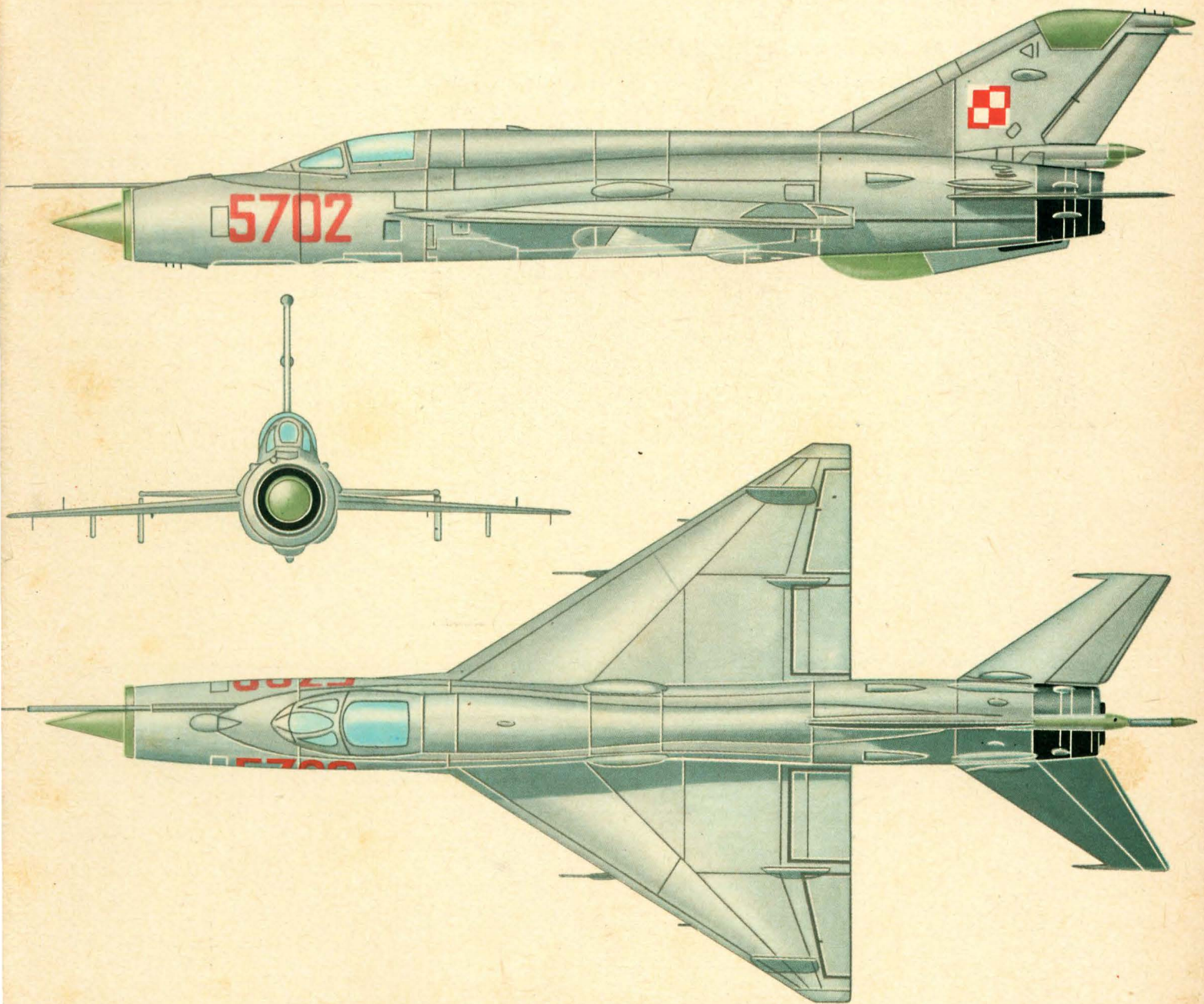


TECHNIKA

1973 9

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 12.-



W następnym numerze...

Z okazji 30-lecia Ludowego Lotnictwa Polskiego w telegraficznym skrócie przypomniemy, jak w tym okresie zmieniał się sprzęt użytkowany przez nasze lotnictwo.

O wpływie modernizacji taboru lotniczego na koszty eksploatacji w latach sześćdziesiątych pisze J. Czownicki. Autor przedstawia założenia metodyczne przeprowadzonych badań, analizę zmian poziomu jednostkowych bezpośrednich kosztów użytkowania samolotów oraz analizę zmian poziomu kosztów tonokilometra wykonanego oraz podaje ogólne wnioski wynikające z tych analiz.

O zmianach wprowadzonych w samolocie Tu-134A w porównaniu z Tu-134 pisze M. Fortunński. Tu-134A ma większy ciężar startowy przy zachowaniu dotychczasowego ciągu silników, dłuższy kadłub, zmodyfikowany silnik D-30 z rozruchem powietrznym i odwracaczem ciągu, pomocniczy zespół napędowy, no-

we wyposażenie elektroniczne oraz wiele innych zmian, które wprowadzono w wyniku doświadczeń w czasie eksploatacji Tu-134. Tu-134A ma również lepsze własności eksploatacyjne.

W następnym artykule zespół autorów z Instytutu Inżynierii Materiałowej Politechniki Warszawskiej omawia podstawy inżynierii materiałowej, ilustrując je wieloma przykładami nowoczesnych zagadnień technicznych. Omówione są nowe kierunki rozwojowe własności metali o wysokiej wytrzymałości, stosowanie czystych metali, stopów i monokryształów, tworzyw niemetalowych zbrojonych, nadplastyczność metali i stopów oraz modyfikacje stopów aluminiowych.

O niektórych problemach oceny czasu wybiegu silnika pisze R. Szczepanik. W artykule przedstawiony jest sposób obliczania czasu wybiegu turbinowych silników odrzutowych oraz ścisła

definicja czasu wybiegu. Omówione są procesy fizyczne zachodzące w czasie wybiegu silnika oraz przeprowadzona analiza wpływu czynników wywołujących zmiany wartości czasu wybiegu.

W dziale Z dziejów polskiej techniki lotniczej podajemy opis samolotu PWS-26. Był to dwumiejscowy samolot szkolno-treningowy, mieszanej konstrukcji, o układzie dwupłata przeznaczony do nauki akrobacji, strzelania i bombardowania.

W Kartotece TLIA podajemy opisy następujących samolotów: 4-5-miejscowego samolotu turystycznego Cerva CE-43 Guepard, produkcji francuskiej oraz lekkiego samolotu transportowego krótkiego startu CASA-212 Aviocar, produkcji hiszpańskiej.

W Pomocach Konstrukcyjnych podajemy naprężenia krytyczne dla różnych smukłości rurowych prętów ściskanych z różnych materiałów, dla końców pręta utwierdzonych, jak i przegubowych.

nowości techniczne

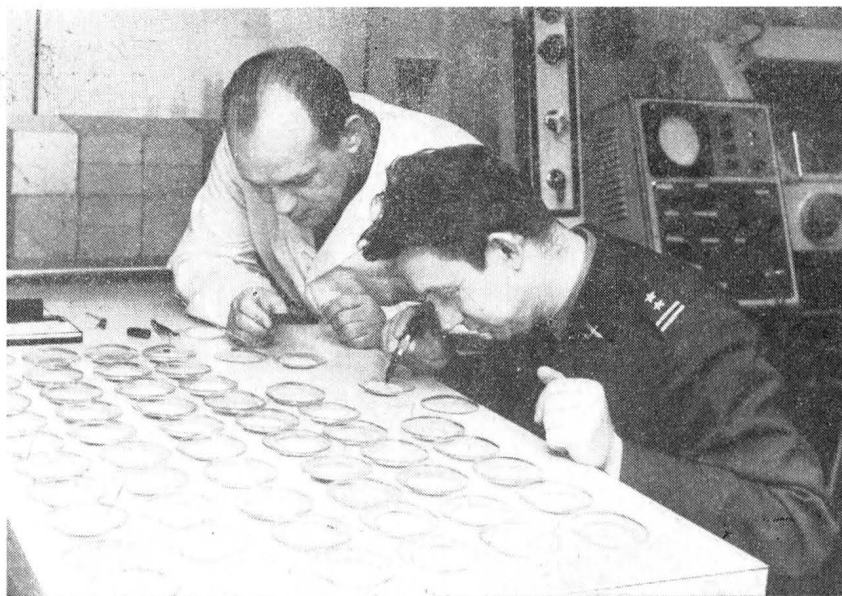
Nieniszcząca metoda badania zużycia łożysk

Opracowana w ITWL nieniszcząca metoda badania zużycia łożysk, oparta na ilościowym pomiarze pro-

duktów zużycia za pomocą rentgenowskiej fluorescencji radioizotopowej, służy do badania stanu nor-

malnego i awaryjnego łożysk silników oraz takich agregatów, jak lotnicze pompy hydrauliczne i paliwowe pracujące w układach zamkniętych. Metoda ta oparta na badaniach rentgenowskiej fluorescencji radioizotopowej produktów ścierania zbieranych w oleju umożliwia określenie ilości zużytych poszczególnych pierwiastków, takich jak żelazo, miedź, chrom, cynk i innych, a tym samym umożliwia określenie stopnia zużycia części zawierających te pierwiastki. Metodę tę zastosowano do przedłużenia trwałości silnika AI-14R z 1200 h do 2200 h.

