dy = 2\pi r \left(-\frac{h^3}{12\mu l} \cdot \Delta p - \frac{v \cdot h}{2} \right) \quad (5)$$

gdzie: r, l — wg rys. 1.

Wydatek przez zaworek igłowy Z o małym kącie rozwarcia α przy występującej na nim różnicy ciśnień Δp wynosi:

$$Q_z = \frac{n}{\mu} \cdot \frac{(S_o + f)^3}{l_o - (S_o + f)} \cdot \Delta p \quad (6)$$

gdzie:

$$n = \frac{\pi \cdot D_{sr}}{12} \cdot \left(\frac{\alpha}{57,4} \right)^3 \quad (7)$$

$$D_{sr} = D_o - l_o \cdot \text{tg } \alpha \quad (8)$$

S_o, D_o, f, l_o, α — wg rys. 3.

Całkowity wydatek gazu wypływającego z cylindra określa zależność:

$$Q_c = Q_s + Q_z = - \left(\frac{\pi \cdot r \cdot h^3}{6\mu l} + \frac{n}{\mu} \cdot \frac{(S_o + f)^3}{l_o - (S_o + f)} \right) \cdot \Delta p - \pi \cdot r \cdot v \cdot h \quad (9)$$

Masa gazu w cylindrze pod tłokiem wynosi:

$$m_w = \rho_w \cdot V_w \quad (10)$$

Objętość V_w cylindra pod tłokiem jest zmienna w zależności od ruchu tłoka.

Różniczkując (10) (oznaczając kropką różniczkowanie względem czasu) wydatek masowy wypływającego gazu wynosi:

$$\dot{m}_w = \dot{\rho}_w \cdot V_w + \rho_w \cdot \dot{V}_w \quad (11)$$

zaś wydatek objętościowy:

$$Q = \frac{\dot{m}_w}{\rho_w} = \frac{\dot{\rho}_w}{\rho_w} \cdot V_w + \dot{V}_w \quad (12)$$

Przyjmując, że w cylindrze podczas sprężania zachodzi przemiana adiabatyczna $p_w / \rho_w^\gamma = \text{const}$, przekształcając, różniczkując i uwzględniając, że zmiana objętości cylindra w wyniku ruchu tłoka wynosi $\dot{V}_w = \Pi \cdot r^2 \cdot v$ otrzymujemy:

$$Q = \frac{V_w}{\alpha \cdot p_w} \cdot \dot{p}_w + \pi \cdot r^2 \cdot v \quad (13)$$

Pisząc równanie ciągłości przepływu — porównując (9) i (13) oraz uwzględniając (4), po uporządkowaniu otrzymujemy:

$$T_1 \cdot \dot{p}_w + p_w = k_1 \cdot p - k_2 \cdot v \quad (14)$$

gdzie:

$$T_1 = \frac{V_w}{\pi \cdot p} \cdot \mu \cdot k_3$$

$$k_1 = 1$$

$$k_2 = \pi \cdot r \cdot (h+r) \cdot \mu \cdot k_3$$

$$k_3 = \frac{1}{\frac{\pi \cdot r \cdot h^3}{6l} + n \frac{(S_0+f)^3}{l_0 - (S_0+f)}}$$
(15)

Równanie różniczkowe (14) jest modelem matematycznym tłumika pneumatycznego tłokowego, określa zależność ciśnienia wewnętrznego p_w od prędkości ruchu tłoka v i zmian ciśnienia zewnętrznego p . Model blokowy równania (14) przedstawiony na rys. 4 stosuje się przy modelowaniu zarówno analogowym, jak i symulacji cyfrowej układów z tłumikiem tłokowym na EMC.

Stała czasowa T_1 zmian ciśnienia wewnętrznego p_w zależy od wymiarów geometrycznych tłumika, ciśnienia zewnętrznego p oraz od początkowego punktu pracy określonego objętością cylindra pod tłokiem V_w .

W tradycyjnym postępowaniu, stosowanym obecnie przy analizie wstępnej, z równania (14) dla stanu ustalonego $p_w = 0$ i $p = \text{const}$ obliczamy różnicę ciśnień działającą na tłok przy wymuszeniu v :

$$\Delta p = p_w - p = -k_2 \cdot v$$
(16)

Wielkość siły przeciwstawiającej się ruchowi tłoka wynosi:

$$P = \pi \cdot r^2 \cdot \Delta p = -\pi \cdot r^2 \cdot k_2 \cdot v$$
(17)

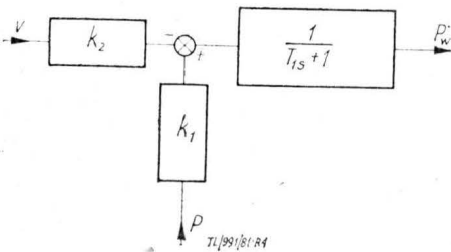
Stąd określamy współczynnik tłumienia dla $h \ll r$:

$$c = -\pi \cdot r^2 \cdot k_2 = -\pi^2 \cdot r^4 \cdot \mu \cdot k_3$$
(18)

który przy całkowicie zamkniętym zaworku igłowym Z wynosi:

$$c = -6 \cdot \pi \cdot r^3 \cdot \frac{1}{h^3} \cdot \mu$$
(19)

W praktyce położenie tłoka w cylindrze nie będzie współosiowe, powstaje mimośród $e = h$, wówczas wzór (19) przybiera postać:



Rys. 4. Model blokowy równania (14)

$$c = -\frac{6}{2,5} \cdot \pi \cdot r^3 \cdot \frac{1}{h^3} \cdot \mu$$
(20)

Tłumiki liniowe stosuje się często do tłumienia ruchu obrotowo-wahadłowego.

Dla rozwiązania wg rys. 5 zależność $v = v \left(\frac{d\omega}{dt} \right)$ prędkości liniowej tłoka tłumika od prędkości obrotowej wyraża się wzorem:

$$\frac{dx}{dt} = -a \left[\sin\omega + \frac{1}{2} \sqrt{a_2^2 - a^2 (1 - \sin\omega)^2} \left(-\frac{2a_1}{a} + 2 \sin\omega + \right. \right.$$

$$\left. \left. - \cos\omega \right) \right] \frac{d\omega}{dt}$$
(21)

$$\text{dla } \omega \approx \pi/2; v = -a \cdot \dot{\omega}$$
(22)

gdzie: a, a_1, a_2, ω — wg rys. 5.

$\dot{\omega}$ — prędkość kątowna korby a .

Wielkość momentu przeciwstawiającego się ruchowi tłoka określa zależność:

$$M = P \cdot a = -c \cdot v \cdot a = c \cdot a^2 \cdot \dot{\omega}$$
(23)

stąd współczynnik tłumienia dla powyższego rozwiązania wynosi:

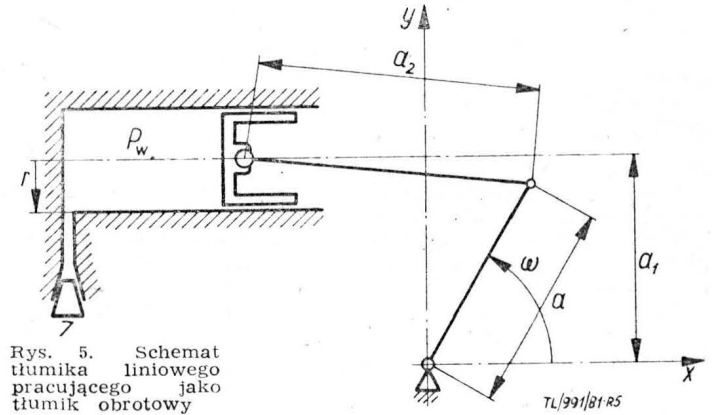
$$c_0 = a^2 \cdot c$$
(24)

Wyprowadzona zależność (24) na współczynnik tłumienia dla tłumika pneumatycznego tłokowego liniowego pracują-

cego jako tłumik obrotowy posłuży w dalszej części artykułu do podkreślenia zalet i wad tego rozwiązania.

Wpływ wysokości lotu na współczynnik tłumienia w tłumiku pneumatycznym niehermetyzowanym

Przyjmując, że szczelina pod wpływem temperatury nie ulega zmianie ze względu na wykonanie tłoczka i cylinderka z jednakowego materiału, zmiana współczynnika tłumienia (18), (19), (20), (24) wynika ze zmiany współczyn-



Rys. 5. Schemat tłumika liniowego pracującego jako tłumik obrotowy

nika lepkości dynamicznej powietrza określonej wzorem wg PN-77/N-03100:

$$\mu = \beta_S \frac{T^{3/2}}{T+S}$$
(25)

w którym:

S i β_S — empiryczne współczynniki Surtherlanda o wartościach wg tabl. 1,

T — temperatura w K.

TABLICA 1. Empiryczne współczynniki Surtherlanda

Wielkość	Wartość	Jednostka miary
S	110,4	K
β_S	$1,458 \cdot 10^{-6}$	$\text{kg} \cdot \text{m}^{-1} \cdot \text{s}^{-1} \cdot \text{K}^{1/2}$

Wpływ zmiany wysokości lotu

Zmiana ciśnienia atmosferycznego i temperatury wg PN-77/H-03100 w funkcji wysokości określone są zależnościami:

$$p = p_B \left(\frac{T}{T_B} \right)^{-\frac{g}{\beta_T \cdot R}}$$
(26)

$$T = T_B [1 + \beta_T (H - H_B)]$$
(27)

TABLICA 2. Lepkość dynamiczna powietrza w funkcji wysokości H

$H, \text{ m}$	$\mu, \text{ Pa} \cdot \text{ s}$	$\mu H / \mu_0$
0	$1,7894 \cdot 10^{-5}$	1
2000	$1,7260 \cdot 10^{-5}$	0,9646
4000	$1,6612 \cdot 10^{-5}$	0,9284
6000	$1,5949 \cdot 10^{-5}$	0,8913
8000	$1,5271 \cdot 10^{-5}$	0,8534
10000	$1,4577 \cdot 10^{-5}$	0,8146
12000	$1,4216 \cdot 10^{-5}$	0,7946

TABLICA 3. Pochodna ciśnienia atmosferycznego dla różnych wysokości i prędkości wznoszenia:

$H, \text{ m}$	\dot{p} dla $w = 10 \text{ m/s}$, hPa	\dot{p} dla $w = 10 \text{ m/s}$, hPa	\dot{p} dla $w = 50 \text{ m/s}$, hPa
0	0,12010	1,2010	6,0050
2000	0,09865	0,9865	4,9325
4000	0,08025	0,8025	4,0125
6000	0,06461	0,6461	3,2305
8000	0,05143	0,5143	2,5715
10000	0,04042	0,4042	2,0210
12000	0,03048	0,3048	1,5240

gdzie:

- p — ciśnienie na wysokości H ,
 - p_B — ciśnienie na wysokości odniesienia H_B ,
 - g — przyspieszenie ziemskie,
 - β_t — pionowy gradient temperatury,
 - R — stała gazowa,
 - T_B — temperatura w K na wysokości odniesienia H_B .
- Różniczkując (26) i (27), oznaczając kropką różniczkowanie względem czasu otrzymujemy:

$$\dot{p} = -p \cdot \frac{g}{\beta_t \cdot R} \cdot \frac{\dot{T}}{T} \quad (28)$$

$$\dot{T} = \beta_t \cdot \dot{H} = \beta_t \cdot w \quad (29)$$

gdzie: w — prędkość pionowa lotu.

Uwzględniając równanie stanu $p = \rho \cdot R \cdot T$ otrzymujemy:

$$\dot{p} = -\rho \cdot g \cdot w \quad (30)$$

Tabl. 3 zawiera wartości \dot{p} dla różnych wysokości i prędkości wznoszenia.

Wpływ zaburzenia w postaci zmiany wysokości lotu na pracę tłumika określamy opierając się na MM tłumika (14). Przy rozważaniu wpływu zaburzenia na jego charakterystyki przyjmuje się, że układ ruchomy przyrządu pozostawał w spoczynku, stąd prędkość $v = 0$ i (14) przyjmie postać:

$$T_1 \dot{p}_w + p_w = p \quad (31)$$

Linearyzując wokół punktu pracy określamy transmitancję operatorową (31):

$$G(s) = \frac{p_w(s)}{p(s)} = \frac{1}{T_1 s + 1} \quad (32)$$

Wyznamy przebiegi przejściowe i błąd dynamiczny przy wymuszeniu:

— skokowym

$$p(t) = 1(t) \cdot \Delta p \quad (33)$$

— liniowo narastającym

$$p(t) = \dot{p} \cdot t \quad (34)$$

przy którym linearyzujemy pochodną ciśnienia atmosferycznego dla zadanej prędkości wznoszenia w i wysokości H .

Wymuszenie skokowe (33):

— transmitancja:

$$p_w(s) = \frac{1}{s(T_1 s + 1)} \cdot \Delta p \quad (35)$$

— odpowiedź:

$$p_w(t) = L^{-1}[p_w(s)] = \Delta p (1 - e^{-t/T_1}) \quad (36)$$

Wymuszenie liniowo narastające (34):

— transmitancja:

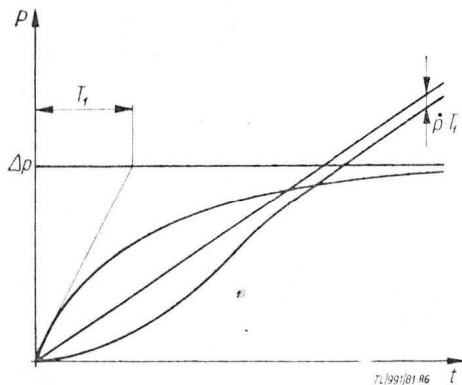
$$p_w(s) = \frac{1}{s^2(T_1 s + 1)} \cdot \dot{p} \quad (37)$$

— odpowiedź:

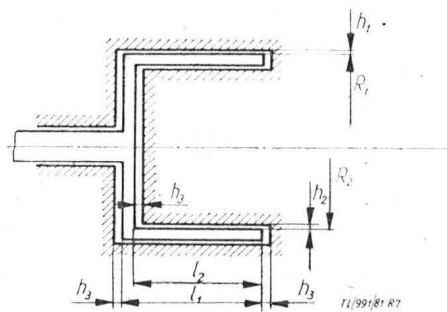
$$p_w(t) = L^{-1}[p_w(s)] = \dot{p} \cdot [t - T_1(1 - e^{-t/T_1})] \quad (38)$$

Wymuszenia i odpowiedzi przedstawiono na rys. 6.

Analizując odpowiedzi widzimy, że przy wymuszeniu skokowym poza okresem przejściowym różnica ciśnień p_w i p nie występuje.



Rys. 6. Wymuszenie skokowe i liniowo narastające oraz odpowiedzi na te wymuszenia



Rys. 7. Tłumik cieczowy obrotowy

Rys. 8. Lepkość kinematyczna olejów silnikowych w funkcji temperatury: 1 — 200 FLUID, 2 — SI 550 FLUID

Dla wymuszenia liniowo narastającego (lot wznoszący samolotu) dla $t \gg T_1$ wystąpi różnica ciśnień:

$$p_w(t) - p(t) = \dot{p} \cdot T_1 \quad (39)$$

kłóra jest błędem dynamicznym.

Występująca różnica ciśnień na tłoku powoduje powstanie siły, którą obliczamy wg (17) oraz momentu zaburzającego, działającego na układ ruchomy przyrządu obliczanego wg (23) powodującego błędą jego pracę — wskazania.

Przeprowadzone rozważania umożliwiają określenie zasadniczych parametrów konstrukcyjnych projektowanego tłumika, zapewniających uzyskanie żądanych właściwości układu ruchomego przyrządu.

Tłumik cieczowy obrotowy

W wielu konstrukcjach przyrządów lotniczych zastosowano tłumiki cieczowe obrotowe, np. w miniaturowych zakrętomierzach PW/1100 i 1200 KTS firmy Smiths, w których układy te tłumią drgania ramki żyroskopu. W innych rozwiązaniach, np. w zakrętomierzach firmy Aeritalia, zastosowano je do tłumienia wahań chyłomierza poprzecznego o konstrukcji wahadła fizycznego.

Tłumiki cieczowe obrotowe mają różne rozwiązania konstrukcyjne. Jako przykład może posłużyć tłumik kubkowy pozwalający na uzyskanie mniejszych wymiarów gabarytowych, co jest szczególnie pożądane w przyrządach lotniczych. W tłumikach cieczowych wykorzystane jest zjawisko, że przy ruchu względnym bliskich warstewek cieczy lepkiej występuje siła styczna dP działająca na powierzchni dS .

Naprężenia styczne określa zależność:

$$\tau = \frac{dP}{dS} = -\mu \frac{dv}{dh} \quad (40)$$

gdzie:

$\frac{\mu}{dv}$ — współczynnik dynamicznej lepkości cieczy,

$\frac{dh}{dh}$ — gradient prędkości cieczy.

Podczas obrotu tłumika w dowolnej, elementarnej szczelinie powstaje siła oporu:

$$P = \mu \cdot \frac{v}{h} \cdot dS \quad (41)$$

zależna od prędkości obwodowej tłumika v , lepkości dynamicznej μ , szerokości szczeliny h i powierzchni elementarnej dS .