Twórcy tego opracowania, dr inż. Jerzy Lewitowicz, mgr inż. Mieczysław Mokrzyński, mgr Wojciech Starosta, zostali wyróżnieni nagrodą II stopnia w konkursie „Życia Warszawy” i NOT „Mistrz Techniki” 1972.



Dokończenie ze str. 1

20 lat



Z pobieżnego tylko przeglądu wynika, że efektami pracy ITWL są nie tylko metody i procedury, badania i orzecznictwo, są również i konstrukcje. Szczególnie cenimy sobie te, które są realizowane od podstaw wspólnie z przemysłem i innymi instytucjami branżowymi. Dla przykładu można podać, że ITWL ma na swym koncie opracowanie kilku różnych urządzeń treningowych do treningów cząstkowych w zakresie bezpiecznego opuszczania samolotów, strzelań powietrznych oraz do treningów pilotów i navigatorów.

Wiele opracowań instytutowych znalazło zastosowanie w lotnictwie, a część z nich w całej gospodarce narodowej. Za te osiągnię-

cia, pracownicy ITWL, licząc tylko za ostatnich pięć lat otrzymali: 16 nagród o zasięgu ogólnokrajowym, 5 notowskich oraz 4 nagrody i wyróżnienia w dorocznych konkursach „Życia Warszawy”. Otrzymano 55 patentów i wzorów użytkowych, następne nowe projekty wynalazcze zostały zgłoszone do Urzędu Patentowego PRL.

Spoleczność Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych dwudziestolecie istnienia Instytutu obchodzi dumna ze swej kadry fachowców, która decyduje o każdym z naszych sukcesów, kadry ambitnej i pracowitej, ciągle podnoszącej swe kwalifikacje, kadry fachowców, która z oddaniem i zamiętowaniem służy sprawom Ojczyzny, postępu i obrony.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5
Tel. 43-59-38

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT
00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

XX lat działalności Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	
J. Kowalczyk: Niektóre problemy badawcze Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych	4
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
A. Jarczyk: Zwiększanie liczby obrotów krytycznych wału napędu śmigła ogonowego śmigłowców SM-1 i SM-2	6
PROBLEMY LOT	
M. Mokrzyński, M. Stukonis: Zasadnicze niesprawności turbin w czasie eksploatacji silników turbinowych	8
POMOCE KONSTRUKCYJNE	
J. Jaźwiński, J. Migdalski, W. Wieremiejczyk: Obliczanie niezawodności obiektów latających	16
KARTOTEKA TLiA	
SIAI Marchetti SF 260 MX, Cessna A-37B	19
North American OV-10A Bronco, Aeritalia G91Y	21
E. Gruszczyński: Współczesne materiały konstrukcyjne w lotnictwie	23
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
R. Grzywacz: Przygotowanie nawierzchni lotnisk dla samolotów ciężkich i naddźwiękowych	29
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY	
Wytrzymałość konstrukcji	33
KSIAŻKI LOTNICZE	32
НОВОСТИ ИЗ ПОЛЬШИ, NEWS FROM POLAND	34
NOWOŚCI TECHNICZNE	II okł. 31, 35
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Jarczyk: Cele holowane Gacek i Tukan	37
Na okładce: MiG-21, rys. K. Cieślak	



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. *Andrzej Glass*

Sekretarz Redakcji:

M. Klara Szürmak

Redaktorzy działowi:

mgr inż. *K. Dąbrowski*, mgr inż. *A. Gołędziński*, mgr inż. *A. Kardymowicz*, dr inż. *J. Morawski*, inż. *K. Szumielewicz*, mgr inż. *W. Zaremba*

Rada Programowa:

mgr inż. *A. Glass*, dr inż. *H. Grzegorzczak*, mgr inż. *J. Grzegorzewski*, mgr inż. *F. Gwiżdż*, dr inż. *B. Jancelewicz*, mgr inż. *E. Kotodziński*, mgr inż. *T. Kostia*, mgr inż. *J. Kowalczyk*, mgr inż. *T. Królikiewicz* (przewodniczący), mgr inż. *R. Legięcki*, mgr inż. *A. Misiorek*, inż. *R. Wołński*

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. nr 2, W-wa, Zam. 411/73. Nakład 2400 egz.
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697

Papier druk. sat. kl. IV. 70 g 61 × 86. R-86.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

W następnym numerze

KOWALCZYK J.

Некоторые исследовательские проблемы Технического Института Военно-Воздушных Сил (ITWL)

Статья представляет собой краткий обзор исследовательских работ, выполненных или выполняемых ITWL. Одним из главных направлений исследовательских работ ITWL является изучение и совершенствование эксплуатации воздушных кораблей. В течение 20-летней деятельности разработаны статистические и технические анализы надежности, основной целью которых является повышение безопасности полетов, развитие и совершенствование технологии и организации технического обслуживания самолетов и вертолетов, а также обучение технического персонала поиску и ликвидации поврежденных авиационного оборудования. Кроме того, ITWL разрабатывает показатели стандартов запасных частей, ведет исследования в области влияния коррозии на прочность авиационных конструкций. Особого внимания заслуживают диагностические исследования. В этой области ITWL имеет большие достижения.

JARCZYK A.

Увеличение числа критических оборотов вала привода хвостового винта вертолетов SM-1 и SM-2

В статье описаны конструктивные изменения, введенные в вертолетах SM-1 и SM-2, которые увеличивают безопасность полета.

После проведения многих испытаний и исследований выбрано оптимальное решение, т.е. модификация вала привода хвостового винта. Примененные конструктивные изменения гарантируют достаточный запас числа критических оборотов по сравнению с максимальным числом эксплуатационных оборотов; кроме того эти изменения просты с точки зрения исполнения и недороги.

noweidi techniczne

MOKRZYSZCZAK M., STUKONIS M.

Существенные неисправности турбин, встречающиеся во время эксплуатации турбинных двигателей

В статье описываются самые важные причины повреждения турбинных лопаток в турбинных двигателях во время их эксплуатации. Описанный анализ причин отрыва лопаток основан на результатах многолетних испытаний, проводимых для установления причин повреждения турбинных лопаток турбинного двигателя, а также на опыте по эксплуатации.

Описаны условия работы, вызывающие повреждения, подробно описаны характерные повреждения лопаток: усталостный отрыв лопаток в профильной части на первом грибке замка, повреждение вследствие перегрева материала во время работы в двигателях с осевыми компрессорами, а также повреждения в результате перегрева турбинных лопаток вследствие нестабильной работы двигателя.

GRUSZCZYŃSKI E.

Современные конструкционные материалы в авиации

В статье описаны новые материалы, применяемые в конструкциях современных самолетов. Представлены направления исследовательских работ в области новых материалов и технологических методов, проводимых в мире. Затем сравниваются преимущества и недостатки, а также приводятся примеры применения алюминиевых, стальных, титановых, магнитных, берилловых сплавов, а также материалов, армированных ламинатными волокнами, как-то: монокристаллические волокна, волокна сложного строения, поликристаллические волокна, стеклянные волокна.

20 lat

GRZYWACZ R.

Подготовка покрытий аэродромов для тяжелых и сверхзвуковых самолетов

В статье обращено внимание на необходимость приспособления покрытия аэродромов к приему самолетов, имеющих большой вес и сверхзвуковую скорость. Описаны рекомендуемые „Технические требования к международным воздушным линиям и их освещению”, разработанные СЭВ в 1961 г. и ICAO — в январе 1970 года, которые определяют длину и ширину взлетных полос, а также конструкцию покрытий аэродромов, подчеркивают проблему несущей способности покрытия, играющую особенно важную роль в случае больших нагрузок.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXVIII WRZESIEŃ 1973

TECHNIKA

9

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

20 lat działalności Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych

Płk mgr inż.
ZBIGNIEW
STANKIEWICZ
INSTYTUT
TECHNICZNY
WOJSK
LOTNICZYCH

Kiedy Minister Obrony Narodowej PRL dwadzieścia lat temu powoływał do działania Instytut Naukowo-Badawczy Wojsk Lotniczych, który później przyjął nazwę Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, nie było wśród ówczesnych luminarzy lotnictwa jedności, co do zakresu i profilu jego działania.

Względnie głęboko był zakorzeniony pogląd, że instytuty naukowe to tylko takie placówki, które zajmują się problemami zastosowań nowych odkryć naukowych, ze specjalnym uwzględnieniem zagadnień projektowania i wytwarzania.

Ponieważ wojsko, jako instytucja, zasadniczo zawsze tylko zużywa środki, a potrzeby w tym zakresie rosną szybciej niż ogólne możliwości, stąd zużywanie (w tym pojęciu mieści się eksploatacja z użytkowaniem i obsługiwaniem) musi być wielokryterialnie optymalizowane.

Z tych względów zrodziła się zasadnicza specjalizacja Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, jaką jest problematyka szeroko pojętej eksploatacji techniki lotniczej.

W pierwszych latach istnienia w ITWL, z naturalnych potrzeb, dominowały próby w locie nowego i zmodyfikowanego sprzętu. W badaniach i próbach rozwiązywano nie tylko problemy techniczne i oceniano walory użytkowe sprzętu, ale także istotnie przyczyniano się do nowych wdrożeń i zastosowań w eksploatacji przez opracowanie wytycznych, procedur i metod eksploataowania sprzętu lotniczego.

Od początku, ciągle rozwijając zakres i możliwości swego działania, ITWL prowadzi rozległe prace dla lotnictwa sił zbrojnych, w szczególności z zakresu użytkowania, obsługi, w zagadnieniach niezawodności, trwałości, tribologii, diagnostyki, zapasów części zamiennych oraz efektywności działania służb technicznych. Miło nam stwierdzić, że problemy te obecnie oceniane w naszym kraju jako bardzo istotne równolegle są rozwijane także w wielu instytutach branżowych oraz instytutach uczelnianych i PAN. Dzisiaj już niemal powszechnie wiadomo, że w zasobach eksploatacji techniki mieści się zasadnicza część majątku narodowego, a przyczynienie się nawet w znikomym stopniu do bardziej racjonalnego gospodarowania tymi zasobami daje wymierne oszczędności i możliwości dalszych zastosowań.

Dla przykładu można podać, że odpowiednie zaprojektowanie przez ITWL nowych procedur obsługowych i profilaktycznych, nawet dla sprzętu od lat eksploatowanego, przez wyeliminowanie czynności tylko po-

zornie potrzebnych, a często wręcz szkodliwych z punktu widzenia niezawodności sprzętu, zmniejszyło w jednym przypadku liczbę niesprawności przypadającej średnio na jedną godzinę lotu o około 25%, a pracochłonność czynności obsługowych prawie o 40%.

Metody badań projektowania i opracowywania nowych procedur obsługowych są między innymi wynikiem wcześniej wprowadzonych poprawnych metod zbierania i przetwarzania danych o niesprawnościach sprzętu lotniczego. Są również wynikiem określania własności fizykochemicznych materiałów, badań sprzętu oraz określania poziomu technicznego i własności taktyczno-technicznych sprzętu lotniczego, na podstawie prób wytrzymałościowych i niezawodnościowych elementów samolotów i silników oraz prób w locie samolotów i śmigłowców.

Stawianie szerokich wymagań, głębokości i zakresu przeglądów sprzętu lotniczego w procesie eksploatacji stoi w sprzeczności z koniecznością skracania do minimum czasu przygotowania sprzętu do użytkowania, decydującego z kolei o gotowości technicznej.

Taki stan zmusza do szukania nowych skutecznych metod kontroli stanu sprzętu, do rozwiązań problemów poprawnej diagnostyki rozbudowanych systemów technicznych.

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych ma na swym koncie wielu urządzeń diagnostycznych, wartościowe są szczególnie te, które wyeliminowały procesy kontrolne wielu statycznych charakterystyk, a przez rejestrację tylko wybranych symptomatycznych i dynamicznych charakterystyk stanów przejściowych urządzeń pozwoliły na ocenę i lokalizację ewentualnej niesprawności bez konieczności demontażu urządzeń ze statków latających.

Istotne znaczenie dla praktyki eksploatacyjnej mają metody badań nieniszczących, które zwłaszcza w lotnictwie odgrywają szczególne znaczenie i znajdują rozległe zastosowanie. ITWL prowadzi prace nad adaptacją metod defektoskopowych dla lotnictwa, takich jak: ultradźwiękowa, magnetyczna, penetracyjna, indukcyjna i radiograficzna.

Wyniki tych badań mają już dzisiaj wpływ na szersze zastosowanie tych metod, głównie w oparciu o urządzenia produkcji krajowej.

Innym zastosowaniem metod nieniszczących jest opracowana metoda fluorescencji izotopowej, która na podstawie przedostających się do obiegu smarowania śladów produktów ścierania współpracujących ze sobą części umożliwia ocenę stanu i prognoz prawidłowej pracy, szczególnie napędów.

Dokończenie na II str. okł.





POLSKA

● 29 maja 1973 r. został oblatany w Bielsku-Białej prototyp dwumiejscowego motoszybowca **SZD-45 Ogar** przez pilota doświadczalnego mgra inż. Januarego Romana. Ogar został zbudowany w Ośrodku Badawczo-Rozwojowym Szybownictwa (SZD) w Bielsku-Białej. Konstruktorem motoszybowca jest mgr inż. Tadeusz Łabuć. Motoszybowiec ma miejsce załogi obok siebie, silnik Limbach SL 1700 EC (zmodyfikowany Volkswagen) o mocy 68 KM, śmigło pchające i cienką belkę ogonową.

● Polskie Linie Lotnicze LOT od 23 czerwca br. uruchomiły swą pierwszą regularną linię towarową z Warszawy do Frankfurtu n. Menem. Na linii tej we wtorki i soboty kursuje wypożyczony samolot An-12 zabierający 18 T ładunku płatnego.

● Nasza szybowiczka Adela Dankowska 29 maja br. pobiła międzynarodowy rekord w przelocie docelowo-powrotnym przelatując na szybowcu **SZD-37 Jantar** odległość 686 km. Poprzednio rekord w tej kategorii należał do pilotki austriackiej Susan Martin i wynosił 653 km.

● Julian Ziobro na szybowcu **SZD-37 Jantar 19** na trasie trójkąta 500 km uzyskał w maju br. prędkość 96,1 km/h, zaś Mirosław Królikowski w przelocie docelowym 100 km na szybowcu **SZD-43 Orion** — prędkość 138,6 km/h.

● Na dzień 1 maja br. w polskim rejestrze cywilnych statków powietrznych były zarejestrowane 34 samoloty dyspozycyjne. Najwięcej samolotów mają kopalnie (Turów, Zofiówka, Lubin), zakłady przemysłu ciężkiego (Stalowa Wola, Stocznia Szczecińska i Zjednoczenia Przemysłu Okrętowego oraz Hutnictwa Żelaza i Stali) i zakłady przemysłu maszynowego (WSK, Instytut Lotnictwa, Ursus). Ostatnio Wilgi zakupił Odlewnie Radomskie i Gazobudowa.

● Pokazowy oblot nowego samolotu rolniczego PZL-106 odbył się nad okęckim lotniskiem 27 kwietnia br. w obecności sekretarza KC PZPR Jana Szydłaka. Samolot **PZL-106** zbudowano w 7 miesięcy. Pierwszy lot wykonał 17 kwietnia br. Jest on następcą Gawrona, od którego będzie znacznie wydajniejszy w pracach rolniczych. Głównym konstruktorem samolotu jest mgr inż. Andrzej Frydrychewicz. Samolot oblatywał pilot fabryczny mgr inż. Jerzy Jędrzejewski.



Samolot transportowo-desantowy An-2 polskiej produkcji

● W minionym ćwierćwieczu nasze zakłady szybowcowe wyprodukowały 2600 szybowców, w 40 wersjach, przy czym przeszło 1000 wyeksportowano. Obecnie więcej niż 85% produkcji zakładów idzie na eksport.

● Medal Lilienthala za rok 1972 otrzymał Jan Wróblewski, który ma na swym koncie: mistrzostwa świata w klasie otwartej w 1965 r. w South Cerney (W. Brytania), wicemistrzostwo w klasie standard w 1970 r. w Marfa (Teksas, USA) i mistrzostwo w klasie standard 1972 r. w Vršac (Jugosławia).

● Pierwsze Szybowcowe Mistrzostwa FAJ dla kobiet odbyły się w Lesznie w okresie od 24 do 8 lipca br. Na zawody zgłosiło się 29 szybowniczek z 16 krajów.

● W br. nasze pilotki szybowcowe pobiły trzy rekordy Polski: Pelagia Majewska na Cobre-17 w przelocie docelowym na 200 km uzyskała prędkość 140,80 km/h. Był to już 18 rekord tej świetnej szybowiczki. Adela Dankowska również na Cobre-17 uzyskała prędkość 135,6 km/h. Ponadto Hanna Bađura i Maria Królik na dwumiejscowym Bocianie w przelocie docelowym na 100 km osiągnęły 115,5 km/h.

● Specjaliści z Warszawy rozpatrzyli sześć projektów lokalizacji lotniska cywilnego w Kotlinie Kłodzkiej. Po szczegółowych badaniach i wizji lokalnej wybrano teren nieopodal Kłodzka. W projekcie Śnieżnika już lotnisko uwzględniono. Obecnie przygotowuje się dokumentację do jego budowy.

● Przed 40 laty, w maju 1933 r., pilot polski kpt. Stanisław Skarżyński jako pierwszy przeleciał z Afryki nad Atlantykiem południowym i wylądował w Rio de Janeiro. Odbył on samotny przelot na samolocie RWD-5 i ustanowił światowy rekord odległości dla samolotów kategorii sportowej — ponad 3500 km. Dla uczczenia rocznicy tego wydarzenia, staraniem warszawskiego Klubu Seniorów Lotnictwa i Towarzystwa Polsko-Brazylijskiego, odbył się w siedzibie Towarzystwa wieczór poświęcony pamięci S. Skarżyńskiego.

● W roku 1974 LOT zakupił czwarty samolot **Il-62** (który otrzyma imię Marii Curie-Skłodowskiej).