Moment tłumiący wytwarzany przez tłumik wynosi:

$$M = \int P \cdot r \cdot dr \quad (42)$$

W przypadku tłumika kubkowego po rozpisaniu na powierzchnie składowe otrzymujemy:

$$M = -2\pi R_1^3 l_1 \cdot \frac{1}{h_1} \mu \cdot \omega - 2\pi R_2^3 l_2 \cdot \frac{1}{h_2} \mu \cdot \omega - 2 \int_0^{R_1} (2\pi r^3) \frac{1}{h^3} \mu \omega dr \quad (43)$$

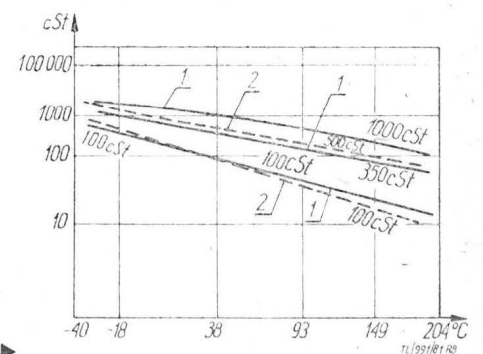
gdzie: $R_1, l_1, h_1, R_2, l_2, h_2$ — wg rys. 7,

ω — prędkość kątowna tłoczka.

Przy założeniu przybliżenia:

$$h_1 = h_2, R_1 = R_2, l_1 = l_2 \quad (44)$$

otrzymujemy z (43):



TABLICA 4. Współczynniki λ_1 i λ_2 w zależności od zakresu temperatur

Zakres temp.	-10°C ÷ +40°C	-30°C ÷ +70°C	-60°C ÷ +99°C
Olej — współ.			
SI 550 FLUID — λ_1	1,8	$1,65 + 4 \cdot 10^{-4} \times (70-t)$	$1,577 - 1,252 \times 10^{-6} \cdot (99-t) + 4,621 \cdot 10^{-6} \times (99-t)$
200 FLUID — λ_2	1,64	$1,5 + 2 \times 10^{-3} \times (100-t)$	—

$$M = -\pi \cdot R_1^3 \mu \left(4 \frac{l_1}{h_1} + \frac{R_1}{h_3} \right) \dot{\omega} \quad (45)$$

Stąd współczynnik tłumienia:

$$b = -\pi R_1^3 \mu \left(4 \frac{l_1}{h_1} + \frac{R_1}{h_3} \right) \quad (46)$$

Ze względu na to, że $h_3 \gg h_1$, można wyrazić zależność (46):

$$b = -4\pi R_1^3 \mu \frac{l_1}{h_1} \quad (47)$$

Równanie (45) jest słuszne tylko dla rozwiązań konstrukcyjnych spełniających warunek:

$$\frac{R_1}{h_1} \geq 100 \quad (48)$$

Przy większej szczelnie wpływ warstw cieczy znajdujących się w większej odległości od cylindra obrotowego na moment tarcia znacznie maleje [5]. Konstrukcje tłumików w przyrządach lotniczych, ze względu na wymagany duży moment tłumienia, spełniają warunek (48).

Ocena stopnia tłumienia

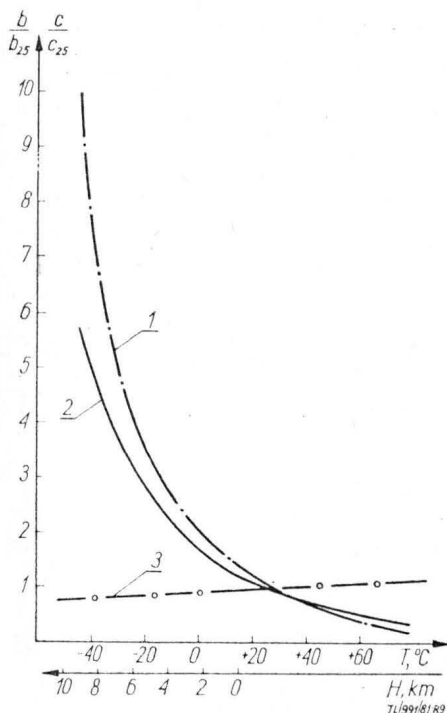
Wpływ warunków zewnętrznych na stopień tłumienia β dla przyrządów lotniczych ocenia się w stosunku do tłumienia krytycznego β_{kr} w warunkach normalnych. Zależność między tymi wielkościami jest następująca:

$$\beta_{rz} = \beta_{kr} \cdot \beta \quad (49)$$

gdzie:

β_{rz} — rzeczywisty współczynnik tłumienia,
 β_{kr} — krytyczny współczynnik tłumienia, przy którym odpowiedź elementu oscylacyjnego na wymuszenie skokowe traci charakter oscylacyjny.

Współczynnik tłumienia określa zależność (20) i (24) dla tłumików tłokowych pneumatycznych, a (46) dla cieczowych obrotowych. Współczynniki tłumienia zależą od wymiarów geometrycznych, których parametry charaktery-



Rys. 9. Zależność względnych wartości stopnia tłumienia od temperatury i wysokości: 1 — SI 550 FLUID, 2 — 200 FLUID, 3 — powietrze

styczne nie ulegają zmianie przy zmianie temperatury ze względu na właściwy dobór materiałów. Jedynie współczynniki lepkości powietrza i cieczy tłumiącej zmieniają swoje wartości w zależności od temperatury. Zmianę współczynnika lepkości powietrza określa zależność (25). Jako ciecze tłumiące stosuje się przeważnie oleje silikonowe.

Współczynnik lepkości dynamicznej określony jest wzorem:

$$\mu = \rho \cdot \nu \quad (50)$$

gdzie:

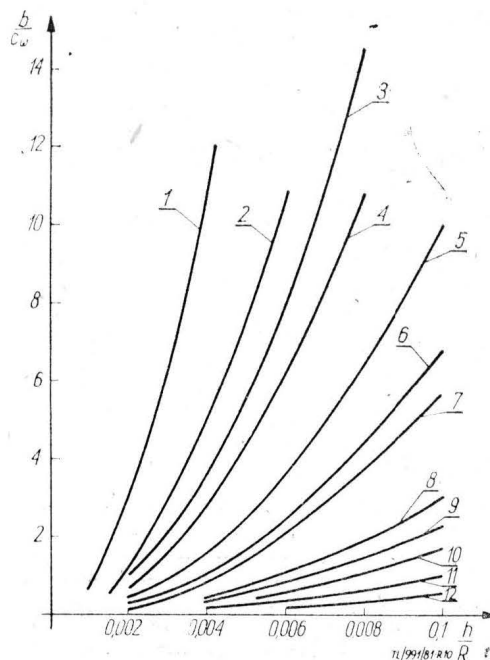
ρ — gęstość oleju silikonowego,
 ν — lepkość kinematyczna.

Lepkość oleju ulega dużym zmianom w funkcji temperatury, szczególnie w przedziale temperatur spotykanych w lotnictwie (od -60°C do +70°C). Dla stosowanych olejów o zakresie lepkości 50 ÷ 10 000 cSt ustalono na podstawie charakterystyk (rys. 8), że zależność lepkości kinematycznej, od temperatury można przybliżyć następującymi zależnościami empirycznymi dla olejów silikonowych firmy Dow Corning:

$$-200 \text{ FLUID} - \nu = \nu_{25} \cdot \lambda_1^{1-b_1 t} \quad (51)$$

$$-SI_550 \text{ FLUID} - \nu = \nu_{25} \cdot \lambda_2^{1-b_2 t} \quad (52)$$

gdzie:



Rys. 10. Wykres zależności stosunku współczynników tłumienia

$$\frac{b}{C_{25}} = f\left(\frac{h}{R}\right):$$

- 1 — $a = 2R, \nu = 30\,000$; 2 — $a = 3R, \nu = 30\,000$; 3 — $a = 2R, \nu = 10\,000$;
- 4 — $a = 4R, \nu = 30\,000$; 5 — $a = 3R, \nu = 10\,000$; 6 — $a = 2R, \nu = 3000$; 7 — $a = 4R, \nu = 10\,000$;
- 8 — $a = 3R, \nu = 3000$; 9 — $a = 2R, \nu = 1000$; 10 — $a = 4R, \nu = 3000$; 11 — $a = 3R, \nu = 1000$; 12 — $a = 4R, \nu = 1000$

ν_{25} — lepkość kinematyczna w temp. +25°C (rys. 8),
 t — temperatura w °C.

Podstawiając (51) lub (52) w zależności od użytego oleju do (47) i (25) do (20) otrzymujemy rzeczywisty współczynnik tłumienia w funkcji temperatury.

W celu pełniejszego przedstawienia wpływu temperatury i wysokości na zmianę wartości współczynnika tłumienia, tworzymy stosunek między rzeczywistym współczynnikiem tłumienia a współczynnikiem określonym w warunkach temp. +25°C, wysokość $H = 0$ m n.p.m. Ocena jego zmian określają wyrażenia:

— dla tłumika cieczowego

$$\frac{b}{b_{25}} = \lambda_1^{1-b_1 t} \quad (53)$$

— dla tłumika pneumatycznego

$$\frac{C}{C_{25}} = \frac{\beta_S \cdot T^{3/2}}{\beta_S \cdot 298,15^{3/2} + S} \quad (54)$$

gdzie:

T — temperatura w K.
 t — temperatura w °C.

W zależności od granicznych temperatur pracy tłumika, współczynniki λ_1 i λ_2 należy przyjmować wg tabl. 4, zaś współczynniki $b_1 = b_2 = 0,04$.

Analizując rys. 9 widzimy, że na stopień tłumienia, szcze-

gólnie tłumików olejowych, bardzo duży wpływ ma temperatura otoczenia. Dobierając np. stopień tłumienia w temp. +25°C ($\beta_{25} = 0,7$) należy liczyć się z tym, że jego wartość w temp. +60°C będzie dwukrotnie niższa, a już w temp. -10°C dwukrotnie wyższa, natomiast w granicznych temperaturach eksploatacji -60°C dla przyrządów lotniczych pracujących w niehermetyzowanych kabinach będzie ponad dziesięciokrotnie wyższa i wówczas przyrząd będzie bardzo silnie przetłumiony.

Projektując przyrząd z tłumikiem olejowym należy więc mieć na uwadze temperaturę znamionową i zakres temperatur pracy. W temperaturach granicznych, zgodnie z wymaganiami norm, należy sprawdzić, czy nie zostały przekroczone dopuszczalne czasy odpowiedzi przyrządu na skok jednostkowy.

Porównanie współczynników tłumienia

W celu zobrazowania walorów użytkowych poszczególnych rodzajów tłumików stosowanych do tłumienia drgań w ruchu obrotowym, należy dokonać porównania wartości ich współczynników tłumienia dla stanu ustalonego $\omega = \text{const}$, przy tych samych wymiarach charakterystycznych.

Do oceny okresu przejściowego w tłumikach pneumatycznych należy obliczyć stałą czasową układu pneumatycznego tłumika wg (15). Wychodząc z (24) i (20) dla tłumików pneumatycznych i przyjmując $a = 2r$, $a = 3r$ lub $a = 4r$ otrzymujemy współczynnik tłumienia:

$$c_{\omega} = -n_1 \pi \cdot r^5 \cdot \mu_p \cdot \frac{l}{h^3}$$

gdzie:

μ_p — współczynnik lepkości dynamicznej powietrza,
 n_1 — współczynnik zależny od a : $n_1 = 9,6$ dla $a = 2r$;
 $n_1 = 21,6$ dla $a = 3r$; $n_1 = 38,4$ dla $a = 4r$.

Dla tłumika cieczowego (39) współczynnik tłumienia wynosi:

$$b = -4\pi \cdot R_1^2 \mu_c \frac{l_1}{h_1}$$

gdzie: μ_c — współczynnik lepkości dynamicznej cieczy tłumiącej.

Przyjmując $R_1 = r$, $l = l_1 = r$, $h = h_1$ można określić zależność:

$$\frac{b}{c_{\omega}} = n_2 \cdot \frac{\mu_c}{\mu_p} \cdot \left(\frac{h_1}{R_1}\right)^2 \quad (55)$$

gdzie: n_2 — współczynnik zależny od a : $n_2 = 0,416$ dla $a = 2r$; $n_2 = 0,185$ dla $a = 3r$; $n_2 = 0,104$ dla $a = 4r$.

Wartość powyższej zależności przedstawiono na rys. 10 dla dopuszczalnego stosunku h_1/R_1 określonego dla warunków (48) i olejów o lepkości 1000÷30 000 cSt.

Analizując wykres widzimy, że przy odpowiednich wymiarach szczeliny h w tłumikach pneumatycznych możemy uzyskać większy ich współczynnik tłumienia niż dla tłumików cieczowych wypełnionych olejem nawet o wysokiej lepkości $\nu = 30 000$ cSt, co jest spełnione dla zakresu

$\frac{b}{c_{\omega}} < 1$. Uzyskiwane jest to dlatego, że współczynnik tłumienia pneumatycznego jest odwrotnie proporcjonalny do trzeciej potęgi wielkości szczeliny h . Tym właśnie zrekompensowany zostaje wpływ niskiego współczynnika lepkości dynamicznej powietrza. Na wielkość współczynnika c_{ω} ma również wpływ długość korby a , której wydłużenie powoduje jego wzrost.

Wadą rozwiązania konstrukcyjnego pneumatycznego tłumika

tłokowego pracującego jako tłumik obrotowy (rys. 5) jest ograniczenie zakresu zmian kątowych położenia korby.

Oszacowanie błędów

Na podstawie zależności (49), (20), (47) mamy dla tłumika pneumatycznego:

$$\beta = \frac{6 \cdot \pi \cdot r^3 \cdot l \cdot \mu_p}{2,5 \cdot h^3 \cdot \beta_{kr}} \quad (56)$$

a dla tłumika cieczowego:

$$\beta = \frac{4 \cdot \pi \cdot R_1^3 \cdot l_1 \cdot \mu_c}{h_1 \cdot \beta_{kr}} \quad (57)$$

Przyjmując μ i β_{kr} jako stałe i obliczając różniczkę zupełną tych wyrażeń, otrzymujemy wzory na wartość względną błędu wynikającą z odchyłek wymiarowych części składowych i parametrów charakterystycznych tłumików.

Dla tłumika pneumatycznego:

$$\delta_{\beta} = \frac{\Delta\beta}{\beta} \cdot 100\% = \left[3 \left| \frac{\Delta r}{r} \right| + \left| \frac{\Delta l_1}{l_1} \right| + 3 \left| \frac{\Delta h}{h} \right| \right] \cdot 100\% \quad (58)$$

Dla tłumika cieczowego:

$$\delta_{\beta} = \frac{\Delta\beta}{\beta} \cdot 100\% = \left[3 \left| \frac{\Delta R_1}{R_1} \right| + \left| \frac{\Delta l_1}{l_1} \right| + \left| \frac{\Delta h_1}{h_1} \right| \right] \cdot 100\% \quad (59)$$

Podstawiając odchyłki wykonania części tłumików, możemy oszacować ich wpływ na stopień tłumienia.

Dla tłumików cieczowych wpływ odchyłek wymiarowych na stopień tłumienia jest znacznie mniejszy i wynosi przy dokładnym wykonaniu do 20%, natomiast w tłumikach pneumatycznych dochodzi nawet do 100%, co wynika z potrzeby stosowania mniejszych szczelin i potęgowego jej wpływu. W związku z tym w tłumikach pneumatycznych stosowany jest dodatkowy zaworek tłumiący w celu skompensowania rozrzutu stopnia tłumienia.

*

Przedstawiona analiza tłumików pneumatycznych i cieczowych pozwala na wyciągnięcie następujących wniosków:

- Tłumiki pneumatyczne cechuje:
 - mniejsza wrażliwość zmian stopnia tłumienia β od temperatury (rys. 9),
 - większy wpływ odchyłek wymiarowych na stopień tłumienia (58),
 - występowanie dość znacznych zaburzeń przy zmianach ciśnienia otoczenia i przy zmianach wysokości,
 - możliwość zamarzania w warunkach oszronienia.
- Tłumiki cieczowe cechuje:
 - bardzo duża wrażliwość stopnia tłumienia β od temperatury (rys. 9),
 - znacznie mniejszy wpływ odchyłek wykonania szczeliny na stopień tłumienia (59),
 - brak występowania zaburzeń przy zmianach warunków otoczenia,
 - mała możliwość zamarzania przy niepełnym napełnieniu,
 - możliwość występowania wycieków cieczy tłumiącej.

LITERATURA

1. K. GŁEBICKI: Projektowanie lotniczych przyrządów pokładowych. PWN, 1957 r.
2. W. J. PROSNAK: Mechanika płynów. PWN, 1970 r.
3. J. BUKOWSKI: Mechanika płynów. PWN, 1959 r.
4. D. FULLER: Teoria i praktyka smarowania. PWT, 1960 r.
5. Z. TARNOWSKI: Tłumiki cieczowe. PAK, nr 11, 1980 r.
6. Dow Corning Information about silicone fluids, nr 8, 1974 r.

krzywej wyrwania i obciążeń od podmuchów. Nie podano również obciążeń powierzchni sterowych. Zjawiska aeroelastyczności przedstawiono w dość skromnym wyborze. Osobny rozdział poświęcono obliczeniom poduszkiowca.

Książka stanowi wprowadzenie w główne problemy budowy samolotów. Może służyć studentom i konstruktorom amatorom do zapoznania się z problemami lub przypomnienia niektórych zagadnień. Jednakże wbrew tytułowi jest to tylko encyklopedyczny informator a nie poradnik techniczny, z którego mógłby korzystać student, konstruktor czy użytkownik przy rozwiązywaniu bieżących problemów w swej pracy. Może w przyszłości należałoby książkę podzielić na „Poradnik konstruktora lotniczego” i „Podręcznik eksploatacji samolotów” uzupełniając o konkretne dane użytkowe — albo zmienić podtytuł na „Informator encyklopedyczny”, co lepiej wskazywałoby na przeznaczenie książki. A.G.