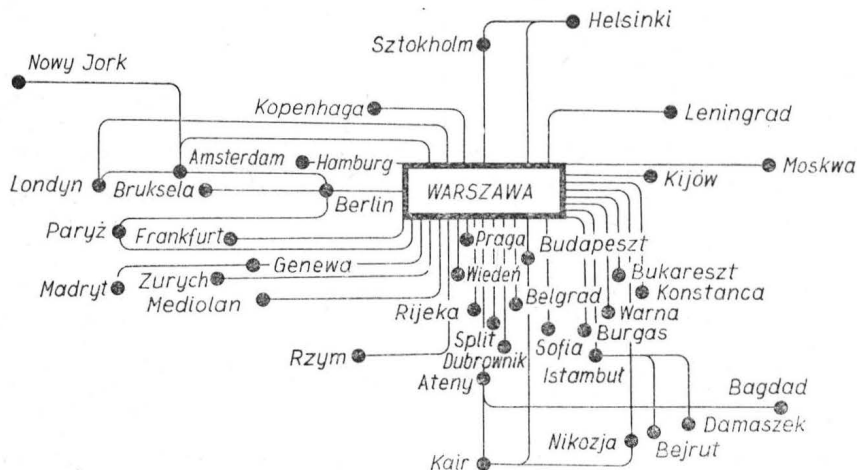


CZECHOSŁOWACJA

● Zgodnie z 15-letnim planem rozbudowy lotnisk cywilnych Czechosłowacji, centralny port lotniczy Pragi, w Ruzyně, ma być w ciągu najbliższych 2-3 lat przystosowany do przyjmowania samolotów w warunkach meteorologicznych II kat. ICAO. W okresie 1976-1993 główna droga startowa ma być wydłużona do 4100 m i przystosowana do przyjmowania samolotów w warunkach kat. III.

● Pracownicy wytwórni Orličan i aeroklubu przystąpili do projektowania szybowca VSO-10. Prototyp szybowca znajduje się w budowie, a oblot ma nastąpić w końcu 1973 r. Konstrukcja płata drewniana, półskorupowa, przekład centralna kadłuba spawana z rur stalowych, tył kadłuba z rury duralowej. Usterzenie metalowe, stery kryte płótnem. Profil Wortmann FX 61-163/FX 60-126. Rozpiętość 15 m; powierzchnia nośna 12 m²; ciężar całkowity 380 kg; doskonałość 36; opadanie min. 0,65 m/s; opadanie przy 150 km/h — 2 m/s; prędkość min. 68 km/h.

● Przed pół wiekiem — Czechosłowackie Linie Lotnicze (CSA) rozpoczęły regularną obsługę linii Paryż—Strasburg—Praga. Na wiosnę 1921 r. linia ta została przedłużona do Warszawy. Obecnie linie CSA łączy Pragę z Montrealem i Nowym Jorkiem, Hawaną, Dakarem i Freetown, prowadzą też do Bombaju, Singapuru i Dżakarty. CSA utrzymują regularną komunikację z 50 portami na czterech kontynentach, przewożąc rocznie ponad 1,5 mln pasażerów. Łączna długość tras powietrznych wynosi blis-



Ścież potąceń zagranicznych LOT

ko 100 tys. km. Czechosłowacja jest krajem o bardzo dobrze rozbudowanej sieci lotnisk komunikacyjnych. Połączenia w komunikacji wewnętrznej zapewniają szybki przewóz pasażerów nie tylko do dużych ośrodków wielkomiej- skich, ale także małych uzdrowisk i miejscowości wypoczynkowych.

W roku jubileuszowym CSA zamierza- ją wprowadzić do regularnej eksploata- cji samolot odrzutowy Tu-154, a także uruchomić nowe połączenia, głównie na trasach transkontynentalnych, z Amery- ką Południową, Bliskim Wschodem oraz Australią.



FRANCJA

- We Francji ustalono następujące ter- miny wystaw lotnictwa lekkiego:
1973: Salon Jesienny 13—17 września, w Toussus-le Noble
1974: Salon Wiosenny w czerwcu, w te- że miejscowości
1975: Salon Jesienny we wrześniu, w Toussus-le Noble.



W. BRYTANIA

- Najtańszy motoszybowiec jednoosobo- wy kosztuje w Anglii 4120 funtów (ty- pu Scheibe SF-27M, z silnikiem 26 KM), zaś najdroższy — 5060 funtów (Scheibe Motor Cirrus, z silnikiem j.w.). Ceny motoszybowców dwumiejscowych są wyższe o 360 £ względnie o 1355 £.
- Brytyjska firma Courtaulds ogłosiła obniżkę cen włókien węglowych pod- stawowych (Graphil A), jak i włókien o dużej wytrzymałości (Graphil HT i HTS z obróbką powierzchniową). W styczniu 1973 r. cena włókna typu A (przy zamówieniu do 50 kG) wynosiła 720, HT — 960, zaś HTS — 1200 fr/kG.



ZSRR

- Dodatkowy protokół do porozumienia w sprawie komunikacji powietrznej mię- dzy ZSRR i NRF przewidywał otwarcie

linii lotniczej Frankfurt n. Menem—Moskwa—Tokio przez Syberię. Loty zainaugurowano 31 lipca. Trase obsłu- gują wspólnie: Lufthansa, Aeroflot i Ja- pan Airlines. Droga z NRF do Japonii nad Syberią skraca czas lotu o 4 go- dziny w porównaniu z trasą ponad Bie- gunem Północnym. Aeroflot planuje również uruchomienie linii Leningrad—Hamburg, Kijów—Monachium oraz lo- ty do Kolonii. Lufthansa jest zaintere- sowana połączeniami do Leningradu, Kijowa i Taszkientu.

- Zgodnie z programem RWPG czecho- słowackie samoloty Let-410A Turbiolet mają zastąpić pasażerskie An-2 na li- niach wewnętrznych Aeroflotu. 17—19- osobowe samoloty Let-410A mogą star- tować i lądować z krótkich, trawiastych lądowisk. Pięć samolotów z pierwszej partii dostarczonej na wiosnę br. prze- znaczono do badań w klimacie polarnym, tropikalnym oraz do studiów aero- dynamicznych.

- Ukraiński Zarząd Agrolotnictwa za- stosował na An-2M nowe rozrzutniki nawozów dające znacznie większą szero- kość smugli. Dzięki zastosowaniu tej aparatury wydajność pracy wzrasta o 30%. Poważna liczba samolotów An-2M została wyposażona w te aparatury.

RÓŻNE

- Sto lat mija od pierwszej między- narodowej konferencji, która w Wied- niu dała początek Światowej Organizacji Meteorologicznej. Organizacja ta zrzesza obecnie ponad sto państw, światowego systemu meteorologicznego wśród nich Polskę. Dla usprawnienia SOM podejmie próbę zbadania sytuacji meteorologicznej w pasie tropików, gdzie niewielka jest sieć stacji i obser- watoriów. Akcja rozpocznie się w 1974 r. i będzie prowadzona przez 2 lata. Na kilku kontynentach zostaną założone nowe stacje obserwacyjne, na oceany i morza wypłyną statki meteorologiczne, nad lądami tropikalnymi będą latać specjalnie wyposażone samoloty.

W tej gigantycznej, ogólnoswiatowej Operacji Tropik weźmie udział dziesię- ciu polskich specjalistów z Instytutu Meteorologii i Gospodarki Wodnej. Sko- rzystają oni z zaferowanej gościny na pokładzie meteorologicznych statków radzieckich.

- Analiza lotniczych przewozów towa- rowych krajów RWPG wykazuje, że przewozy towarowe w tych krajach ma- ją mniejsze znaczenie, niż wynika to ze średniej światowej. Kraje RWPG wyko- nują bowiem 17,2% ogólnych przewozów światowych, a tylko 9,2% przewozów to- warowych.

- Liczba zdobytych diamentowych od- znak szybowcowych wzrosła w 1972 r.

do 1213. Polscy szybowcnicy posiadają najwięcej takich odznak (257); dalsze lokaty zajmują: USA (247), NRF (244) i Francja (151). Sześć państw ma mniej odznak diamentowych (od 91 do 16). Warto zwrócić uwagę na dynamikę o- siągnięć szybownictwa wysokowyczyno- wego. W 1972 r. w NRF uzyskano 42 odznaki, w USA — 28, w Polsce zaś tyl- ko — 12.

- 19 krajów utworzyło Europejskie Cen- trum Prognoz Meteorologicznych. Spo- śród krajów socjalistycznych do Cen- trum przystąpiła Jugosławia. Nowa pla- cówka czynna będzie w pełni za 4—5 lat, wykorzystując sieć satelitarną oraz najbardziej nowoczesne maszyny liczące.

- Organizacja Międzynarodowego Lot- nictwa Cywilnego OACJ (ICAO) usta- liła roczny program pomocy dla krajów rozwijających się w wysokości 10 mln dol. Około 85% tej kwoty dostarczył fundusz Organizacji Narodów Zjedno- czonych. Obecnie w ramach ICAO 175 specjalistów z różnych dziedzin udziela pomocy technicznej lotnictwu cywilne- mu w 47 krajach.