CHEDA W., MALSKI M.: Płatowce. Techniczny poradnik lotniczy. Wyd. 2. Wyd. Komunikacji i Łączności. Warszawa, 1981, str. 460, cena zł 140.—

Poszerzone i uaktualnione drugie wydanie „Płatowców” (I wyd. — 1968 r.) na pierwszych 22 stronach zawiera krótkie informacje o historii i rozwoju lotnictwa na świecie i w Polsce. Niestety są one bardzo ogólnikowe i zawierają sporo błędów. Frauss nie był konstruktorem Wichta, a Dąbrowski — Karasia i Suma. LOT nigdy nie używał Tu-154, a lotnictwo sanitarnie — Wilgi 40 S. Aktualność tych rozdziałów pozostawia wiele do życzenia.

Zasadniczą część książki stanowią: aerodynamika, mechanika lotu, budowa płatowców, wyposażenie samolotu oraz eksploatacja. Zawierają one liczne definicje, informacje, wzory, opis zjawisk, szczególnie z aerodynamiki i mechaniki lotu. Rozdział „Budowa płatowców” jest poświęcony raczej wytrzymałości konstrukcji lotniczych niż samej konstrukcji. Zamieszczony opis samolotu Wilga i trudno nazwać materiałem aktualnym. W podrozdziale o obciążeniach zewnętrznych samolotu brak jest

PROTOTYPY

McDonnell Douglas TAV-8B • USA •

Samolot treningowy pionowego startu

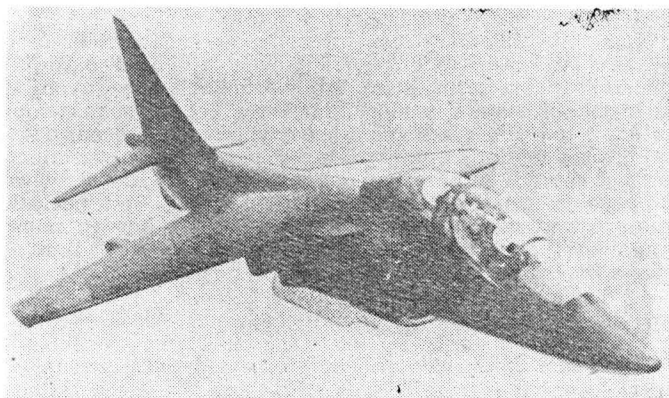
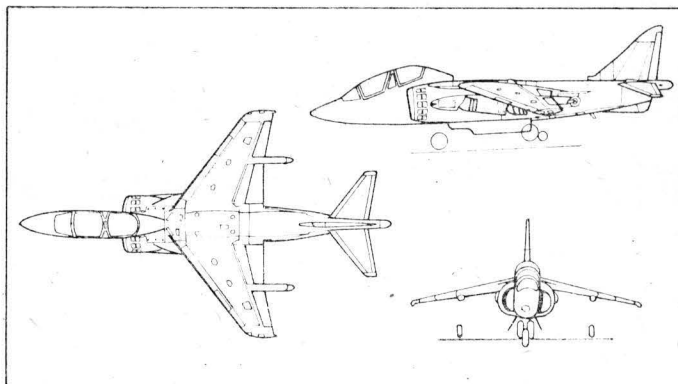
Firma McDonnell Douglas przedstawiła projekt przeróbki samolotów szturmowych pionowego startu i lądowania AV-8B Harrier II, używanych przez USMarine Corps, na dwumiejscową wersję treningową TAV-8B. Samolot TAV-8B bardziej nadawałby się do treningu pilotów mających latać na samolotach AV-8B i byłby tańszy od samolotu brytyjskiego TAV-8A. Przeróbka samolotu AV-8B na samolot TAV-8B wymaga tylko 79 dni zamiast 91 dni potrzebnych w przypadku samolotu TAV-8A. Łatwiejsza jest również zamiana wersji treningowej na bojową.

Przednia część kadłuba wersji treningowej jest przedłużona o ok. 1,2 m w celu zabudowy drugiej kabiny, w związku z czym konieczne było zwiększenie powierzchni statecznika kierunku. Masa własna wersji TAV-8B jest większa o 600 kg od masy samolotu AV-8B przy niezmienionej maksymalnej masie startowej. Napęd samolotu nie ulega zmianie — jest nim silnik Pegasus 11 Mk 103 (F402). Wersja treningowa zabiera to samo uzbrojenie co AV-8B, dzięki czemu może być przekształcona na dwumiejscowy pełnowartościowy samolot bojowy, przy czym kabina ucznia nie wymaga większych przeróbek.

W przypadku zatwierdzenia projektu pierwsza seria 27 samolotów TAV-8B została wykonana w 1985 r., a trening pilotów rozpoczął się w 1986 r.

Dane techniczne

Rozpiętość	9,22 m
Długość	15,33 m
Wysokość	4,08 m
Masa własna z wyposażeniem	6380 kg
Masa startowa maks.	13 490 kg



W.K.

PROTOTYPY

McDonnell Douglas DC-8 Srs 71 • USA •

Samolot pasażerski na długie trasy

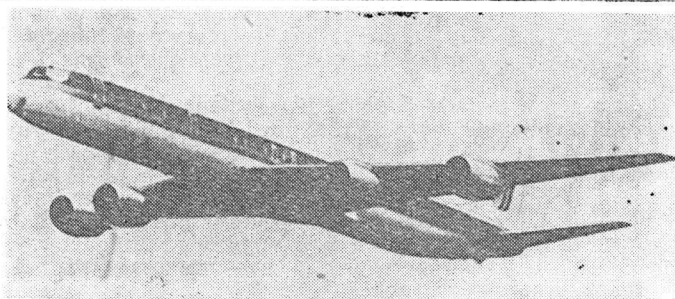
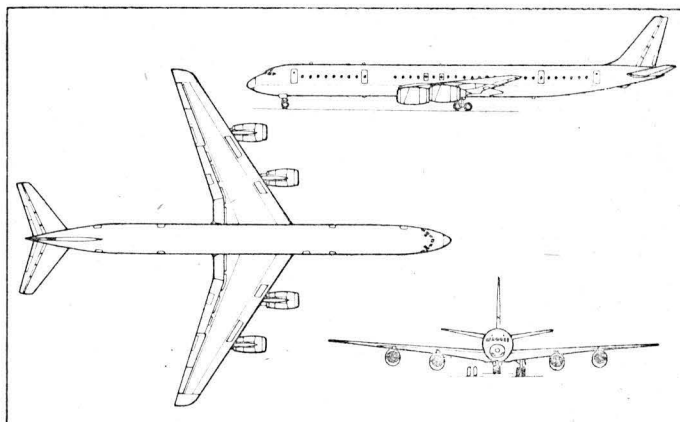
W 1973 r. utworzono w USA przedsiębiorstwo Cammacorp, którego zadaniem jest realizacja programu wyposażenia samolotów DC-8 Super serii 60 w silniki General Electric/SNECMA CFM-56 o stosunku natężeń przepływu 6:1 i ciągu 10 700 daN w miejsce silników Pratt and Whitney JT3D o stosunku natężeń przepływu 1,5:1 i ciągu 8000 daN. Obiektem modernizacji są 243 samoloty DC-8 Super Srs 61, 62 i 63, których eksploatację rozpoczęto stosunkowo niedawno. Nowe silniki, o małym jednostkowym zużyciu paliwa, mają poważnie obniżyć ich koszty eksploatacyjne.

Firma Cammacorp koordynowała prace projektowe i badania, a obecnie jest odpowiedzialna za marketing, umowy z liniami lotniczymi i wytwórniami oraz za serwis po sprzedaży samolotów, tj. za te wszystkie zadania, które normalnie należą do wytwórcy samolotu. Przeróbki samolotów dokonywane są w zasadzie w zakładzie McDonnell Douglas w Tulsa, lecz mają być również dostarczone zestawy do modyfikacji 12 samolotów przez linie lotnicze Delta w Atlancie. Do połowy 1982 r. wpłynęły 94 pewne zamówienia, 10 opcji i 29 zamówień warunkowych na nowe samoloty.

Do prób homologacyjnych przerobiono po jednym egzemplarzu wersji Srs 61, 62 i 63. Przerobiony egzemplarz Srs 61, tj. Srs 71, latał po raz pierwszy 15 sierpnia 1981 r., a certyfikat otrzymał w kwietniu 1982 r. po 344 h prób w locie. Pierwsze samoloty Srs 71 zostały dostarczone liniom United Airlines i Delta Airlines.

Dane techniczne

Rozpiętość	43,40 m
Długość	57,12 m
Wysokość	12,88 m



Masa startowa maks.	147 414 kg
Masa paliwa maks.	71 500 kg
Liczba pasażerów maks.	269
Prędkość przelotowa na wys. 10 670 m	854 km/h
Potrzebna długość pasa startowego	2697 m
Zasięg z kompletem pasażerów	7480 km

W.K.

Graniczna wytrzymałość na pękanie K_{Isc} i jej pomiar na stali 30HGSNA

Mgr inż. ANDRZEJ BALUL
Prof. dr inż. JAN CHODOROWSKI
Instytut Inżynierii Materiałowej
Politechnika Warszawska
Mgr inż. DONAT KLIMKOWSKI
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

K_{Isc} (threshold stress intensity) — wytrzymałość na pękanie w warunkach powodujących kruchość materiału (w środowisku korozyjnym lub warunkach fizycznych, takich jak atmosfera wodoru, obniżona lub wysoka temperatura i in.) jest graniczną intensywnością naprężeń, powyżej której w danym materiale, w określonych warunkach zewnętrznych i w określonym czasie daje się zaobserwować propagację pęknięć [1, 2, 3]. Pomiar K_{Isc} od początku znalazły zastosowanie głównie w badaniach korozji naprężeniowej i stąd pochodzi jej oznaczenie (critical limit of stress corrosion intensity factor).

Metody wyznaczania K_{Isc}

Krytyczną intensywność naprężeń w danych warunkach wywołujących kruchość K_{Isc} wyznacza się przez obciążanie próbek z naciętym karbem i zmęczeniowym lub korozyjnym pęknięciem inicjującym. Przyjmuje się, że wyniki uzyskane po inicjacji pęknięć wskutek działania korozji muszą być traktowane równoważnie z wynikami uzyskanymi po inicjacji zmęczeniowej. W praktyce pęknięcia korozyjne obserwuje się nie tylko na dnie karbów wyciętych mechanicznie, lecz również na powierzchni próbek gładkich. W przypadku wysokowytrzymałych stopów aluminium takie inicjujące pęknięcia pochodzące od wżerów powierzchniowych obserwuje się na gładkich próbkach zgianych w 3,5% roztworze wodnym NaCl już przy naprężeniu ok. 50% R_e . W wysokowytrzymałych stalach wielkość wady wystarczającej do zainicjowania pęknięcia przy obciążeniach rzędu R_e może być mniejsza od 0,025 mm, co odpowiada wielkości obserwowanych w stalach wtrącen i wżerów korozyjnych.

W literaturze opisano kilka zasadniczo różnych metod wyznaczania K_{Isc} .

Metoda Browna [2, 4]

Metoda ta wymaga obciążenia kilku próbek do różnych, coraz niższych, poziomów intensywności naprężeń K_{II} , mniejszych od K_{Isc} — krytycznej intensywności naprężeń w momencie pęknięcia doraźnego w danym środowisku. Ponieważ na ogół jest ona nieznaną, za punkt wyjściowy można przyjmować K_{IC} — krytyczną intensywność naprężeń w warunkach normalnych, tj. obojętnych chemicznie i fizycznie.

Wyznaczona metodą Browna K_{Isc} stanowi wartość progową intensywności naprężeń, poniżej której nie obserwuje się rozwoju pęknięcia w założonym okresie czasu próby — zwykle 500 lub 1000 h. Próbkę, które nie pękły w określonym czasie próby dołamuje się statycznie, aby zmierzyć długość inicjatora i obliczyć intensywność naprężeń, podobnie jak na próbkach pękniętych w próbie. Obliczone początkowe intensywności naprężeń K_{II} oraz czasy do pęknięcia poszczególnych próbek są podstawą do sporządzenia wykresu, z którego można odczytać wartość K_{Isc} (rys. 1).

Metoda dociążaniu [1]

W metodzie tej obciąża się stopniowo coraz bardziej pojedynczą próbkę. Każdy kolejny poziom obciążenia wytrzymywany jest przez okres czasu uznany za wystarczający

do stwierdzenia, czy rozpoczyna się propagacja pęknięcia. Obciążenie, przy którym to nastąpi jest wraz z długością pęknięcia podstawą do obliczenia K_{Isc} .

Metoda Novaka i Rolfe'a [2, 5]

Metoda ta polega na utrzymywaniu stałego rozwarcia zewnętrznych brzegów szczeliny próbki podczas całej próby, dlatego najczęściej wykorzystuje się w niej próbki obciążane śrubą (lub klinem). Próbkę napręża się, rozwierając szczelinę do uzyskania intensywności naprężeń wystarczającej dla inicjacji pęknięcia, a następnie umieszcza się w badanym środowisku. W miarę propagacji pęknięcia przy stałym rozwarciu szczeliny v , wzrost jej długości a powoduje stały spadek siły rozwierającej P , a zatem i intensywności naprężeń na wierzchołku pęknięcia K . Powoduje to zmniejszanie szybkości propagacji aż do zupełnego zatrzymania pęknięcia przy długości szczeliny $a_{(arr)}$ i przy intensywności naprężeń równej K_{Isc} (rys. 2). Zależnie od początkowej intensywności naprężeń K_{II} oraz długości próbki, zatrzymanie pęknięcia i wyznaczenie K_{Isc} może być uzyskane na jednej próbce. Jeżeli próbka okaże się zbyt krótka, nastąpi całkowite jej rozłamanie przed zatrzymaniem pęknięcia i należy ponowić próbę, rozpoczynając od mniejszej początkowej intensywności naprężeń K_{II} .

Metoda Speidela [2, 6]

Metoda ta pozwala na określenie K_{Isc} z pomiaru prędkości propagacji pęknięcia w funkcji intensywności naprężeń zgodnie z definicją K_{Isc} jako intensywności naprężeń, poniżej której szybkość propagacji wywołanej działaniem środowiska zewnętrznego staje się pomijalnie mała. Przyjmuje się różne wartości minimalne prędkości propagacji jako kryterium w tej metodzie. I tak np.: Speidel [6] podaje 10^{-12} m/s, a Ford 10^{-10} m/s [7]. Tak zdefiniowana wartość K_{Isc} zaznacza się wyraźnie na wykresie we współrzędnych logarytm: szybkości propagacji (da/dt) — intensywności naprężeń K_{II} (rys. 3).

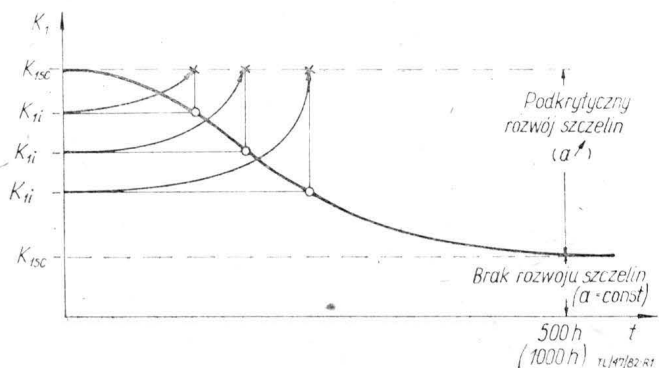
Środowiska badań K_{Isc} [1]

Pomiary K_{Isc} przeprowadza się najczęściej w środowiskach korozyjnych, choć mogą być to również każde inne warunki zewnętrzne powodujące kruchość materiału i sprzyjające propagacji pęknięć, np.: temperatura, atmosfera wodoru i in.

W badaniach mogą być stosowane środowiska:

- naturalne, np. woda morska,
 - odtworzone laboratoryjnie środowiska naturalne, np. sztuczna woda morska,
 - sztuczne, np. wodne roztwory soli o różnych stężeniach,
 - eksploatacyjne środowiska przemysłowe, jak np. roztwory N_2O_4 , $MgCl_2$, H_2SO_4 , $Na_2Cr_2O_7$, freony, alkohole i in.
- Do najczęściej stosowanych w badaniach na potrzeby lotnictwa należy roztwór NaCl o stężeniu 3,5% wag. (o normalności 0,6 n). Jest to średnie stężenie wody morskiej oceanicznej (Pacyfik, Ocean Indyjski, znaczna część Atlantyku — dla porównania średnie zasolenie Bałtyku wynosi

0,78%). Stężenie to jest łatwe do uzyskania i od dawna bardzo często stosowane w próbach korozji naprężeniowej. Do często stosowanych środowisk naturalnych należy zaliczyć również powietrze o wilgotności względnej 100% oraz badania w warunkach punktu rosy odtwarzanych przez dzianie wody destylowanej.



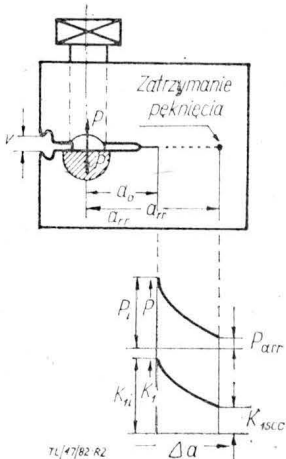
Rys. 1. Przebieg intensywności naprężeń podczas próby i wyznaczenie K_{1SCC} metodą Browna

Badania w ośrodkach naturalnych prowadzi się w temperaturze otoczenia. W przypadku badań w wodzie destylowanej często stosowana jest również temp. 70°C.