- Ostatnio wszedł w życie zrewidowa- ny statut międzynarodowego konsorcjum łączności satelitarnej Intelsat, grupują- ciej 79 państw kapitalistycznych. Nowy tekst nabrał mocy obowiązującej po ra- tyfikowaniu go przez 54 państwa. Sta- ny Zjednoczone nie będą miały domi- nującej roli we władzach Intelsat, na- tomiaś umocniła się nieco rola W. Bry- tanii. Podjęto decyzję o budowie no- wej serii satelitów telekomunikacyjnych. Złoża się na nią trzy satelity, z których każdy będzie mógł przekazywać jedno- cześnie 12 tys. rozmów telefonicznych. Pierwszy z tych satelitów zacznie dzia-ać w 1975 r. zapewniając łączność przez Ocean Atlantycki.

- Zapadła decyzja przerwania prac nad rakieta Europa-3, która miała wynosić na orbite satelity telekomunikacyjne. Po 10 latach prób i eksperymentów trudności techniczne okazały się nie do pokonania.

- Skandynawskie linie lotnicze SAS maja w nowojorskim porcie lotniczym Kennedy'ego dworzec towarowy, umoż- liwiający jednoczesną odprawę dwóch samolotów typu Boeing 747B oraz do 6 samolotów DC-8. Roczna przepustowość tego dworca jest obliczona na 60 000 ton.

- Międzynarodowa Federacja Zrzeszeń Pilotów Komunikacyjnych (IFALPA) grozi strajkiem personelu latającego „na całym świecie”, jeśli władze państwo- we — jeszcze w bieżącym roku — nie podejmą energiczniejszych kroków prze- ciwko piractwu powietrznemu, a ICAO nie uzgodni odpowiednich aktów praw- nych. IFALPA zrzesza 63 związki za- wodowe, liczące ok. 50 tys. pilotów ko- munikacyjnych.

Produkcja i ceny amerykańskich samolotów rolniczych

Nazwa	Silnik	Moc [KM]	Pojemn. zbiornika chemikaliów [l]	Produkcja w 1972 r. [szt.]	Cena [dol.]
Cessna 188 B Agwagon C	Conti I0—520 D	300	757	182	25 995
Cessna 188 B Agpickup	Conti 0—470 R	230	757	22	21 725
Cessna 188 C Agtruck	Conti I0—520 D	300	1060	42	30 500
Cessna A185E Agcarryal	Conti I0—520 D	300	571	8	29 475
Grumman — Am. Aviat. G-164A Super AG-Cat	PW R-985	450	1150	142	35 810
Grumman — Am. Aviat. G-164 Ag-Cat	PW R-1340	600	1150		36 870
Rockwell Thrush-Commander	PW R-1340-AN-1	600	1520	99	42 650
Rockwell Qail Commander	Lyc0 I0—540 G1—C5	290	850	1	—
Piper PA—25—235C Pawnee	Lyc0 0—540—B2B—5	235	600	32	22 500
Piper PA—25—260 Pawnee	Lyc0 0—540—E4B—5	260	600	31	23 250
Piper PA—36—2 Pawnee Brave	Conti Tiara 6—320	320	1060	—	—
Piper PA—36—2 Pawnee Brave	Conti Tiara 6—285	285	860	—	—

Niektóre problemy badawcze INSTYTUTU TECHNICZNEGO WOJSK LOTNICZYCH

W ciągu minionych 20 lat w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych wykształciły się różne kierunki badawcze. Jednym z zasadniczych jest kierunek badań eksploatacyjnych, który obejmuje zarówno badania podstawowe, jak i stosowane, wzajemnie sprzężone i skierowane na cele praktyczne. Wynika to z faktu, że w dużych systemach, jakim niewątpliwie jest eksploatacja statków powietrznych, tkwią możliwości uwolnienia największych rezerw efektywności przy relatywnie niedużych nakładach — przez uporządkowanie i harmonizowanie ich funkcjonowania.

Poznanie i doskonalenie eksploatacji statków powietrznych wymaga więc:

- po pierwsze, rozpatrywania jej w makrowymiarach systemowych i wykorzystywania metod badań operacyjnych i analizy systemów
- po drugie, traktowania elementów systemu eksploatacji w sposób jednostkowy, uwzględniający ich zewnętrzne własności fizyczne
- i po trzecie, badania mikrozjawisk występujących w tych elementach.

Taką też problematykę zawiera działalność badawcza instytutu.

Do opisu istniejącego stanu systemu i elementów eksploatacji statków powietrznych, a także opisu zachodzących tam zmian opracowane są już od dawna analizy techniczne sprzętu lotniczego na podstawie analizy statystycznej niesprawności. W ramach tego tematu po raz pierwszy w wojsku polskim wprowadzono w 1963 roku, oparty na tzw. „karcie niesprawności”, system zbierania, przesyłania i opracowywania danych o niesprawnościach sprzętu lotniczego, z wykorzystaniem elektronicznej techniki obliczeniowej.

Na tej podstawie opracowywane są coroczne niezawodnościowe analizy statystyczne i techniczne.

Głównym celem realizacji tego tematu jest:

- zwiększenie bezpieczeństwa lotów
- rozwój i udoskonalenie technologii i organizacji obsługi technicznej samolotów i śmigłowców
- szkolenie personelu technicznego w wyszukiwaniu i usuwaniu uszkodzeń sprzętu lotniczego.

Efektywnym wykorzystaniem tak otrzymanych danych jest m.in. praca dra inż. J. Jaźwińskiego i mgra inż. Wł. Wieremiejczyka pt.: *Symulacja procesów eksploatacji systemów na EMC w warunkach stochastycznych*. Praca omawia m.in. w szczególności algorytm — symulator funkcjonowania systemu eksploatacji i budowę generatorów zdarzeń eksploatacyjnych. O zaletach takiego badania nie trzeba dzisiaj nikogo przekonywać, należy tylko zwrócić uwagę, że jest to, jak się wydaje, oryginalna w kraju próba badania w taki sposób procesów w realnych systemach eksploatacji maszyn.

Jest to krótki przegląd prac badawczych zrealizowanych oraz będących w realizacji w ITWL. Jednym z głównych kierunków prac badawczych ITWL, jest poznanie i doskonalenie eksploatacji statków powietrznych.

W ciągu 20-letniej działalności opracowano niezawodnościowe analizy statystyczne i techniczne, których głównym celem jest zwiększenie bezpieczeństwa lotów, rozwój i udoskonalenie technologii i organizacji obsługi technicznej samolotów i śmigłowców oraz szkolenie personelu technicznego w wyszukiwaniu i usuwaniu uszkodzeń sprzętu lotniczego.

Poza tym ITWL opracowuje wskaźniki norm części zamiennych, prowadzi badania nad wpływem korozji na wytrzymałość konstrukcji lotniczych. Na specjalną uwagę zasługuje badanie diagnostyczne, w której to dziedzinie ITWL ma duże osiągnięcia.

Naukowe podstawy do praktycznego opisu, oceny i projektowania systemów eksploatacyjnych w lotnictwie, przygotował w ITWL zespół pod kierunkiem doc. dra inż. J. Jaźwińskiego i doc. mgra inż. M. Sikorskiego.

Jednym z podstawowych wskaźników oceny jakości sterowania istniejącymi i projektowanymi procesami eksploatacyjnymi jest niezawodność systemów. Dla praktyki inżynierskiej niezmiernie istotny jest problem wyboru strategii sterowania niezawodnością w systemach technicznych, którego rozwiązaniem zajmował się doc. dr inż. J. Migdalski. Jest to zagadnienie z zakresu niezawodności systemów wieloelementowych o strukturach: szeregowych, równoległych oraz szeregowo-równoległych.

Podane wnioski, poparte rozważaniami formalnymi wskazują, że w omawianym zakresie istnieją w dotychczasowej praktyce inżynierskiej pewne luki, wynikające głównie z braku odpowiednich prac o charakterze teoretycznym.

Wykorzystując wskaźniki niezawodnościowe, zespół pod kierownictwem mgra inż. G. Potockiego opracowuje projekt zmian procesów obsługowych samolotów, który, jak się wydaje, po raz pierwszy w naszym lotnictwie bada właściwe ustalenie czasów i zakresów przeglądów profilaktycznych w oparciu o teorię niezawodności z uwzględnieniem fizyki powstawania uszkodzeń. Jest to temat o dużym znaczeniu praktycznym, gdyż, jak wiadomo, gotowość techniczna statków powietrznych, zwłaszcza w warunkach wojennych, jest sprawą zasadniczej wagi.

Dobra jakość wykonanych usług profilaktycznych zapewnia bezpieczne wykonywanie lotów i odpowiednie wykonanie zadania bojowego, a ich optymalizacja w warunkach pokojowych może się przyczynić do zaoszczędzenia znacznych środków finansowych i zmniejszyć pracochłonność obsługi.

Jest to nowatorskie spojrzenie na obsługiwane statki powietrzne i sądzić należy, że w wyniku realizacji tego tematu zmieni się dotychczasowy pogląd na rolę i istotę prac profilaktycznych nie tylko w lotnictwie, lecz także w innych dziedzinach techniki.