Metody ekspozycji [1]

Próbki z pęknięciem inicjującym poddawane są działaniu czynnika korozyjnego:

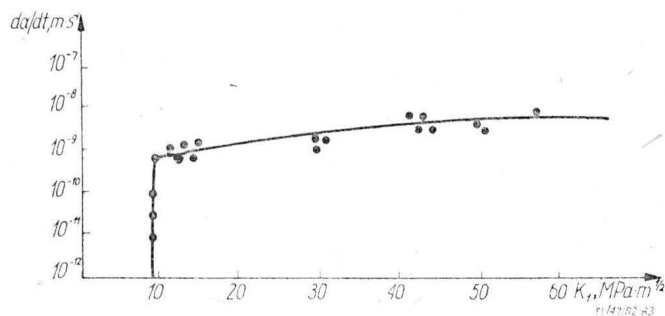
- albo przez cały czas próby,
- albo w cyklach zwilżania i osuszania powietrzem, np. typowy cykl: 10 mln zwilżania ÷ 50 min osuszania.



Rys. 2. Zmiany obciążenia i intensywności naprężeń do momentu zatrzymania pęknięcia przy wyznaczaniu K_{1SCC} metodą Novaka-Rolfe'a

— albo czynnik korozyjny doprowadzany jest okresowo wprost do szczeliny (wkraplanie, zasilanie knotem). Ten sposób stosowany jest głównie w badaniach stopów aluminium, gdyż całkowite zanurzenie próbki w czynniku korozyjnym mogłoby spowodować silną korozję całej jej powierzchni.

W badaniach próbek obciążanych zewnętrznie czynnik korozyjny umieszcza się często w małych pojemnikach umocowanych wprost na próbce, podczas gdy próbki naprężane śrubą lub klinem łatwo mogą być całkowicie zanurzone w kąpeli danego ośrodka.



Rys. 3. Zależność prędkości pęknięcia da/dt od intensywności naprężeń K_1 w badaniach metodą Speidela

Próbki do badań K_{1SCC} [1]

Próbki do pomiarów K_{1SCC} mają nacięty karb i inicjujące pęknięcie zmęczeniowe. Można je podzielić na dwie grupy:

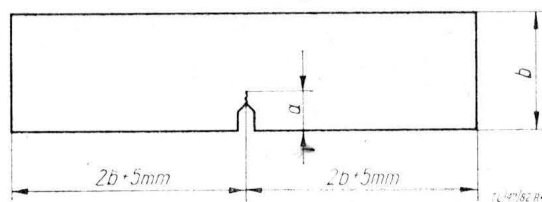
- obciążane zewnętrznie przez układ dźwigniowy z obciążnikami lub maszyną wytrzymałościową,
- wewnętrznie naprężane śrubą lub klinem.

Podczas gdy pierwsze wymagają dużych stoisk laboratoryjnych lub maszyn wytrzymałościowych, drugie zajmują niewiele miejsca.

Najczęściej stosuje się typowe próbki, które wraz z symbolami stosowanymi w literaturze anglosaskiej wymieniono niżej.

Próbki zewnętrznie obciążane

- Najczęściej stosowana próbka CANT do zginania 3- lub 4-punktowego (rys. 4).
- Próbka SENT z pojedynczym karbem bocznym do prób rozciągania (rys. 5).
- Próbka CNT rozciągana z karbem środkowym (rys. 6).
- Próbka PTSCT rozciągana z karbem powierzchniowym (rys. 7).



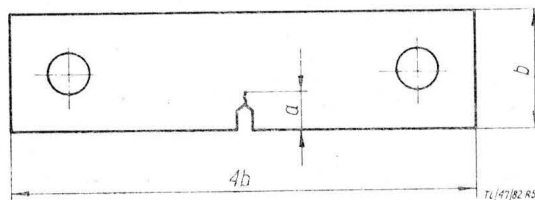
Rys. 4. Próbka zginana — CANT

Próbki naprężane zewnętrznie lub wewnętrznie (zależnie od wykonania)

● Próbka DCB — śrubowo naprężana lub obciążana zewnętrznie, próbka typu rozłamywanej belki. Jest ona często stosowana do badań blach grubych ze stopów aluminium. Pęknięcie orientuje się zwykle równoległe do powierzchni badanej płyty (orientacje S-L lub S-T [9]). Duża długość próbki, zwykle 127 mm, na ogół wystarcza do zatrzymania pęknięcia zanim nastąpi całkowite jej rozłamanie, a więc i na wyznaczenie K_{1SCC} w jednej próbce (rys. 8, 9).

● Próbka rozciągana zwarta o kształcie próbki CT do badań K_{1C} . W przypadku obciążania zewnętrznego oznaczana symbolem WOL, zaś w przypadku naprężania śrubowego BL-WOL (rys. 10). Ze względu na mniejszą długość niż próbki DCB może nastąpić całkowite rozłamanie próbki przed zatrzymaniem pęknięcia, a więc przed osiągnięciem K_{1SCC} .

● Rozłamywana próbka zbieżna (profilowa) T-DCB obciążana przez śrubę lub układ zewnętrzny. Stosowana jest



Rys. 5. Próbka rozciągana z pojedynczym karbem bocznym — SENT

w badaniach blach cienkich i grubych w ten sam sposób co DCB. Profil zbieżności określony jest tak, aby współrzędna brzegu próbki h (rys. 11) była określona przez stałą m w funkcji x — odległości od płaszczyzny obciążenia:

$$\frac{3x^2 + h^2}{h^3} = m$$

Dlatego pochodna podatności próbki względem długości pęknięcia i intensywność naprężeń też są stałe:

$$K = \frac{2Pm^{1/2}}{g}$$

gdzie: m_1 — doświadczalnie określona wartość stałej m .

Warunki ważności próby [1]

Warunki wymiarowe ASTM, tj.: $g > 2,5 K_{1C}^2 / R_{0,2}^2$ oraz $a > 2,5 K_{1C}^2 / R_{0,2}^2$ mogą unieważnić wyznaczone wartości K_{1SCC} , podobnie jak i K_{1C} . Jeżeli warunki te nie są spełnione, a zaobserwowano znaczne zmniejszenie intensywności naprężeń w czasie propagacji pęknięcia, to uzyskane wyniki, chociaż nie są zalecane do obliczeń konstrukcyjnych, określają jednak zjawisko w sposób jakościowy.

Praktyczny pomiar granicznej wytrzymałości na pękanie K_{1SCC}

Przedstawiony poniżej opis praktycznej oceny granicznej wytrzymałości na pękanie K_{1SCC} dotyczy stali konstrukcyjnej wysokiej wytrzymałości 30HGSNA.

Badania odkuwki stali 30HGSNA

Badano stal 30HGSNA wg PN-72/H-84035 z pękniętej odkuwki belki głównej skrzydła samolotu, w stanie obrabionym cieplnie zgodnie z typową technologią zapewniającą twardość 47-51 HRC:

- podgrzanie do $650^{\circ} \pm 10^{\circ}C / 20$ min,
- dogrzanie w atmosferze ochronnej do $900^{\circ} \pm 10^{\circ}C / 20$ min,
- chłodzenie w oleju o temp. $210^{\circ} \pm 10^{\circ}C / 60$ min,
- odpuszczanie $250^{\circ} \pm 10^{\circ}C / 120$ min.

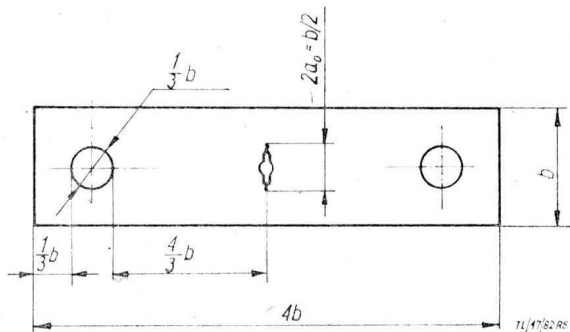
Wycięte do badań mechaniki pęknięcia próbki miały orientację L-T [9] zgodną z pęknięciem eksploatacyjnym zaobserwowanym w belce (rys. 12).

Wyznaczenie K_{1C}

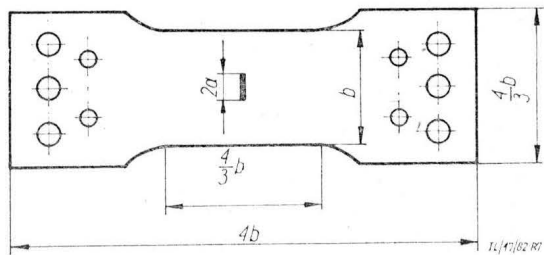
Na dwóch próbkach rozciąganych zwartych typu CT o wymiarach $13 \times 31,2 \times 32,5$ wyznaczono odporność na pękanie K_{1C} zgodnie z normą ASTM E 399 [9], uzyskując średnią wartość $K_{1C} = 57,4 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$.

Wyznaczenie K_{1SCC}

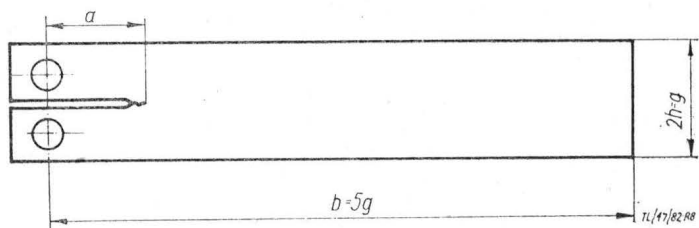
W celu wyznaczenia K_{1SCC} w 3,5% roztworze wodnym NaCl w temp. otoczenia zastosowano metodę Browna, którą przebadano serię próbek rozciąganych zwartych typu CT



Rys. 6. Próbkę rozciągana z karbem środkowym — CNT

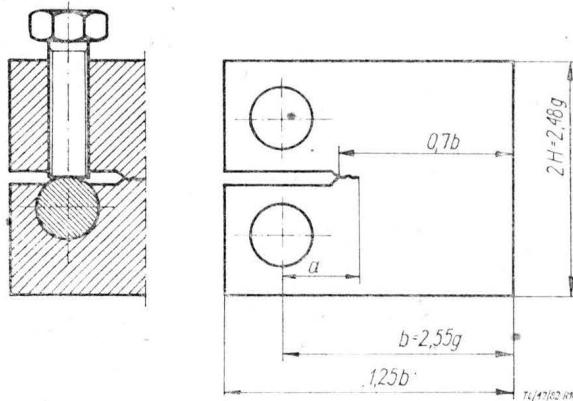


Rys. 7. Próbkę rozciągana z karbem powierzchniowym — PTSCT

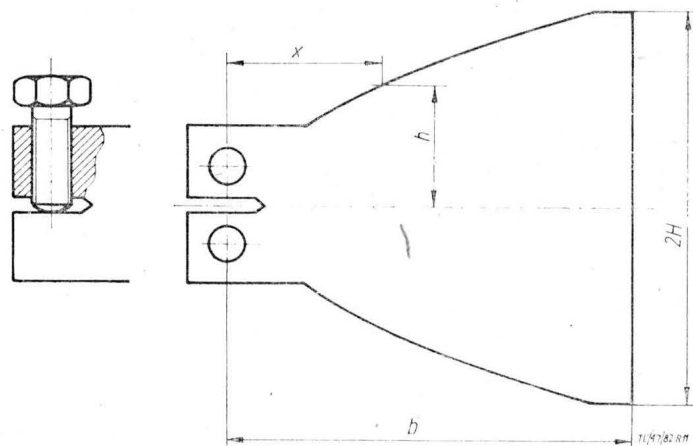


Rys. 8. Obciążana zewnętrznie próbkę typu rozłamywanej belki — DCB

Rys. 9. Obciążana śrubowo próbkę typu rozłamywanej belki — DCB (lub BL — DCB)



Rys. 10. Próbkę rozciągane zwarte: obciążana zewnętrznie WOL i obciążana śrubowo BL — WOL



Rys. 11. Próbkę profilowe zbieżne T-DCB: śrubowa i obciążana zewnętrznie

o wymiarach jak w przypadku K_{1C} i zgodnych z normą ASTM.

Stanowisko pomiarowe

Wykorzystano skonstruowane w ITWL w Warszawie stanowisko dźwigniowe, w którym zamocowaną sworzniami próbkę można obciążać siłą $1000 \div 20\,000$ N (rys. 13).

Czynnik korozyjny był dostarczany do szczeliny próbki w sposób ciągły z zasobnika przez knot.

Rozwartość szczeliny mierzono w sposób ciągły tensometrycznym czujnikiem przemieszczeń CG mocowanym między ostrzami naklejonymi na powierzchni próbek klejem BWF-41. Rejestrator sprzężony przez mostek z czujnikiem tensometrycznym pozwalał na uzyskanie ciągłego zapisu przyrostu rozwartości szczeliny $\Delta v = f(t)$, całość układu pomiarowego zasilana była z zasilacza stabilizowanego.

Przebieg pomiarów K_{1SCC}

Zmęczeniowe pęknięcia inicjujące wytwarzano na pulsatorze przy obciążeniu tętniącym $981 \div 9810$ N o częstotliwości 30 Hz w ciągu $30\,000 \div 40\,000$ cykli. Zgodnie z zasadą metody Browna obciążenie każdej następnej próbki dobierano w ten sposób, aby uzyskiwać coraz mniejsze początkowe intensywności naprężeń K_{1I} w etapie korozyjnym próby wg zależności:

$$P_i = K_{1i} \frac{g b^{3/2}}{Y}$$

W tym celu należało dokładnie ocenić długości pęknięć przed doбором obciążenia. Posłużono się metodą oceny podatności próbki [8]. Zgodnie z charakterystyką czujnika CG.

$$v = 3,49 \cdot 10^{-4} \Delta L_{CG}$$

gdzie: ΔL_{CG} — zmiana sygnału czujnika CG wywołana przyrostem siły ΔP .

Każdą próbkę obciążono siłami 2000 N i 6000 N ($\Delta P = 4000$ N) odczytując wartości ΔL_{CG} i obliczono bezwymiarową długość pęknięcia a/b z zależności:

$$a/b = 0,1621 + 0,00796 \lambda - 0,0000342 \lambda^2$$

gdzie:

$$\lambda = \frac{v \cdot E \cdot g}{\Delta P}$$

Znając bezwymiarową długość pęknięcia a/b , można obliczyć lub odczytać z tablic wartość funkcji $Y = Y(a/b)$ oraz obliczyć długość inicjatora pęknięcia a .

Po zerwaniu porównano długość inicjatora pęknięcia obliczoną metodą podatności ze zmierzoną przy użyciu mikroskopu warsztatowego. Uzyskano zadowalające rezultaty, np. dla próbki nr 5:

- obliczone metodą podatności $a = 12,566$ mm,
- zmierzone metodą optyczną $a = 12,56$ mm.

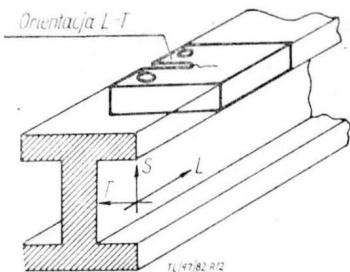
Po obciążeniu próbki i zapisaniu na rejestratorze wykresu $\Delta v = f(t)$ odczytywano czas do zerwania próbki t_n . Na podstawie wyników sporządzono wykres we współrzędnych intensywność naprężeń — czas zerwania (tabl. 1). Aproxymując wyniki pomiarów wykreślono krzywą $K_{1i} = f(t_n)$ i odczytano wartość progową $K_1 = K_{1SCC}$, poniżej której próbki nie ujawniają rozwoju pęknięć w przyjętym za kryterium czasie 500 h (rys. 14).

Opracowanie matematyczne wyników przeprowadzono za pomocą minikomputera z wykorzystaniem programu aproxymacji wyników pomiarów krzywą Gaussa w postaci:

$$Y = A + K \cdot e^{-\frac{(x-m)^2}{2\sigma^2}}$$

gdzie:

Y, x — dane eksperymentalne; Y — zbiór wartości K_{1i} ; x — zbiór wartości $\log t_n$,



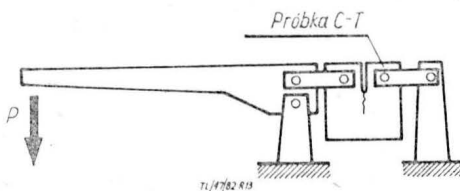
Rys. 12. Orientacja próbek wyciętych z kutej ze stali 30HGSNA belki skrzydła

K, A, m, σ — parametry funkcji wyznaczone metodą porównania momentów rzędu 0,1,2 pola pod krzywą teoretyczną i eksperymentalną,
 m — współrzędna początku krzywej Gaussa,
 σ — współczynnik kształtu krzywej Gaussa,
 $A = K_{1SCC}$,
 $K = K_{1C} - A = K_{1C} - K_{1SCC}$.

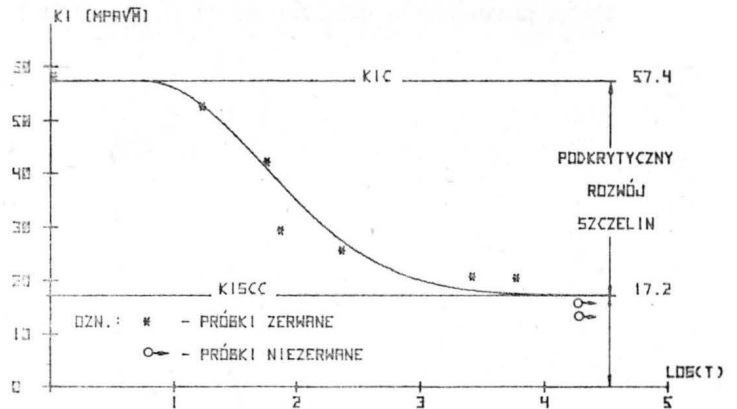
Podstawiając powyższe oznaczenia, uzyskujemy funkcję Gaussa w postaci:

$$K_{1i} = K_{1SCC} + (K_{1C} - K_{1SCC}) \cdot e^{-\frac{(\log t_n - m)^2}{2\sigma^2}}$$

Wyznaczona wartość $K_{1SCC} = 17,2$ MPa \cdot m^{1/2}.



Rys. 13. Schemat zastosowanego w metodzie Browna sposobu obciążania próbek



Rys. 14. Wyznaczenie K_{1SCC} metodą Browna — wydruk minikomputera

TABLICA 1. Wyniki prób korozyjnych prowadzonych metodą Browna [3]

Nr próbki	Początkowa intensywność naprężeń, MPa m ^{1/2}	Czas do pęknięcia, min
3	51,77	16
4	41,19	54
5	28,42	70
6	24,65	220
7	19,33	2465
8	19,52	5595
9	16,50	nie pękły do 500 h (30 000 min)
10	15,63	

Badania struktury

Obserwacje metalograficzne zglądów trawionych 3% nitaliem przy powiększeniu 1000× potwierdziły obecność jednorodnego drobnoziarnistego martenzytu z niewielką ilością austenitu szczątkowego (rys. 15).

Wykonane metodą Vickersa pomiary twardości przy obciążeniu $P = 10$ kg pozwoliły określić średnią twardość próbek na 555 HV (~53 HRC).

Obserwacje fraktograficzne

Przeprowadzono wiele obserwacji fraktograficznych:
 — nieuzbrojonym okiem,
 — przy niewielkich powiększeniach przez mikroskop stereoskopowy,
 — na mikroskopie skaningowym przy powiększeniach do 850×.

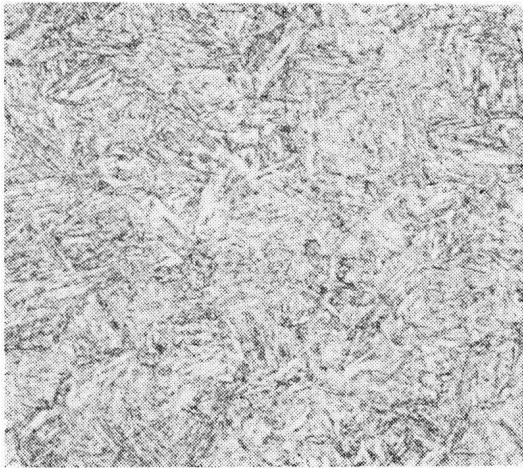
TABLICA 2. Właściwości mechaniczne stali 30HGSNA z kęsa profilu 150×80 mm po pełnej obróbce cieplnej H.: 900°C /Ol.+O.; 250°C /2 h/ pow. [10]

Orientacja próbek	R _m , MPa	R _{0,2} , MPa	E, GPa	A ₅ , %	Z, %
L — wzdłużna	1660	1350	205,7	8,9	36
T — poprzeczna (kierunek szerokości)	1660	1360	204,3	9,4	54
S — poprzeczna (kierunek grubości)	1655	1350	200,5	9,0	35,5
Właściwości mechaniczne wg PN-72/H-84035	1618	1373	—	9	45

TABLICA 3. Odporność na pęknięcie K_{1C} stali 30HGSNA z kęsa profilu 150×80 mm po pełnej obróbce cieplnej na próbkach CT grubości 12 mm [10]

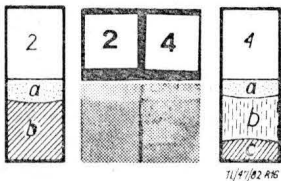
Orientacja próbek	Odporność na pęknięcie, MPa m ^{1/2}
L-S	91,6
L-T	89,7
T-L	84,7
S-L	82,2
T-S	93,2
S-T	86,8

Już nieuzbrojonym okiem dają się wyróżnić po próbach $K_{I,SCC}$ trzy kolejne strefy złomu: zmęczeniowa, korozyjna i statyczna (dołomu) (rys. 16). Strefa zmęczeniowa wyróż-



Rys. 15. Mikrostruktura stali 30HGSNA z odkruki belki skrzydła. Widoczny jednorodny drobnoziarnisty martenzyt z niewielką ilością austenitu szcążkowego. Trawiono nitaliem, pow. 750X

niała się gładką powierzchnią, a obserwacje skaningowe wykazały jej transkrystaliczny charakter. Najbardziej chropowata i zanieczyszczona produktami korozji była strefa korozyjna o charakterze międzykrystalicznym (rys. 17), typowym w warunkach korozji naprężeniowej. Strefa dołomu miała mieszaną charakter plastyczno-kruchy.



Rys. 16. Makrofraktografie złomów: z lewej (nr 2) po wyznaczeniu $K_{I,C}$, z prawej (nr 4) po korozyjnej próbie wyznaczenia $K_{I,SCC}$ metodą Browna: a) strefa zmęczeniowa, b) strefa korozyjna, c) strefa dołomu statycznego

TABLICA 4. Odporność na pękanie $K_{I,C}$ i $K_{I,SCC}$ kilku stali wysokiej wytrzymałości (dla orientacji L-T) [1, 3, 10]

Znak stali	4140	4340	4330V	30HGSNA
	wg AISI-SAE (prod. USA)			wg PN
$K_{I,C}$, MPa · m ^{1/2}	54,5	56,0	113	57,4* 89,7**
$K_{I,SCC}$, MPa · m ^{1/2} w środowisku przy temperaturze	16,5 wody desty- lowanej 24°C	16,5 wodnego roztworu 3,5% Na Cl 24°C	27,5 24°C	17,5* 20°C
$K_{I,SCC}/K_{I,C}$	0,3	0,29	0,24	0,2*

*) Wyniki badań próbek z kęsa skrzydła,
**) Wartość uzyskana na próbkach z kęsa 150 × 80 mm

Badania porównawcze kęsa stali 30HGSNA [10, 11]

Próbki pobrane z kęsa 150 × 80 mm stali 30HGSNA o składzie chemicznym zgodnym z PN-72/H-84035 obrabiono cieplnie zgodnie z normą, tzn. H: 900°C ± 10°C/25 min/ol., O: 250°C/2 h/pow., uzyskując twardość 49 HRC oraz wskaźniki mechaniczne zgodne z normą i WT (tabl. 2).

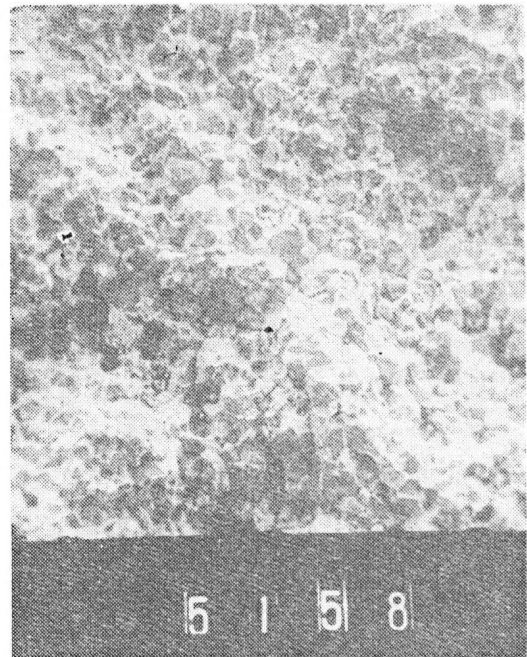
W badaniach odporności na pękanie na próbkach typu compact o wymiarach 12 × 60 × 62,5 mm dla orientacji L-T uzyskano $K_{I,C} = 89,7$ MPa·m^{1/2} (tabl. 3). Podobny wynik — $K_{I,C} = 83,7$ MPa·m^{1/2} (po odpuszczeniu 200°C/3 h przy $R_m = 1756$ MPa oraz $R_{0,2} = 1275$ MPa) podaje również literatura [12].

Wnioski

• Uzyskana dla orientacji L-T odporność na pękanie $K_{I,C}$ kęsa stali 30HGSNA jest zdecydowanie większa od zmierzona na odkruce belki skrzydła wykonanej z tej samej stali.

• Przekraczająca wymagania normy twardość odkruki belki wskazuje na to, że została ona obrabiona cieplnie do wyższej wytrzymałości doraźnej R_m , co spowodowało jednocześnie niebezpieczne w skutkach obniżenie odporności na pękanie $K_{I,C}$.

• Przeprowadzone badania wskazują, że stal 30HGSNA może, uwzględniając zagadnienie wielkości obrabianego cieplnie detalu, wykazywać znacznie wyższą odporność na pękanie przy zachowaniu zgodnej z PN wytrzymałości doraźnej. Nie można przewidzieć jednak, czy wskaźnik $K_{I,SCC}$ wzrósłby jednocześnie w tym samym stopniu co $K_{I,C}$, gdyż stosunek $K_{I,SCC}/K_{I,C}$ nie musi być wartością stałą dla danej stali (tabl. 4).



Rys. 17. Mikrofraktografia strefy korozyjnej po próbie Browna, złom o charakterze kruchym międzykrystalicznym, elektronowy mikroskop skaningowy, pow. ok. 188X

LITERATURA

1. J. E. CAMPBELL, W. E. BERRY, C. E. FEDDERSEN: Damage Tolerant Design Handbook, MCIC, Battelle, 1972 r.
2. J. GUBAŁA, E. ZIĘBA: Zastosowanie mechaniki pękania w badaniach korozji naprężeniowej. I Konferencja „Metody badań odporności materiałów na pękanie”, Katowice, październik 1979 r.
3. D. KLIMKOWSKI: Praca dyplomowa, MEiL — PW, Warszawa 1981 r.
4. B. F. BROWN: *Mat. Res. and Stand.*, nr 6, 1966 r.
5. S. R. NOVAK, S. T. ROLFE: *Jour. Mat.* nr 4, 1969 r.
6. M. O. SPEIDEL: *Corrosion*, nr 33, 1977 r.
7. F. P. FORD, M. SILVERMAN: *Corrosion*, nr 36, 1980 r.
8. L. BUKOWSKI, W. JANOWSKI, J. SZMIT: Badania zmęczeniowe wybranych materiałów i elementów płatowca i silnika w aspekcie mechaniki pękania, Etap II — 1980 r.
9. J. CHODOROWSKI, A. BALUL: Współczynnik intensywności naprężeń jako miara podatności na kruche pękanie. *TłiA*, nr 9, 1979 r.
10. J. CHODOROWSKI, A. BALUL: Określenie oddziaływania struktury na właściwości stali. Podtemat III. Sprawozdanie IIM — PW, Warszawa, listopad 1980 r.
11. A. BALUL: Ocena współczynników intensywności naprężeń $K_{I,C}$ w stalach wysokiej wytrzymałości produkcji krajowej. Komunikat na naradzie nt. „Ocena odporności materiałów na pękanie”, Rydzyna 3+4.10.1980 r.
12. J. M. POTAK, N. M. WOZNIENSKAJA, N. G. POKROWSKAJA: Kriteriai oceny konstruktywnej proczności i niezawodności wysokopiecznych stali. *MITOM*, 8, 11, 1976 r.

Zastosowanie metod aproksymacji krzywych w programowaniu obrabiarek sterowanych numerycznie

Mgr inż. MAREK PYŁA
WSK PZL-Swidnik

Programowanie obróbki konturów części o skomplikowanej geometrii, zawierającej krzywizny nie wymiarowane bezpośrednio na rysunkach konstrukcyjnych, jest poważnym problemem dla technologa programisty obrabiarek sterowanych numerycznie (OSN). Zagadnienie to występuje bardzo często przy produkcji części lotniczych, w przemyśle okrętowym, przy cięciu blach, przy wykonywaniu różnego typu krzywek, wykrojników itp. Zwykle matematyczny opis funkcyjny kształtu jest zupełnie nieprzydatny do zaprogramowania drogi narzędzia, przy czym dostępny jest najczęściej dyskretny (punktowy) opis krzywizny w postaci numerycznej. Potrzebne są metody umożliwiające transformację numerycznego zapisu kształtu na postać przydatną do ułożenia programu obróbki części.

W przemyśle lotniczym stosowane są systemy komputerowe umożliwiające numeryczny zapis geometrii samolotu (np. system NMG w WSK PZL-Mielec) i pozwalające na uzyskanie na jej podstawie dowolnego przekroju, którego krzywizna wpisuje się w kontur obrabianej części. Otrzymany w taki sposób numeryczny zapis kształtu zapewnia wierność odwzorowania geometrii wykonanej części z geometrią źródłową.

Przejdzie od zapisu numerycznego do programu sterującego OSN jest możliwe tylko przy wykorzystaniu komputerowych systemów automatycznego programowania OSN. Większość systemów automatycznego programowania OSN (SAP) umożliwia definiowanie krzywej ciągłej gładkiej pokrywającej w zadanym polu tolerancji ciąg punktów opisujących krzywą. Zagadnienie to jest rozwiązywane metodą interpolacji funkcjami trzeciego stopnia, przy zachowaniu pewnych określonych warunków ograniczających. Efektem takiego działania jest wygenerowanie w programie OSN sekwencji odcinków linii prostej takich, że otrzymana trajektoria narzędzia mieści się w zadanym polu tolerancji.

Taka metoda korzystania z numerycznego opisu krzywej oprócz niewątpliwych zalet, obciążona jest pewnymi wadami. Podstawową zaletą jest dostępność definicji krzywej prowadzonej przez punkty (tzw. definicja stabilizowanego walca, np. TABCYL w języku APT) w programie SAP, co daje bezpośrednie przejście od zapisu numerycznego do programu obróbki części. Zasadniczą wadą jest konieczność dużego nakładu mocy obliczeniowych do realizacji w pełnych możliwościach (iteracyjnie) definicji TABCYL. W SAP (np. GTL/3 na minikomputerze Olivetti P6060) definicja TABCYL nie jest powiązana z żadną inną definicją elementów geometrycznych. Uniemożliwia to tworzenie konstrukcji geometrycznych z wykorzystaniem TABCYL-a. *

Inną poważną niedogodnością stosowania definicji stabilizowanego walca jest zależność liczby odcinków interpolacji liniowej w programie OSN od promienia krzywizny oraz od zadanego pola tolerancji. Prowadzi to do istotnego zwiększenia długości taśmy perforowanej sterującej OSN przy zadanych wąskich polach tolerancji. Jest to szczególnie istotne w obrabiarkach, które nie mają pamięciowych układów sterowania typu CNC (Computer Numerical Control) lub DNC (Direct Numerical Control).

W obrabiarkach o sterowaniu NC (Numerical Control) jedynym nośnikiem pamięciowym programu sterującego jest papierowa taśma perforowana, której trwałość i odporność na zrywanie jest stosunkowo niewielka. Przy długich taśmach częstość jej uszkodzeń, a także niebezpieczeństwo przekłamań przy odczycie taśmy w istotny sposób rzutują na niezawodność i prawidłowość pracy OSN. Wynika stąd konieczność stosowania metod aproksymacji krzywych.

Metody aproksymacji

Większość spotykanych obrabiarek sterowanych numerycznie ma interpolatory liniowo-kołowe, co oznacza, że trajektorie narzędzia wyznaczone przez układ sterowania obrabiarki mogą składać się jedynie z odcinków linii prostych i odcinków łuku okręgów. Proces aproksymacji powinien więc prowadzić do otrzymania pokrycia krzywej ciągiem takich właśnie elementów. Odstępstwo elementów pokrycia od krzywej nie powinno w żadnym punkcie przekraczać wymaganych warunków tolerancji. Dla każdej krzywej ciągłej, gładkiej można znaleźć ciąg okręgów wzajemnie stycznych spełniających wymagane wyżej warunki pokrycia. Jeżeli w danym przedziale promień krzywizny jest bardzo duży, można zastąpić odcinek łuku okręgu odcinkiem linii prostej, uwzględniając warunki zachowania tolerancji.

Opierając się na powyższych założeniach dla dyskretnego opisu krzywej, tzn. dysponując punktowym opisem przebiegu krzywizny, można przeprowadzić proces aproksymacji krzywej ciągiem okręgów wzajemnie stycznych, zbudowanych w oparciu o punkty opisujące krzywą.

Wybór metod aproksymacji jest bardzo różny, przy czym najczęściej, ze względu na charakter opisu krzywej, są to metody interpolacji. Jednakże dla każdego algorytmu aproksymacji podstawowym zagadnieniem jest wybór spośród punktów opisujących krzywą pewnych punktów bazowych, na których konstruowane są elementy aproksymujące. Wybór ten może być dokonywany automatycznie, np. metodą przeglądu zupełnego, metodą podziału i ograniczeń lub też w sposób arbitralny przez narzucenie punktów bazowych jako sprzeczowanych warunków zadania aproksymacji.