Kolejny, opracowany w ITWL projekt podsystemu eksploatacyjnego, dotyczy środków obsługi samolotów. Jest to problem z zakresu eksploatacji, z którym spotykamy się codziennie, a który dotyczy gospodarki aparaturą kontrolną. Setki typów przyrządów pomiarowych muszą znajdować się w określonym stanie zdadności, aby mogły być wykorzystane zgodnie z przeznaczeniem. Problem odpowiednich zapasów i napraw tej aparatury jest przedmiotem opracowanej przez dra inż. K. Totta metody wyznaczenia op-

tymalnych decyzji dotyczących zapasów i napraw w systemie gospodarki aparaturą kontrolno-pomiarową.

Jest to próba systemowego ujęcia problemu zapasów i napraw aparatury kontrolnej, wyznaczenia algorytmu optymalnych decyzji w kategorii minimalizacji kosztów działania. Praca ta łączy wiedzę teoretyczną z praktycznymi potrzebami eksploatacji.

Niezmiernie istotny, zarówno z punktu widzenia niezawodności, gotowości, jak i ekonomii eksploatacji, jest problem zapasów części i zespołów zamiennych samolotów i śmigłowców. W ITWL opracowany został projekt zautomatyzowanego systemu sterowania zapasami. Temat ten stanowi pionierską pracę w Polsce w dziedzinie modelowania procesu eksploatacji na maszynie cyfrowej z uwzględnieniem optymalnego kształtowania zapasów w określonych warunkach. Ma on szczególne znaczenie dla wojsk lotniczych. Wymagania dla elementów zamiennych sprzętu lotniczego są bardziej rygorystyczne i zmuszają do szczególnej operatywności w zakresie organizacji zabezpieczenia materiałowego. W projekcie tym wielkość określono jako funkcję gotowości bojowej, właściwej organizacji i struktury oraz kosztów zakupu i utrzymania zapasów. Znajdują się tam uzasadnienia tych przedsięwzięć organizacyjnych i strukturalnych, których wykonanie zapewni określony stopień gotowości bojowej lotnictwa przy najmniejszej wielkości zapasów.

Powyższy projekt, oprócz tego, że jest opracowaniem charakteryzującym się wieloma nowymi rozwiązaniami, stwarza możliwości do wykorzystania go w gospodarce narodowej.

Zagadnienia systemowe nie mogły być właściwie rozwiązywane bez zastosowania elektronicznej techniki obliczeniowej. Instytut dysponuje maszyną ZAM-41, która między innymi wykorzystywana jest do modelowania procesów eksploatacji.

Przedstawione powyżej prace są tematami wiodącymi, a ich systemowe ujęcie pozwala na znalezienie najbardziej newralgicznych obszarów działania w zakresie eksploatacji.

Praktyczne eksperymenty, badania i ekspertyzy z zakresu eksploatacji przeprowadzone w ITWL oparte są na cudzych i własnych opracowaniach teoretycznych, a także są wykładnikiem potrzeb tego rodzaju nowych opracowań.

Wszystkie polskie samoloty wojskowe rodzimej konstrukcji, bądź budowane na licencji, przechodziły próbną eksploatację pod nadzorem zespołów badawczych Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych. Zebrane w trakcie tej eksploatacji wnioski przekazywane były do biur konstrukcyjnych lub zakładów w celu wprowadzenia ulepszeń.

Silniki lotnicze, układy hydrauliczne, środki uzbrojenia bojowego, spadochrony hamujące, lotnicze opony — to następny asortyment sprzętu, który jest poddawany próbom eksploatacyjnym, w warunkach rzeczywistych i laboratoryjnych, na podstawie których określamy ich trwałość i okres międzynaoprawy.

Zaprojektowane w instytucie urządzenia dla działów obsługi technicznej samolotów różnych specjalności zdają praktyczny egzamin w jednostkach. W ramach tego tematu opracowano kilkadziesiąt różnych stanowisk i urządzeń pomiarowych, a ich wprowadzenie do obsługi samolotów ujednoliciło, a często-

króć dopiero umożliwiło wykonanie wielu wymaganych rodzajów obsługi profilaktycznych.

Niezależnie od wymienionych prac, instytut wykonuje wiele tematów bieżących związanych bezpośrednio z obsługiwaniem i użytkowaniem. Do nich należy zaliczyć takie tematy, jak opracowywanie wskaźników norm części zamiennych, badania wpływu korozji na wytrzymałość konstrukcji lotniczych, opracowywanie biuletynów eksploatacyjnych zmieniających zakresy obsługi itp. Przez badania elementów bądź zespołów samolotu zmierza się do ustalenia fizyki powstawania uszkodzeń, a wprowadzane zmiany konstrukcyjne bądź obsługowe mają na celu podniesienie różnych mierników eksploatacji, takich jak niezawodność, gotowość lub bezpieczeństwo lotów. W ten sposób zaoszczędzono w gospodarce wojskowej pokażne środki finansowe przy stosunkowo niewielkich nakładach na same badania.

Odrębnym kierunkiem, rozwijającym się coraz szerzej w instytucie, jest diagnostyka. Do poważniejszych osiągnięć w tym zakresie należy zaliczyć przewoźne stanowisko diagnostyczne do kontroli stanu lotniczych silników turbinowych. Z doświadczeń uzyskanych w procesie eksploatacji lotniczych silników turbinowych wynika, że na ustalenie faktu powstania uszkodzenia zużywa się około 5% czasu przypadającego na prace związane z przywróceniem zdadności. Natomiast lokalizacja uszkodzenia wykonywana w sposób klasyczny pochłania aż 70÷80% tego czasu. Czas niezbędny do usunięcia uszkodzenia nie przekracza 15% ogólnego czasu procesu usprawnienia. Tkwią więc tu olbrzymie rezerwy czasowe, które w zasadniczy sposób wpływają na gotowość bojową.

Opracowane przez pracowników ITWL stanowisko umożliwia obiektywne i jednoznaczne określenie w sposób stosunkowo prosty jakości regulacji pracującego silnika oraz określa elementy wymagające wymiany, ewentualnie poprawy regulacji. Umożliwia ono także bez demontażu agregatów lokalizację miejsca uszkodzenia oraz ustalenie przyczyny jego powstania.

Badania laboratoryjne uszkodzeń i trwałości elementów samolotów i śmigłowców wymagają obciążen możliwie najbardziej zbliżonych do tych, jakie występują w toku rzeczywistej pracy. W wielu przypadkach informacja o rzeczywistych obciążeniach niezbędna jest do właściwej diagnozy co do przyczyny wypadku lotniczego i takiego zmodyfikowania sprzętu, aby odpowiadał bezpiecznym warunkom eksploatacji.

Aby móc określić obciążenia rzeczywiste, należy mieć opracowane metody i odpowiednią aparaturę pomiarową, co jest może stwierdzeniem trywialnym, ale w praktyce badań następczącym ogromne trudności, biorąc pod uwagę fakt, że badany sprzęt charakteryzuje się dużą zmiennością warunków otoczenia oraz szerokim zakresem warunków użytkowania.

Konieczność poprawy warunków bezpieczeństwa lotów śmigłowca sprawiła, że w instytucie opracowano metodę i wyposażenie pomiarowe do wyznaczania widma rzeczywistych obciążeń momentem skręcającym wału pędni tego śmigłowca. Zaprojektowana i wykonana w tym celu specjalna aparatura z tensometrami foliowymi (wykonywanymi w Polsce tylko przez ITWL), naklejonymi bezpośrednio na wale, umożliwiła określenie obciążeń występujących w róż-

Dokończenie na str. 40

Mgr inż. ADOLF JARCZYK

INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

Zwiększenie liczby obrotów krytycznych wału napędu śmigła ogonowego śmigłowców SM-1 i SM-2

W czasie eksploatacji śmigłowców SM-1 oraz SM-2 stwierdzono, że w określonych fazach lotu występowały warunki stwarzające możliwość przekroczenia dopuszczalnej prędkości obrotowej silnika, co dla wału napędu śmigła ogonowego oznaczało fakt znacznego zbliżenia się liczby obrotów tego wału do liczby obrotów krytycznych lub nawet ich osiągnięcia. Tą stosunkowo znaczną łatwością przybliżania się liczby obrotów wału do liczby obrotów krytycznych była spowodowana zbyt wąskim przedziałem bezpieczeństwa zawartym między liczbą obrotów krytycznych a liczbą obrotów maksymalnie dopuszczalnych. Przedział ten wyrażony stosunkiem liczby obrotów krytycznych do największej liczby obrotów dopuszczalnych ($n_{dop} = 2496$ obr/min) wynosił zaledwie 1,06. Względny bezpieczeństwa lotów wymagają, aby wartość tego stosunku nie była mniejsza niż 1,25. Tak bliskie sąsiedztwo górnej granicy roboczego zakresu prędkości obrotowej omawianego wału i jego liczby obrotów krytycznych stwarzało poważne niebezpieczeństwo wystąpienia katastrofy śmigłowca.

Konieczne więc było poprawienie konstrukcji pędni śmigła ogonowego wyprodukowanych śmigłowców SM-1 i SM-2.