Algorytmy różnicuje się ze względu na przyjętą metodę wyboru punktów bazowych, sposób prowadzenia obliczeń oraz rodzaj przyjętych elementów aproksymujących. Jakość algorytmu kwalifikowana jest ze względu na czas obliczeń, zbieżność algorytmu prowadzącą do otrzymania rozwiązania i przede wszystkim ze względu na przyjęte kryterium kwalifikowania rozwiązania dopuszczalnego jako rozwiązania dobrego. Trudno mówić tutaj o rozwiązaniu optymalnym, gdyż optymalność rozwiązania jest zwykle wprost funkcją sposobu dyskretnego opisu krzywej, a więc np. kroku dyskretyzacji, zależności kroku dyskretyzacji od promienia krzywizny itp. Istnieje natomiast pojęcie suboptymalności rozwiązania w takim sensie, że przy danym opisie krzywej można znaleźć rozwiązanie optymalne lokalnie, tj. na pewnym odcinku krzywej oraz w sensie globalnym, formułując kryterium, że rozwiązanie jest tym lepsze, im mniej zawiera elementów aproksymujących.

Jeżeli przyjmiemy definicję rozwiązania dopuszczalnego jako spełniającego podstawowy i konieczny warunek zachowania tolerancji, to dla niektórych algorytmów pojęcie optymalności rozwiązania nie istnieje. Np. jeżeli algorytm rozwiązuje zagadnienie aproksymacji w taki sposób, że między każdymi dwoma punktami bazowymi prowadzi dwa okręgi wzajemnie styczne, to każde rozwiązanie dopuszczalne jest jednocześnie optymalne w sensie takiego algorytmu.

Jak widać z prowadzonych rozważań, przyjęcie właściwego algorytmu aproksymacji nie jest łatwe. Z reguły konstrukcje algorytmów ukierunkowane są na pewne klasy krzywych zdefiniowanych charakterystycznymi cechami kształtu, np. typowe profile opływowe konturów lotniczych.

Jednakże można stwierdzić, że zawsze jakość aproksymacji jest uwarunkowana jakością opisu numerycznego krzywej. Pojęcie jakości opisu numerycznego jest rzadko dyskutowane i ma charakter bardziej intuicyjny niż for-

malny. Kwalifikacja jakościowa zawsze jest prowadzona pod kątem określonych uwarunkowań. Punkty bazowe przyjęte do aproksymacji krzywych metodą TABCYL, np. przez konstrukcję krzywych trzeciego stopnia (tzw. SPLINE), nie zawsze muszą spełniać warunki wystarczające do zbudowania takiej aproksymacji. Wyznaczenie warunków wystarczających jest trudne i uwarunkowane charakterystyką krzywizny.

Trudności te występują szczególnie wyraźnie w przypadku, gdy dokumentacja konstrukcyjna nie operuje punktami bazowymi, lecz np. takim opisem funkcyjnym, że opis powierzchni w języku APT wymaga przybliżenia za pomocą dostępnych definicji elementów geometrycznych — najczęściej jest to TABCYL bądź powierzchnia prostokreślona zbudowana w oparciu o TABCYL.

Zagadnienie aproksymacji krzywej na podstawie jej opisu numerycznego można zawsze przyjąć jako zagadnienie konstrukcji krzywej na zadanym zbiorze punktów. Wtedy bardziej intuicyjne jest postawienie problemu w sposób następujący: czy taka konstrukcja jest możliwa, czy niemożliwa do wykonania, przy założeniu, że efektem konstrukcji ma być krzywa ciągła, gładka (tzn. zakłada się istnienie i ciągłość drugiej pochodnej)?

Powyższe rozważania mają na celu uświadomienie, jak trudnym problemem jest jakościowa analiza algorytmów aproksymacji. Cierpienie tym narzędziem wymaga pewnego doświadczenia prowadzącego do nabycia umiejętności takiego formułowania zadań aproksymacji w sensie manipulowania zadanymi warunkami tolerancji i manewrowania punktami opisu krzywej, żeby zadanie było wykonalne.

Poniżej przedstawiono pewną metodę rozwiązania zagadnienia aproksymacji z propozycją konstrukcji i algorytmu.

Opis metody i konstrukcja algorytmu

Postawione zadanie aproksymacji nie jest uwarunkowane typem krzywej z założeniem, że numeryczny opis dotyczy krzywej ciągłej, gładkiej oraz że opis ten pozwala na znalezienie rozwiązania dopuszczalnego zadania w sensie przedyskutowanego wyżej problemu jakości opisu.

Procedura aproksymacji prowadzona jest iteracyjnie w oparciu o zasadę generowania okręgu stycznego do danego okręgu i przechodzącego przez dwa punkty nie leżące na tym okręgu. Wybrana metoda jest metodą interpolacji, przy czym funkcjami interpolującymi są okręgi styczne. Zagadnienie wyboru punktów jest w tym przypadku zagadnieniem wyboru węzłów interpolacji.

Wprowadza się następujące pojęcia. Przez długość okręgu aproksymującego rozumie się długość łuku okręgu ograniczonego dwoma punktami, którego promień z zadaną tolerancją wpisuje się w krzywiznę krzywej. Lokalny odcinek aproksymacji jest to odcinek krzywej ograniczonej dwoma punktami należącymi do zbioru punktów opisujących krzywą, przy czym wyróżnia się punkt początkowy i końcowy tego odcinka.

Wprowadza się następujące uporządkowanie punktów opisu krzywej.

Niech $P = (P_1, P_2, \dots, P_N)$ będzie ciągiem N punktów opisujących krzywą, uporządkowanych wg numerów, tzn. (def.):

$$\left(\forall_{P_i \in P} 1 \leq i \leq N \right) \Leftrightarrow \left(\forall_{\substack{P_i, P_j \\ i \neq j}} P_i < P_j \Leftrightarrow i < j \right)$$

Niech $C_k(P_i, P_j, P_k)$ oznacza okrąg przechodzący przez trzy punkty $P_i, P_j, P_k \in P$, przy czym $i < j < k$.

Niech $C_{k+1}(C_k, P_m, P_n)$ będzie okręgiem stycznym do okręgu C_k i przechodzącym przez punkty $P_m, P_n \in P$, przy czym $m < n$.

Niech $t_0 \in R$ oznacza wartość tolerancji, tzn. t_0 jest maksymalną zadaną odległością okręgu interpolującego od krzywej w lokalnym zakresie aproksymacji.

Niech $d_i^l \in R$ oznacza odległość punktu $P_i \in P$ od środka okręgu C_i , tzn.:

jeśli x_o^i, y_o^i — współrzędne środka okręgu C_i ,

x_i, y_i — współrzędne punktu P_i ,

$$d_i^l = \sqrt{(x_o^i - x_i)^2 + (y_o^i - y_i)^2}$$

Niech P_p^k, P_q^k oznaczają końce lokalnego odcinka aproksymacji, wyznaczonego przez okrąg C_k , przy czym $p < q$.

Niech L oznacza liczbę okręgów aproksymujących krzywą. Założenia zadania aproksymacji formułowane są przez następujące warunki:

Kryterium jakości aproksymacji można zdefiniować następująco:

— Jeśli punkt $P_i \in P$ leży w zakresie lokalnego dla okręgu C_l odcinka aproksymacji, tzn.:

$$P_p^l \leq P_i \leq P_q^l$$

to wartość bezwzględna różnicy odległości punktu P_i od środka okręgu C_l i promienia R_l okręgu C_l musi być nie większa niż wartość zadanej tolerancji, tzn.:

$$|d_i^l - R_l| \leq t_0$$

— Jeśli P_s^l jest punktem styczności okręgów $C_l(P_i, P_j, P_k)$ i $C_{l+1}(C_l, P_m, P_n)$ i punkty $P_p^l = P_i$ oraz $P_q^l = P_k$ wyznaczają lokalny dla okręgu C_l odcinek aproksymacji, to punkt styczności musi leżeć w zakresie okręgu C_l , tzn.:

$$P_{p+1}^l \leq P_s^l \leq P_{q+1}^l$$

Przyjęcie w powyższym warunku punktu P_{p+1}^l jako początku lokalnego odcinka aproksymacji zabezpiecza przed znikaniem okręgu C_l lub tworzeniem się pętli w sytuacji, gdy $P_q^l - P_p^l = 1$. Przyjęcie punktu P_{q+1}^l wynika z faktu, że między punktem P_q^l a P_{q+1}^l nie ma żadnego punktu sprawdzającego wartość odchyłki, tzn. nie istnieje punkt $P_i \in P$ taki, że $P_s^l < P_i < P_{q+1}^l$.

Konstruktywne kryterium jakości aproksymacji można zdefiniować jako warunki następującej koniunkcji:

$$\forall_{1 < l < L} \left[(P_{p+1}^{l-1} \leq P_s^{l-1} \leq P_{q+1}^{l-1}) \& \left(\forall_{P_p^l \leq P_i \leq P_q^l} |d_i^l - R_l| \leq t_0 \right) \right]$$

Dla każdej pary wybieranych węzłów interpolacji powyższa koniunkcja musi być spełniona. Pierwszy człon koniunkcji określa warunki styczności elementów, drugi człon gwarantuje uzyskanie założonej dokładności aproksymacji.

Procedurę iteracyjną algorytmu aproksymacji można zapisać w następujący sposób:

Krok I.

Niech okrąg $C_k(P_i, P_j, P_l)$ $1 \leq k < L$ będzie aktualnie ostatnim okręgiem aproksymującym w zakresie od punktu P_i do punktu P_l krzywą w zadanym polu tolerancji.

Uwaga. Okrąg C_1 (bazowy) można zbudować na dowolnie wybranych trzech węzłach interpolacji, tak aby dla tego okręgu spełniony był człon drugi koniunkcji kryterium aproksymacji.

Krok II.

Jeśli okrąg $C_{k+1}(C_k, P_m, P_n)$ spełnia kryterium aproksymacji oraz istnieje okrąg $C_{k+1}^*(C_k, P_w, P_v)$ spełniający kryterium taki, że

$$P_v > P_n \quad P_v, P_n \in P$$

to

$$C_{k+1} = C_{k+1}^*(C_k, P_w, P_v)$$

Krok III.

Wykonaj podstawienie:

$$k \leftarrow k + 1$$

$$P_i \leftarrow P_s^k$$

$$P_j \leftarrow P_w$$

$$P_l \leftarrow P_v$$

$$C_k(P_i, P_j, P_l) \leftarrow C_{k+1}$$

Krok IV.

Powtórz Krok I.

Procedura taka daje suboptymalną liczbę okręgów pokrywających krzywą w zadanym polu tolerancji. Dla każdego $1 \leq l \leq L$ okrąg C_l jest najlepszym okręgiem w sensie założonego kryterium aproksymacji i w sensie długości lokalnego odcinka aproksymacji.

Zastosowanie algorytmu

W WSK PZL-Świdnik w oparciu o opisany algorytm zbudowano program na maszynie cyfrową Olivetti P6060 w języku BASIC rozwiązujący zadanie aproksymacji krzywej okręgami. Program sprzężony jest z procesorem systemu automatycznego programowania OSN—GTL3, co umożliwia bezpośrednie przejście od wsadu punktowego opisu krzywej do uzyskania gotowego programu obróbki części i taśmy sterującej na obrabiarkę. Program aproksymacji może pracować także niezależnie od SAP GTL3. Metoda jest wdrożona i eksploatowana w Zakładzie. Efektywność metody i niskie koszty eksploatacji podnoszą jej walory użytkowe.

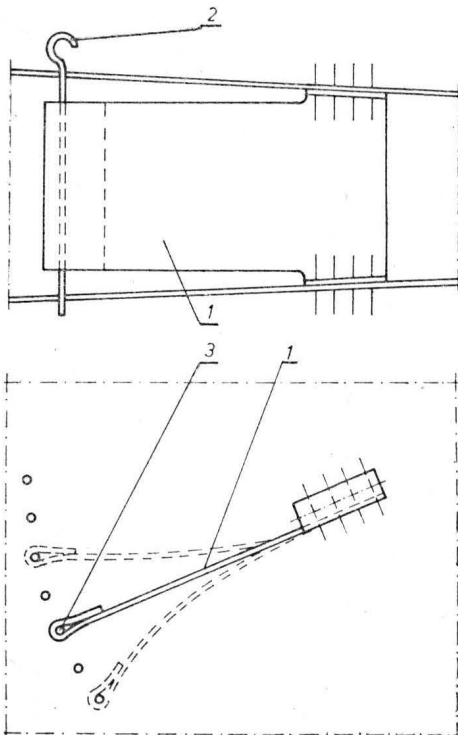
Przykładem niech będzie aproksymacja konturu przekroju poprzecznego kadłuba samolotu An-28. Krzywa wynikająca z takiego przekroju opisana jest ciągiem punktów z krokiem dyskretyzacji wynikającym z przyjęcia stałej długości cięciwy odcinków krzywej. Dla długości cięciwy ok. 5 mm i liczbie punktów ok. 700, przy założonej tolerancji $\pm 0,02$ mm w wyniku aproksymacji uzyskuje się ciąg ok. 25 okręgów stycznych spełniających zadane warunki aproksymacji. Czas przetwarzania na minikomputerze P6060 dla takich warunków zadania wynosi ok. 1,5 h.

Otrzymany w taki sposób program na OSN jest zgodny z geometrią źródłową samolotu i zapewnia wierne, w zadanych warunkach technologicznych, odwzorowanie kształtu w obrabianych częściach. Geometria takiego programu umożliwiła jednocześnie wykonanie na obrabiarkce numerycznej wzorników kształtu (szablonów), co w niektórych przypadkach może prowadzić do eliminacji posługiwanie się szablonem w procesie technologicznym.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich PZL-Warszawa zgłosiło w Urzędzie Patentowym PRL do ochrony wynalazek pn. **Lotnicze urządzenie do rozsiewania środków sypkich** (autorzy: F. Borodzki, M. Szczawiński i M. Skrodzki). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie urządzenia o prostej konstrukcji i dużej niezawodności do aerodynamicznego rozsiewania środków sypkich, szczególnie z samolotów lub śmigłowców, zapewniającego otrzymanie wymaganej charakterystyki rozkładu poprzecznego smugi.

Urządzenie, zawierające stałe kanały,



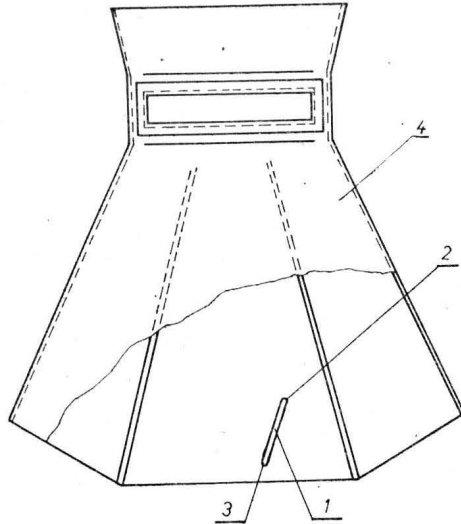
charakteryzuje się tym, że ma sprężyste kierownice 1 przytwierdzone jednym końcem do konstrukcji urządzenia, natomiast wolne końce są ustawione w żądane położenie ustalane przetyczkami 2, które znajdują się w otworach 3.

Skrót opisu patentowego, chronionego jednym zastrzeżeniem, zamieszczony jest w BUP nr 23/1980 r., w klasie B64D, pod nr P.214600.

Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich zgłosiło do ochrony wzór użytkowy pn. **Opylacz tunelowy** (twórca A. Kossowski). Opylacz służy do rozsiewania środków sypkich z samolotów śmigłowców.

Opylacz tunelowy ma w tylnej części 4, poza płaszczyznę symetrii, co najmniej jed-

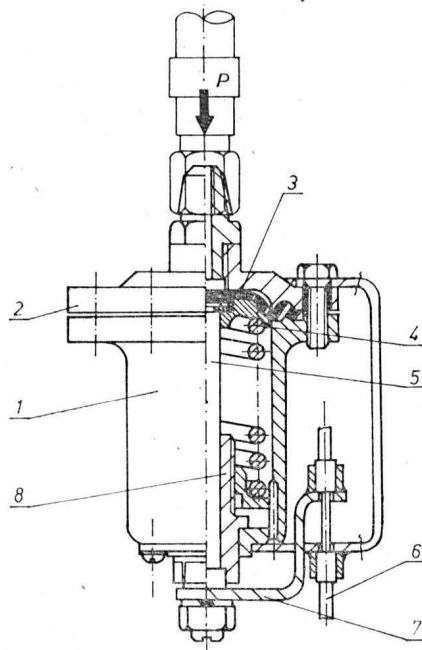
ną kierownicę aerodynamiczną 1, której krawędź natarcia 2 położona jest w od-



ległości większej od płaszczyzny symetrii tunelu 4, na krawędzi splywu 3.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego jednym zastrzeżeniem, wydrukowany jest w BUP nr 22/1980 r., w klasie B05B, pod nr W.63166.

WSK PZL-Mielec zgłosiła do ochrony patentowej wzór użytkowy pn. **Regulator ciśnienia** (autorzy: M. Pogoda i J. Kaźmierczak). Przedmiotem wzoru użytkowego

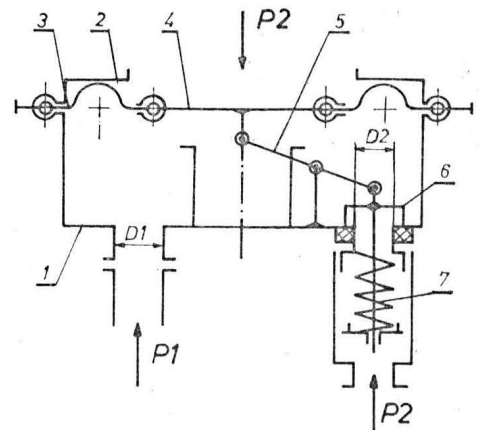


jest regulator ciśnienia paliwa tłoczonego do zbiornika samolotu przez pompę napędzaną silnikiem spalinowym.