Koncepcja realizacji zwiększenia liczby obrotów krytycznych wału napędu śmigła ogonowego

Poprawienie bezpieczeństwa wykonywania lotów na śmigłowcach rozwiązano przez wprowadzenie zmian konstrukcyjnych do pędni śmigła ogonowego mających na celu zwiększenie liczby obrotów krytycznych. Inne rozwiązania, np. w postaci systemu ostrzegającego pilota o przekroczeniu dopuszczalnej prędkości obrotowej wału zostały uznane jako mało skuteczne, ponieważ nie wykluczały całkowicie możliwości wystąpienia stanów krytycznych.

Ustalony kierunek prac nad rozwiązaniem tego zadania postanowiono realizować w oparciu o następujące założenia:

- poprawiony wał napędu śmigła ogonowego powinien zawierać zasadnicze elementy składowe wału nie zmodyfikowanego
- dopuszczalne są jedynie takie zmiany konstrukcyjne wału i tylnej części kadłuba, które będzie można wprowadzić do śmigłowców będących w eksploatacji
- zmiany konstrukcyjne mogą być realizowane jedynie w ramach bieżących remontów śmigłowców oraz w zakresie produkcji zespołów zamiennych (dot. zmian wału).

W artykule omówiono zmiany konstrukcyjne wprowadzone w śmigłowcach SM-1 i SM-2, które zwiększają bezpieczeństwo lotów.

Po przeprowadzeniu wielu badań i prób wybrano rozwiązanie optymalne, tj. modyfikację wału napędu śmigła ogonowego. Zastosowane zmiany konstrukcyjne zapewniają wystarczający zapas liczby obrotów krytycznych w stosunku do maksymalnej liczby obrotów eksploatacyjnych; są najprostsze z punktu widzenia wykonawczego i najtańsze.

Przedmiotem prac nad modyfikacją wału była środkowa jego część ograniczona skrajnymi łożyskami zabudowanymi na wręgach nr 5 i nr 24 (rys. 1). Na tę część wału składają się: 3 odcinki każdy o długości 1250 mm i 1 odcinek długości 1000 mm. Wszystkie odcinki wału wykonane są jako rura o średnicy zewnętrznej 28 mm i wewnętrznej 23 mm, z odpowiednio ukształtowanymi końcówkami.

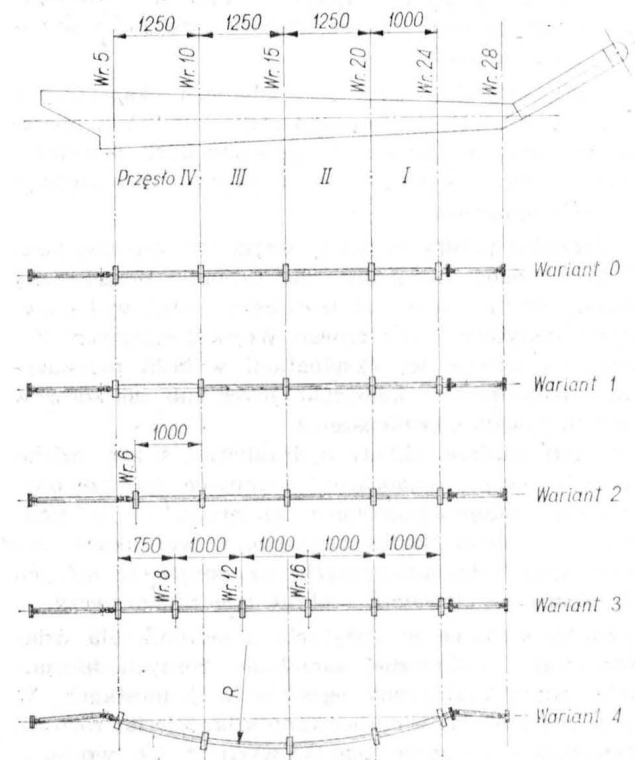
Na podstawie wyników z wstępnego analitycznego rozeznania przewidziano do przebadania następujące warianty odmian wału:

0 — wał nie zmodyfikowany, wariant ten służył każdorazowo jako układ odniesienia przy ocenie niżej wymienionych wariantów modyfikacji;

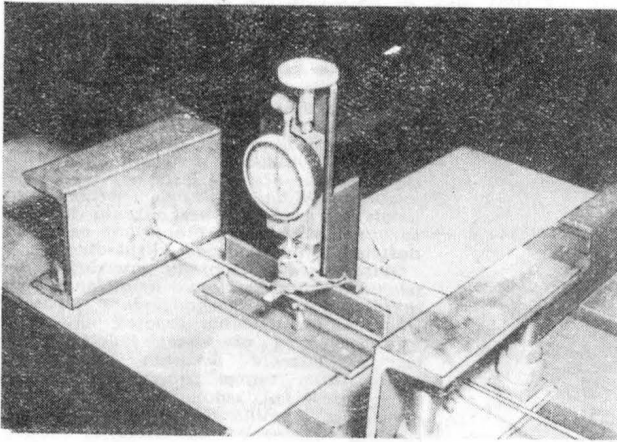
1 — zmodyfikowane IV przęśło w celu zwiększenia jego sztywności przez zwiększenie wymiarów przekroju części przelotowej przęśła — średnicy zewnętrznej do 40 mm, średnicy wewnętrznej do 36 mm,

2 — zmodyfikowane IV przęśło przez skrócenie go do 1000 mm (kosztem wydłużenia sąsiedniej — od strony silnika — części wału),

3 — modyfikacja polegająca na wprowadzeniu dodatkowo łożyska i piątego przęśła (4 przęśła każde o długości 1000 mm i dodatkowe o długości 750 mm),



1. Zestawienie badanych wariantów modyfikacji wału



2. Fragment stoiska do prób modelowych

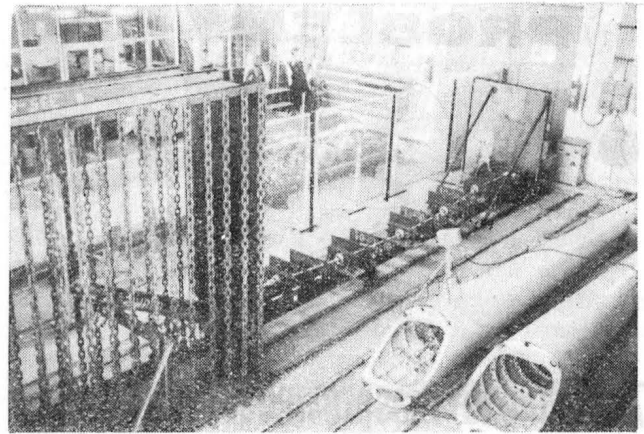
4 — zmodyfikowany kształt wału przez wprowadzenie wstępnego zakrzywienia o promieniu krzywizny:

- a) $R = 19\,292,6$ mm
- b) $R = 15\,000$ mm
- c) $R = 13\,200$ mm

Ostatni z wariantów przewidywał próbę wykorzystania rozwiązań (zakrzywienie wału, jako element wytłumienia odkształceń wału w zakresie liczby obrotów okołokrytycznych) zastosowanych w układzie przeniesienia napędu francuskiego samolotu Breguet 941.

Z punktu widzenia kierunku zmian konstrukcyjnych, przytoczone uprzednio warianty modyfikacji wału, można podzielić na następujące grupy:

wariant 1 — modyfikacja sprowadza się jedynie do zmian konstrukcyjnych samego wału,



3. Ogólny widok stanowiska do badania wyizolowanych wałów w skali rzeczywistej — na zdjęciu widoczny wariant 4

warianty 2—3 — zmiany konstrukcyjne w zakresie wału i tylnej części kadłuba (wzmocnienia sąsiednich wręg dla zamocowania opraw łożysk),

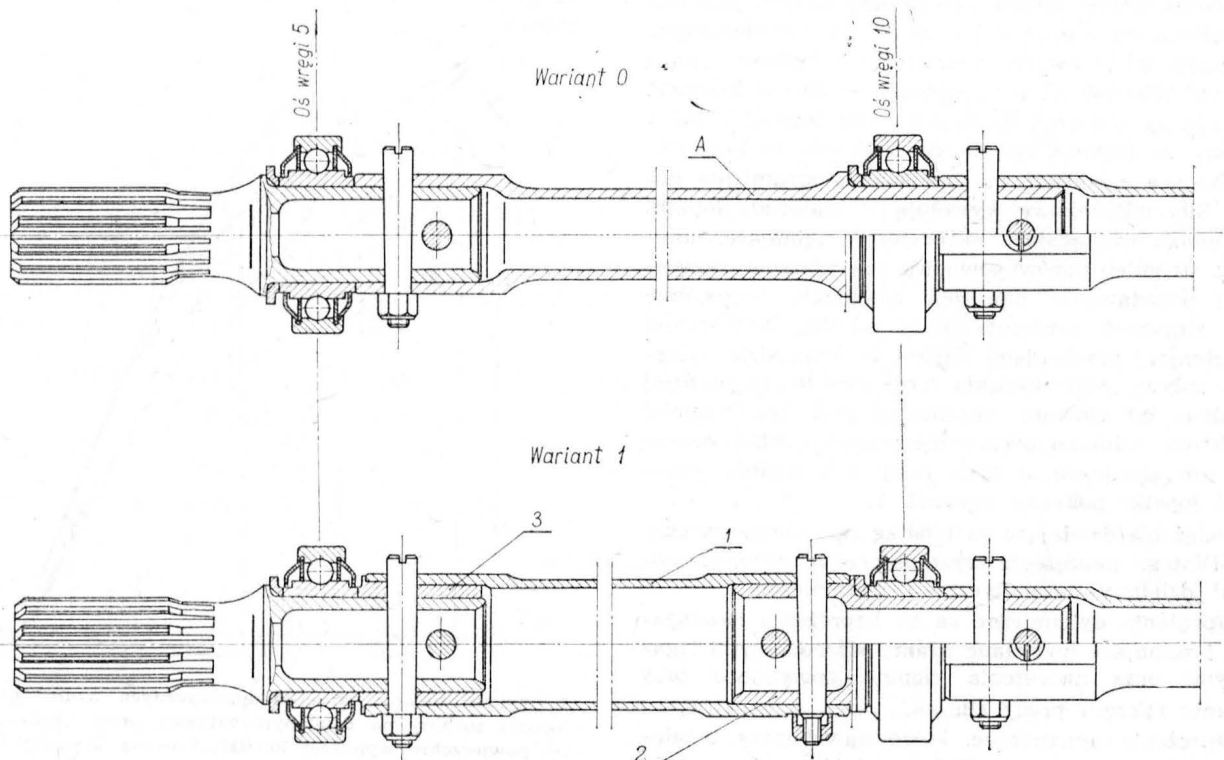
wariant 4 — zmiany konstrukcyjne jedynie w tylnej części kadłuba (dodatkowe konsolle mocowania opraw łożysk).