Regulator wg wzoru użytkowego stanowi siłownik przeponowy, składający się z cylindrycznego korpusu 1, pokrywy 2, elastycznej przepony 3, śrubowej sprężyny 4 i suwliwego trzpienia 5, połączony z przewodem tłoczącym pompy. Zmiana ciśnienia tłoczenia powoduje ruch membrany, który jest przenoszony przez trzpień 5 i umocowaną na nim dźwignię 7, na linkę 6 sterującą prędkością obrotową silnika. Zmiana napięcia wstępnej sprężyny tuleją 8 powoduje zmianę maksymalnego ciśnienia pompowania.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczony w BUP nr 21/1980 r., w klasie Q05D, pod nr W.63318.

WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania wynalazek pt. **Zawór podciśnieniowy** (wynalazca K. Biełaga). Wynalazek rozwią-



zuje zagadnienie prawidłowej pracy instalacji paliwowej statku powietrznego przy zatkanie linii odpowietrzenia, jak również ochrony zbiorników przed deformacjami.

Zawór podciśnieniowy instalacji paliwowej statku powietrznego jest zaworem membranowym z połączonym układem dźwigniowym. Ma membranę 3 z wkładką usztywniającą 4, zamocowaną w korpusie 1, pokrywę górną 2, która z membraną 3 jest połączona dźwignią dwuramienną 5 z grzybkowym 6 zaworu pomocniczego ze sprężyną spiralną 7 utrzymującego jednakowe ciśnienie w zaworze podciśnieniowym i przestrzeni roboczej instalacji.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 20/1980 r., w klasie F16K, pod nr P.219590T.

Projekt samolotu myśliwskiego PZL-P2

Mgr ANDRZEJ MORGALA

Od września 1929 r. prowadzono w PZL, a następnie w IBTL badania i próby w locie prototypu samolotu myśliwskiego PZL P-1. Wiosną 1930 r. biuro konstrukcyjne PZL dysponowało kompletem dokumentów z uwagami i wnioskami wysuniętymi przez fabrycznych i wojskowych pilotów doświadczalnych. Wyniki doświadczeń pozwoliły na opracowanie i zbudowanie drugiego poprawionego egzemplarza PZL P-1/II, który po otrzymaniu znaków rejestracyjnych SP-ADO stał się samolotem pokazowym przeznaczonym do prezentacji potencjalnym nabywcom. Największy rozgłos przyniósł mu udział w konkursie zorganizowanym w Bukareszcie na standardowy samolot myśliwski dla lotnictwa rumuńskiego.

Na przełomie 1929/1930 r. skryształizowały się również kierunki rozwoju samolotów myśliwskich PZL tworzących później słynną rodzinę całkowicie metalowych górnopłatów oznaczonych symbolem P. Grupa pod kierunkiem inż. Zygmunta Puławskiego opracowała wówczas studium P-2 oraz projekty P-6 i P-7. Historia dwóch ostatnich jest ogólnie znana. W cieniu pozostała natomiast nie zrealizowana, a zawierająca interesujące rozwiązania koncepcja PZL P-2. Myśl opracowania aerodynamicznie udoskonalonej, szybszej wersji seryjnej samolotu P-1 powstała wcześniej — jeszcze w 1929 r. Model kadłuba został przedmuchany w tunelu IAW na przełomie 1929/1930 r. W połowie 1930 r. opracowano projekt wstępny. Uwzględniając wyniki i wnioski z prób w locie PZL P-1, zastosowano tutaj rozwiązania, które zdecydowanie różniły projekt P-2 od innych samolotów myśliwskich inż. Z. Puławskiego.

Podczas badań i prób w locie P-1 zwrócono uwagę na ujemne oddziaływanie sztywnych i szerokich zastrzałów, zwłaszcza w locie odwróconym oraz przy wykonywaniu niektórych ewolucji powietrznych. W celu zmniejszenia oporu aerodynamicznego i zredukowania ujemnego działania zastrzałów konstruktor postanowił zastąpić je układem elastycznych cięgien przebiegających w trzech płaszczyznach: u góry nad wygięciem skrzydła i po obu stronach kadłuba. System zapewniał sztywność układu przez odpowiednie połączenie dźwigarów przednich i tylnych, skrzydła prawego i lewego cięgnami *a* przebiegającymi w płaszczyźnie poziomej; punkty od spodu dźwigara połączono natomiast cięgnami *b* z kadłubem w miejscach, gdzie poprzednio znajdowały się okucia zastrzałów.

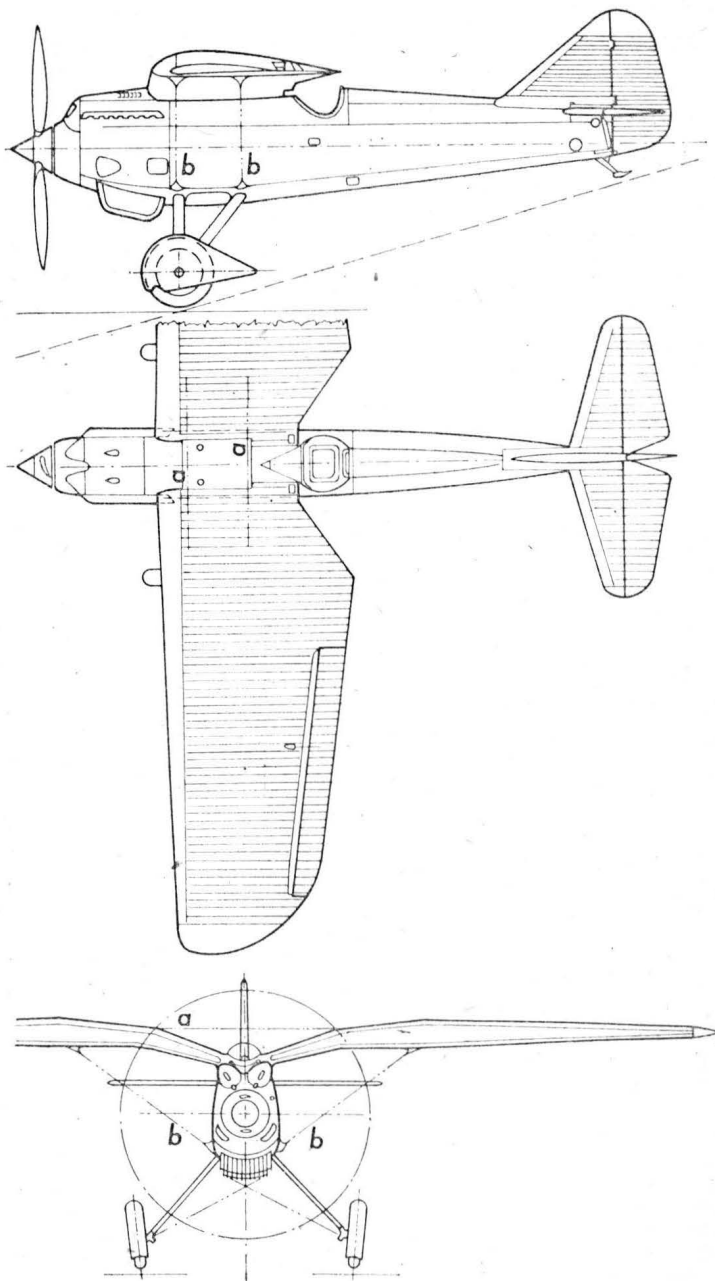
Cięgna *a* miały na celu przeciwstawienie się siłom aerodynamicznym w locie odwróconym i podczas wykonywania niektórych ewolucji w powietrzu. Cięgna *b* pracowały przy działaniu sił aerodynamicznych w locie normalnym. Cechą charakterystyczną pomysłu inż. Z. Puławskiego był brak wieżyczki odciągowej, czyli tzw. pylonu*) na grzbiecie kadłuba, stanowiącego wspornik i węzeł dla cięgien znajdujących się na wierzchu skrzydła. Oprócz projektu, rozwiązanie zostało zgłoszone przez PZL do Urzędu Patentowego w dniu 30.XII.1931 r. Patent pod nazwą: „Skrzydło płatowca o układzie górnopłatowym bezpylonowym” i numerze 17697 w klasie 62b5 udzielony został 19.XII.1932 r. Wynalazek potraktowano jako patent uzupełniający do patentu nr 13826 na charakterystyczne „polskie skrzydło” zapewniające nie zakłócony widok do przodu dla samolotu zbudowanego w układzie górnopłata.

Zarówno kształt konstrukcyjny, zespół napędowy jak i czas opracowania projektu pozwalają określić PZL P-2 jako ogniwo pośrednie, łączące PZL P-1 z następnymi myśliwcami klasy P napędzanymi silnikami rzędowymi, tj. P-8, P-9 i P-10. Zwarta, starannie opracowana aerodynamicznie sylwetka samolotu czyniła z P-2 bodajże najgrabszą maszynę spośród licznej rodziny myśliwców inż. Z. Puławskiego. Pomimo interesującej i oryginalnej koncepcji PZL P-2 nie został zrealizowany i pozostał w postaci projektu wstępnego i patentu, który wygasł w 1946 r.

Konstrukcja

Jednosilnikowy, jednomiejscowy górnopłat, zewnętrznie usztywniony. Samolot myśliwski całkowicie metalowy. Współczynnik wytrzymałości $n=16$. Skrzydła dwudźwigarowe charakterystyczne dla myśliwców klasy P pokryte blachą droboźłobkową Wibault. Zewnętrzne usztywnienie rozwiązano bezpylonowym systemem cięgien stanowiącym patent PZL. Profil Bartel-37IIa.

Kadłub kratownicowy pokryty gładką blachą duralową. Kratownica nitowana z kształtowników. Usterzenie klasycz-



Rys. Projekt PZL P-2 wykonany na podstawie oryginalnej światłokopii z czerwca 1930 r.

*) Rozwiązanie to było znane w Polsce ze stosowanych w naszym lotnictwie samolotów Morane Saulnier AR-35EP2.

ne pokryte blachą Wibault. Statecznik poziomy podparty zastrzałem był przestawiany w locie. Podwozie nożycowe — wg patentu PZL — Z. Puławskiego. Kola osłonięte dużymi owiewkami.

Silnik Hispano Suiza 12-cylindrowy, chłodzony wodą, rzędowy w układzie V, o mocy 440 kW (600 KM). Śmigło metalowe dwułopatowe stałe. Zbiornik paliwa w kadłubie, wyrzucany awaryjnie w locie.

Uzbrojenie: 2 k.m. stałe, zsynchronizowane, zabudowane po bokach kadłuba.

CONTENTS

GRZEGORZEWSKI J.: Present-day turbo-shaft engines (for helicopters). TLiA, XXXVIII, 1983, No. 7, p. 5

The origin and construction, together with basic technical data, of some of the most recent turbo-shaft helicopter engines have been described in this article. These engines include: French-made Turbomeca Arriel 1C, TM 333 and Makila; German and French MTU/Turbomeca MTM 385; British and French Rolls-Royce/Turbomeca RTM 321; American Electric CT7 and Allison 250-C28, -C30; and Soviet D-136.

KANIA W.: Computer in tunnel testing of models of flying objects. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 7, p. 9

The application of a computer to control a model or wind tunnel operation is discussed in this article. The use of a computer makes it possible to reduce the scope of model testing only to such configurations of the model and the corresponding air flow parameters which suit the pre-set conditions. Controlling the shape of the tunnel walls, the operator is able to practically eliminate the wall effect from test results.

ZDUŃCZYK W., ZDUŃCZYK J.: Air and liquid vibration dampers in aircraft board instruments. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 7, p. 24

Air and liquid motion dampers used in aircraft board instruments have been discussed in this article. The presented theoretical analysis leads to mathematical models which are useful at design work.

BALUL A., CHODOROWSKI J., KLIMKOWSKI D.: Ultimate fracture toughness K_{1SCC} and its measurement in 30HGSNA steel. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 7, p. 30

Several material parameters based on fracture mechanics, recommended for making up characteristics of aircraft materials, have been specified in this article. One of them is the fracture toughness factor for corrosive environment, K_{1SCC} and its brief theory and practical measurement for 30HGSNA steel, taken as an example, is presented.

PYŁA M.: Application of curve approximation methods in programming of numerically controlled machine tools. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 7, p. 35

Information on a method of passing from geometrical data and dimensional tolerances to programs for numerically controlled machine tools is given in this article.

MORGAŁA A.: Design of the PZL P-2 fighter. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 7, p. 38

Design of the PZL P-2 aircraft, worked out by Z. Puławski, Eng., intermediate between the P-1 and P-8 airplanes, distinguishing itself with cable aerofoil bracing introduced instead of the angle strut type in accordance with the third Puławski's patent, has been presented.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiętość 10,50 m, długość 7,25 m, wysokość 3,23 m, powierzchnia nośna 18,00 m².

Masy: własna 950 kg, użyteczna 450 kg, całkowita 1400 kg, obciążenie powierzchni nośnej 77,8 kg/m², obciążenie mocy 3,18 kg/kW.

Osiągi: prędkość maksymalna ($h=0$) 326 km/h, prędkość przelotowa 280 km/h, prędkość lądowania 101 km/h, pułap 9100 m, zasięg (przy V_{przel} na wysokości 2500 m) 460 km.

ZUSSAMENFASSUNGEN

GRZEGORZEWSKI J.: Gegenwärtige Turbinenmotore mit Welle (für Hubschrauber). TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 7, S. 5

In dem Beitrag werden die Entstehung und die Konstruktion mit den wichtigsten Hauptdaten einiger modernster Hubschrauber-Turbinenmotore der französischen Motore Turbomeca Arriel 1C, TM 333 sowie Makila, des deutsch-französischen MTJ/Turbomeca MTM 385, des britisch-französischen Rolls-Royce/Turbomeca RTM 321, der amerikanischen General Electric CT7 und Allison 250-C28, C30 sowie des sowjetischen D-136 angeführt.

KANIA W.: Der Computer bei Modelluntersuchungen von Flugobjekten im Windkanal. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 7, S. 9

Der Computer wird zur Steuerung der Modelle bzw. der Arbeitsparameter des Windkanals eingesetzt. Die Anwendung des Computers ermöglicht die Beschränkung des Bereiches von Modelluntersuchungen nur zur solchen Ausbildungen des Modells und der ihnen entsprechenden Umflussparameter, die den vorausgesetzten Bedingungen entsprechen. Die Steuerung der Form der Windkanalwände ermöglicht eine praktische Ausschaltung des Einflusses der Wände auf die Untersuchungsergebnisse.

ZDUŃCZYK W., ZDUŃCZYK J.: Pneumatische und flüssige Dampfen in Flugzeug-Bordgeräten. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 7, S. 24

In dem Aufsatz werden Luft- und Flüssigkeitsdämpfungen, die in Flugzeug-Bordgeräten bei der Bewegungsdämpfung Anwendung finden, behandelt. Die vorgestellte theoretische Analyse führt zu mathematischen Modellen, die sich beim Entwerfen als nützlich erweisen.

BALUL A., CHODOROWSKI J., KLIMKOWSKI D.: Festigkeits-Bruchgrenze von K_{1SCC} und ihre Messung am Stahl 30HGSNA. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 7, S. 30

In dem Beitrag werden einige auf den Methoden der Bruchmechanik gestützte Werkstoffkenndaten angeführt, die für die Ergänzung der Kenndaten von luftfahrt-technischen Werkstoffen empfehlenswert sind. U.a. wird die Bruchfestigkeits-Kenngröße in korrosiver Umgebung K_{1SCC} sowie eine kurze Theorie und die praktische Messung am Stahl 30HGSNA angegeben.

PYŁA M.: Anwendung der Approximation von Kurven beim Programmieren der digital gesteuerten Werkzeugmaschinen. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 7, S. 35

Im dem Beitrag wird der Übergang von geometrischen und Toleranz-Daten zu Programmen für digital gesteuerte Werkzeugmaschinen erörtert.

MORGAŁA A.: Der Entwurf des Jagdflugzeuges PZL P-2. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 7, S. 38

Es wird der Entwurf des Flugzeuges PZL P-2 von Ing. Z. Puławski, eine Konstruktion zwischen den Flugzeugen P-1 und P-8, dargestellt, die durch eine Verstärkung der Tragflächen mit Seilen anstatt mit Streben, gemäß der dritten Patentanmeldung von Puławski, gekennzeichnet ist.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЖЕГОЖЕВСКИ Е. Современные турбовальные (вертолетные) ГТД. TLiA, т. 38, 1983 г., № 7, с. 5.

Описано создание и устройство, а также приведены основные данные нескольких из новейших газотурбинных вертолетных двигателей: французских Турбомека Ариэль 1С, ТМ333 и Макила, немецко-французского МТУ (Турбомека МТМ385, британско-французского Ролль-Ройс/Турбомека РТМ 321, американских Дженерал Электрик СТ7 и Аллисон 250-И28, -И30, а также советского Д-136,

КАНЯ В. Компьютер в исследованиях моделей летательных аппаратов в аэродинамических трубах. TLiA, т. 38, 1983 г., № 7, с. 9.

Статья описывает применение компьютера для управления моделью или режимом работы аэродинамической трубы. Использование компьютера дает возможность ограничить диапазон исследований в области конфигурации модели и режима работы трубы, путем проведения измерений только для точно определенных условий. Управление формой стенок трубы дает возможность устранить влияние стенок трубы с достаточной для практики точностью.

ЗДУНЬЧИК В., ЗДУНЬЧИК Е. Пневматические и гидравлические демпферы в авиационных бортиприборах. TLiA, т. 38, 1983 г., № 7, с. 24.

В статье описаны пневматические и гидравлические демпферы перемещений, применяемые в авиационных бортовых приборах. Описан теоретический анализ, позволяющий найти математические модели, пригодные для проектирования демпферов.

БАЛЮЛЬ А., ХОРОРОВСКИ Е., КЛИМКОВСКИ Д. Предельное значение прочности K_{1SCC} и ее измерение для стали 30HGSNA. TLiA, т. 38, 1983 г., № 7, с. 30.

В статье подано несколько показателей свойств материала, опертых на методы механики растрескивания, рекомендованных при составлении характеристик авиационных материалов. М. др. указывается показатель прочности против растрескивания в коррозионной среде, дается его краткая теория и практическое измерение на примере стали 30HGSNA.

ПЫЛА М. Применение методов аппроксимации кривых в программировании станков управляемых численно. TLiA, т. 38, 1983 г., № 7, с. 35.

Статья содержит описание методов перехода от геометрических данных детали и ее допусков к программам для станков.

МОРГАЛА А. Проект истребителя ПЗЛ П-2. TLiA, т. 38, 1983 г., № 7, с. 38.

Описан проект самолета ПЗЛ П-2 инж. З. Пулавского, который является переходом от П-1 к П-8, отличающийся тросовым подкреплением несущих плоскостей (вместо подкосов), согласно третьему патенту Пулавского.

lotnicza

I ASTRONAUTYCZNA

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Biała 4 skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: LOT podnosi skrzydła	Str. 1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Szkolenie pilotów bojowych; Produkcja samolotów lekkich w USA; Zmiany w zapotrzebowaniu na samoloty pasażerskie na świecie (w szt. bez krajów socjalistycznych); Porównanie kosztów samolotu i śmigłowca dostawczego; Koszt godziny lotu taksówką powietrzną (w Szwajcarii); Ceny jednosilnikowych łokowych samolotów lekkich Cessa w 1983 r.	4
J. Grzegorzewski: Współczesne turbinowe silniki wałowe (śmigłowcowe)	5
W. Kania: Komputer w badaniach tunelowych modeli obiektów latających	9
NÓWOSCI TECHNICZNE: Skrócona kierownica wlotowa wentylatora silnika dwuprzepływowego	14
KARTOTEKA TLiA: Letov L-410 Turbolet — Czechosłowacja	15
Grob Club Astir/Standard Astir — RFN	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Wodnosamoloty (III)	19
Samolot PZL-106 B Kruk	20
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Kryteria ilościowe charakteryzujące stateczność samolotu (I)	22
Z. Zduńczyk, J. Zduńczyk: Tłumiki pneumatyczne i cieczowe w lotniczych przyrządach pokładowych	24
KSIĄŻKI LOTNICZE	28
PROJEKTY: McDonnell Douglas TAV-8B	29
PROTOTYPY: McDonnell Douglas DC-8 Srs 71	29
A. Bałul, J. Chodorowski, D. Klimkowski: Graniczna wytrzymałość na pękanie $K_{I,SCC}$ i jego pomiar na stali 30HGSNA	30
M. Pyła: Zastosowanie metod aproksymacji krzywych w programowaniu obrabiarek sterowanych numerycznie (MAGAZYN TECHNOLOGA)	35
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	37
A. Morgała: Projekt samolotu myśliwskiego PZL P-2 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	38
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.

Na okładce: Projekt samolotu szkolno-treningowego TS-16 Grot —
rys. K. Cieslak

WYDAWNICTWO



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

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczyk, mgr inż. Z. Górnalski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzewski, mgr inż. J. Grzegorzewski (zca przew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalczyk, 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. Wołński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 0440-1300-83. Nakład 5100 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. M-76. Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

GRZEGORZEWSKI J.: Współczesne turbinowe silniki wałowe (śmigłowcowe). TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 7, s. 5

W artykule przedstawiono powstanie i konstrukcję z podstawowymi danymi kilku spośród najnowszych turbinowych silników śmigłowcowych: francuskich silników Turbomeca Arriel 1C, TM333 i Makila, niemiecko-francuskiego MTU/Turbomeca MTM385, brytyjsko-francuskiego Rolls-Royce/Turbomeca RTM321, amerykańskich General Electric CT7 i Allison 250-C28, -C30 oraz radzieckiego D-136.

KANIA W.: Komputer w badaniach tunelowych modeli obiektów latających. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 7, s. 9

Artykuł omawia zastosowanie komputera do sterowania modelem lub parametrami pracy tunelu aerodynamicznego. Użycie komputera umożliwia ograniczenie zakresu badań modelowych do takich tylko konfiguracji modelu i odpowiadających im parametrów przepływu, które odpowiadają danym warunkom. Sterowanie kształtem ścian tunelu pozwala na praktyczną eliminację wpływu ścian na wyniki badań.

ZDUŃCZYK W., ZDUŃCZYK J.: Tłumiki pneumatyczne i cieczowe w lotniczych przyrządach pokładowych. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 7, s. 24

W artykule omówiono powietrzne i cieczowe tłumiki ruchu, stosowane w lotniczych przyrządach pokładowych. Zaprezentowana analiza teoretyczna prowadzi do modeli matematycznych, użytecznych przy projektowaniu.

BALUL A., CHODOROWSKI J., KLIMKOWSKI D.: Graniczna wytrzymałość na pękanie $K_{I,SCC}$ i jej pomiar na stali 30HGSNA. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 7, s. 30

W artykule wymieniono kilka wskaźników materiałowych opartych na metodach mechaniki pękania, zalecanych przy kompletowaniu charakterystyk materiałów lotniczych. M.in. podano wskaźnik wytrzymałości na pękanie w środowisku korozyjnym $K_{I,SCC}$, którego krótką teorię i praktyczny pomiar na przykładzie stali 30HGSNA przedstawia niniejszy artykuł.

PYŁA M.: Zastosowanie metod aproksymacji krzywych w programowaniu obrabiarek sterowanych numerycznie. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 7, s. 35

W artykule podano informacje o sposobie przejścia od danych geometrycznych i tolerancji do programów na obrabiarki sterowane numerycznie.

MORGAŁA A.: Projekt samolotu myśliwskiego PZL P-2. TLiA, t. XXXVII, 1983, nr 7, s. 38

Przedstawiono projekt samolotu PZL P-2 inż. Z. Puławskiego, pośredni między samolotami P-1 i P-8, wyróżniający się linkowym usztywnieniem płatów zamiast sztrzałowego, zgodnie z trzecim patentem Puławskiego.

cd. na s. 3:

Hydraulika ma znów swój organ

Prezydium ZG SIMP poparło inicjatywę Zarządu Wojewódzkiego SIMP we Wrocławiu, co doprowadziło do wznowienia wydawania czasopisma *Sterowanie i Napęd Hydrauliczny*. Uzyskano również dotację z czterech zainteresowanych tą problematyką zakładów przemysłowych, która pozwoli na likwidację dotychczasowego deficytu czasopisma. Unormowanie tej sprawy cieszy członków Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu, którzy znów będą mogli korzystać z wiadomości specjalistycznego czasopisma i zasilać jego szpalty fachowymi artykułami.

Na marginesie tej wiadomości informujemy, że na 1983 r. utrzymana została ulgowa prenumerata czasopisma *Mechanik, Przegląd Mechaniczny i Wiadomości Warsztatowe*. Wydawca NOT SIGMA prowadzi własny kolportaż.

Zebrania odczytowe Oddziału Warszawskiego SIMP

Staraniem Sekcji Lotniczej i Koła Terenowego OW SIMP, w dniu 19 stycznia br. doc. dr inż. Kazimierz Szumański wygłosił prelekcję nt. Symulacja komputerowa sterowania układami w sytuacjach granicznych.

10 lutego br. Koło SIMP przy Wydziale Mechanicznym WAT zorganizowało wykład prof. dra hab. inż. Stefana Szczecińskiego pt. Napędy samolotów pionowego startu i lądowania.

Obydwa odczyty odbyły się w gmachu NOT w Warszawie. Tylko niedostatecznej propagandzie w kołach SIMP-owskich zakładów i instytucji lotniczych należy zawdzięczać, że te ciekawe i pouczające odczyty nie ścignęły do Domu Technika dużej liczby słuchaczy. Dowiedzieliby się bowiem, jak przechodzi się z chałupniczego do nowoczesnego projektowania samolotów, uzyskaliby informację, jak konstruuje się silniki odrzutowe o mniejszym zużyciu paliwa z nowymi materiałami i co jest szkodliwe dla silników. Zrozumieliby jak ważne są hasła: trwałość i niezawodność sprzętu latającego. I nabraliby szacunku dla silników tłokowych, dających — znacznie większy niż odrzutowe — ciąg z 1 km, a mniejsze zużycie paliwa.

A tak się już przyjęło, że w lotniczych zebraniach odczytowych Oddziału Warszawskiego SIMP uczestniczy kilkunastoosobowa grupa hobbystów, która wszczynając szeroką dyskusję pragnie z prelekcji wyciągnąć jak najwięcej korzyści i praktyczną wiedzę.

A swoją drogą akcją odczytową należy bardziej spopularyzować.

Plan pracy Sekcji Głównej Lotniczej SITK

17 lutego br. w sali prezydenckiej Domu Technika odbyło się posiedzenie Sekcji Głównej Lotniczej SITK poświęcone omówieniu ramowego planu pracy Sekcji na 1983 r. Ważną pozycją planu była organizacja konferencji poświęconej bezpieczeństwu latania. Wyniki tej konferencji, przygotowanej wspólnie przez PLL LOT oraz Zarząd Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych, stanowiąc będą podstawę sporządzenia raportu dla władz o stanie transportu lotniczego w Polsce.

Sekcja Główna Lotnicza SITK zaplano-

wała współpracę z Zarządem Sekcji Lotniczej SIMP w zorganizowaniu kilku imprez SIMP-owskich zatwierdzonych do realizacji:

- organizacji konferencji pn. „Aktualne problemy opłaskiego lotnictwa” w nowym ujęciu,

- przygotowaniu koleżeńskich spotkań „okrągłego stołu”,

- zorganizowaniu 3-5-dniowych seminariów za pośrednictwem Społecznej Wszechnicy SIMP w Rydzynie,

- zainicjowaniu konkursów lotniczych.

Stałą działalnością Sekcji Głównej objęte będą: formalności przy przyznawaniu stopni specjalizacji inżynierskich, szkolenie lotnicze, publicystyka lotnicza oraz redagowanie wkładki branżowej do kalendarza terminowego NOT.

Zebranie Zespołu ds. Eksploatacji

Prawidłowa eksploatacja sprzętu lotniczego stanowi ważne zagadnienie dla gospodarki narodowej. Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP, pragnąc przyczynić się do uporządkowania tej dziedziny oraz korzystnie wpłynąć na jej ekonomiczność, powołał Zespół ds. Eksploatacji Lotniczej. 17 marca br., pod przewodnictwem kol. doc. dra M. Michalskiego, odbyło się zebranie organizacyjne Zespołu, na które zostali zaproszeni przedstawiciele instytucji zainteresowanych prawidłową i oszczędną eksploatacją sprzętu lotniczego. Niestety, wśród dziesięciu osób przybyłych na inauguracyjne zebranie tak potrzebnej grupy roboczej, nie zauważyliśmy przedstawiciela PLL LOT oraz przedsiębiorstw INSTAL i PUL.

W słowie wstępnym kol. M. Michalski przedstawił podział działalności eksploatacyjnej na podsystemy sugerując, aby Zespół Zarządu Sekcji zajął się dziedzinami najważniejszymi.

Uczestnicy zebrania przeprowadzili ożywioną dyskusję, podnosząc celowość i ważność inicjatywy Sekcji Lotniczej. Omówiono następujące zagadnienia: wpływ eksploatacji na bezpieczeństwo lotów, brak polityki remontowej sprzętu, brak zainteresowania przemysłu gospodarką lotniczą, przedczesna kasacja osprzętu, brak diagnostyki w eksploatacji, zła organizacja paliwowo-smarowa, nieekonomiczne wyposażenie i in. Postulowano, aby z Zespołem współpracowali delegaci wszystkich instytucji, zakładów i organizacji zainteresowanych prawidłową eksploatacją sprzętu lotniczego, a m.in. Zrzeszenia Wytwórców Przemysłu Lotniczego i Silnikowego, Uniwersytetu, Sekcji Lotniczej SITK oraz oddziałów sekcji lotniczych. Postawiono wniosek, aby w Ministerstwie Komunikacji powołać Wydział Remontu Sprzętu Lotniczego.

Ustalono, że tematykę priorytetową w lotnictwie cywilnym stanowią: gospodarka paliwowo-smarownicza, zagadnienia obsługi technicznej i napraw oraz problemy użytkowania sprzętu, szczególnie w tych rodzajach lotnictwa, w których pilot musi decydować o doborze właściwego procesu technologicznego, jak agrolotnictwo, lotnictwo sanitarne czy dźwigowe.

W dyskusji wzięli udział przedstawiciele Aeroklubu PRL, Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego, Inspektoratu Nadzoru, Instytutu Lotnictwa, Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Centralnego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego, WSK PZL-Świdnik i Zakładu Usług Agrolotniczych z Warszawy. Postanowiono, przesłać do zaintereso-

wanych odpowiedni komunikat, prosić o wyznaczenie stałych członków Zespołu oraz za dwa miesiące zwołać robocze posiedzenie w celu ustalenia programu dalszego działania.

Odczyt o lotniarstwie

Staraniem Sekcji Lotniczej i Koła Terenowego Oddziału Warszawskiego SIMP w dniu 24 marca br. w Domu Technika NOT w Warszawie odbył się odczyt pracownika naukowego Instytutu Lotnictwa doc. dra inż. J. Wolfa pt. „Rozwój techniki lotniowej”. Swój ciekawy wykład oparł prelegent na omówieniu trzech filmów lotniarskich: amerykańskiego z 1974 r. (z udziałem p. Rogallo, wynalazcy skrzydła jego imienia), z lotów eksperymentalnych pod Alpami sprzed 5 lat oraz z lotów doświadczalnych wykonanych w kraju przed kilkoma miesiącami. Interpretując typy lotni oraz fazy poszczególnych lotów, dr J. Wolf wykazywał postęp w dziedzinie lotniarstwa. Przedstawił też rozwój metod zwiększania sterowności lotni.

Wyświetlone i omówione były również przezrocza z lotów lotniowych w Polsce, przy czym seria ta obejmowała także zdjęcia wykresów charakterystyk lotni. Prelekcję zakończyła dyskusja.

O zainteresowaniu tym nowym ruchem w lotnictwie świadczy liczba 25 osób przybyłych na odczyt.

Informacja o Oddziale SL w Świdniku

Wojewódzki Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Lublinie z siedzibą w Świdniku liczy 325 członków (w Świdniku 188 członków, w LZR w Dęblinie — 50 i w ZST w Świdniku — 87). Członkowie Oddziału Sekcji pełnią funkcje w Zarządzie Oddziału Wojewódzkiego SIMP w Lublinie, w Zarządzie Głównym SL w Warszawie, w Radzie Technicznej ORPOT, w Zespole Smigłowiecowym i w Komisji Wiroplątowej Aeroklubu PRL. Współpracują również z Klubem Amatorów Konstruktorów oraz z Aeroklubem Robotniczym w Świdniku.

Członkowie Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Lublinie otrzymali kilka dyplomów honorowych za udział w zorganizowaniu w 1982 r. Światowych Mistrzostw Smigłowiecowych w Piotrkowie Trybunalskim.

Sekcja Lotnicza opiekuje się grobem inż. Zygmunta Puławskiego, patrona WSK PZL-Świdnik.

Koło Lotnicze SIMP w WSK PZL-Warszawa II

Członkowie Koła Sekcji Lotniczej SIMP w zakładach przy ul. Podskarbińskiej i Grochowskiej w 1982 r. brali żywy udział w pracach związanych z wprowadzaniem reformy gospodarczej. Działali oni w radach konsultacyjnych przedsiębiorstwa oraz w działach: konstrukcyjnym i technologicznym. Zakres tych działań był bardzo szeroki: od spraw finansowych (dotyczących plac), przez debatę nad planem produkcji, opiniowanie umów, analizę i opiniowanie perspektywicznych planów pracy głównych wydziałów przedsiębiorstwa do analiz wymogów i terminarzy licencyjnych.

PZL Mi-2



3500 Mi-2 built

Multi-purpose helicopter

- Twin-engined (2x400 HP)
 - 8 passengers or 800 kg load
- Versions:
- Passenger
 - Agricultural (1000 litre hopper)
 - Ambulance
 - Search and rescue 260 kg capacity hoist
 - Pilot training
 - Photogrammetric
 - TV-transmission
 - Cargo



PZL-ŚWIDNIK

5000 helicopters built

Manufacturer:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
im. Zygmunta Puławskiego
PZL-Świdnik

21-040 Świdnik, Poland

Phone: 120-61, 120-71, Telex: 84212, 84302

Exporter:

Foreign Trade Enterprise Ltd. Co.
Al. Stanów Zjednoczonych 61,

00-991 Warszawa 44, Poland P.O.Box 6

Phone: 12 22 21, Telex: 212214