Wał nie zmodyfikowany oraz wymienione warianty modyfikacji wału poddane zostały badaniom w zakresie wyznaczenia ich liczby obrotów krytycznych.

Wyznaczanie liczby obrotów krytycznych przeprowadzono trzema metodami:

- analitycznie,
- na podstawie badań rezonansowych (nie obracający się wał), przez wyznaczenie kolejnych częstości drgań własnych,
- na podstawie prób kręceń modelu wału oraz wału w skali rzeczywistej.

Dokończenie na III str. okł.



4. Rysunek zestawieniowy zmodyfikowanego wału wg poprawionego wariantu 1

Uwaga: Części A wariantu 0 odpowiadają w wariantcie 1 wykonane z analogicznego materiału części: 1 — rura specjalna, 2 — łącznik, 3 — tulejka dystansująca

Zasadnicze niesprawności turbin w czasie eksploatacji silników turbinowych

Silnik turbinowy składa się z wielu skomplikowanych zespołów, które podczas jego pracy poddawane są działaniu złożonych obciążeń.

Jednym z najbardziej obciążonych zespołów silnika turbinowego jest turbina. Elementy jej pracują w wysokich temperaturach, a łopatki i tarcze poddawane są oprócz tego działaniu bezwładnościowych sił odśrodkowych.

Wymienione części w połączeniu z niedociągnięciami konstrukcyjnymi bądź też błędami popełnionymi w produkcji lub remoncie mogą pociągnąć za sobą uszkodzenie elementów turbiny. Podczas eksploatacji obserwuje się najczęściej:

- urwanie łopatek turbiny,
- uszkodzenie tarcz turbiny.

Uszkodzenie łopatek turbiny

Warunki pracy łopatek

Podczas pracy silnika działają na łopatki wysokie naprężenia mechaniczne i cieplne. We współczesnych silnikach turbinowych temperatura łopatek osiąga wartość 750÷780 °C, a naprężenia — 20÷30 kG/mm².

Z analizy obciążeń działających na łopatki turbiny wynika, że działają na nie siły odśrodkowe oraz siły wynikające z oddziaływania ciśnienia strumienia gazów. Siły odśrodkowe wywołują w materiale łopatki naprężenia rozciągające, skręcające i zginające, natomiast strumień gazów powoduje ich zginanie, skręcanie i powstawanie naprężeń cieplnych, szczególnie przy zmianach zakresów pracy silnika. Najbardziej obciążonymi przekrojami łopatki są krawędzie natarcia i splywu oraz wypukła część profilu, najbardziej oddalone od głównej minimalnej osi bezwładności przekroju. Obliczeniowy sumaryczny rozkład naprężeń rozciągających w tych miejscach wzdłuż wysokości łopatki pokazuje rysunek 1.

Obciążenia działające na łopatkę są zmienne w czasie. Dlatego naprężenia występujące w materiale łopatki dzielimy na statyczne i dynamiczne.

Naprężenia dynamiczne są to naprężenia rozciągające i zginające wywołane siłami odśrodkowymi i gazowymi oraz naprężenia cieplne powstające przy zmianie zakresu pracy silnika.

Naprężenia dynamiczne, które nawet przy ustalonych zakresach pracy silnika zmieniają się z dużą częstotliwością, są wynikiem niejednorodności strumienia gazów.

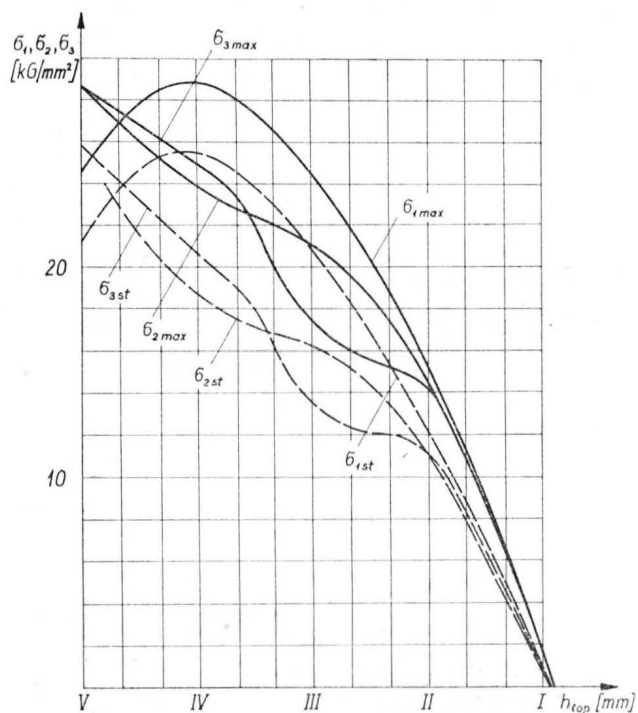
W artykule omówiono najistotniejsze przyczyny uszkodzenia łopatek turbin w silnikach turbinowych w czasie ich eksploatacji. Analiza przyczyn urwania się łopatek oparta jest na wynikach wieloletnich badań, których celem było ustalenie przyczyn uszkodzenia łopatek turbiny silnika turbinowego oraz na doświadczeniu podczas eksploatacji.

Opisano warunki pracy powodujące uszkodzenia, szczegółowo omówiono charakterystyczne uszkodzenia łopatek: zmęczeniowe urwanie łopatek na części profilowej, na pierwszej jodetce zamka, uszkodzenie wskutek przegrzania materiału w czasie pracy w silnikach ze sprężarkami osłowymi oraz uszkodzenia w wyniku przegrzania łopatek turbiny wskutek niestatecznej pracy silnika.

Niejednorodność strumienia spowodowana jest:

- nierównomiernością strumienia powietrza wpływającego ze sprężarki,
- nierównymi przekrojami przelotowymi drogi przepływowej gazów i powietrza przed turbiną i na samej turbinie,
- różnymi oporami hydraulicznymi poszczególnych elementów, położonych w jednym przekroju (np. rury żarowe, łączniki, owiewki, żebra itp.),
- kierownicami aparatu kierowniczego turbiny,
- niejednakową wydajnością wtryskiwaczy roboczych.

W związku z tym siły działające na łopatki turbiny od ciśnienia gazów składają się z pewnej stałej siły stanowiącej obciążenie statyczne i siły zmiennej wynikającej z niejednorodności strumienia gazów wywołującej obciążenia dynamiczne.



1. Wykres zmiany naprężeń sumarycznych wzdłuż długości łopatki turbiny na ustalonym zakresie pracy silnika: 1 — na powierzchni wypukłej łopatki, 2 — na krawędzi natarcia, 3 — na krawędzi splywu
Liniami ciągłymi oznaczono naprężenia sumaryczne, liniami przerywanymi — naprężenia statyczne

Siły te można przedstawić w postaci szeregu trygonometrycznego:

$$P = P_0 + \sum_{k=1}^{k=\infty} P_k \cdot \cos k(\omega t + \alpha_k) \quad (1)$$

gdzie:

P — siła ciśnienia gazów na łopatkę,

P_0 — stała, średnia siła stanowiąca obciążenie statyczne,

$P_k \cos k(\omega t + \alpha_k)$ — harmoniczna siła, stanowiących obciążenie dynamiczne łopatek,

α_k — kąt odmierzony od dowolnego promienia do łopatkę, w początkowym momencie czasu,

ω — prędkość kątowa wirnika,

t — czas,

k — liczba porządkowa harmonicznej.

Ponieważ prędkość kątową wirnika określić można za pomocą wzoru $\omega = \frac{n}{60}$, częstości wymuszające drgania wynoszą $k \frac{n}{60}$, tzn. są krotnością prędkości obrotowej wirnika silnika na sekundę.

Ze wzoru (1) wynika, że siła ciśnienia gazów na łopatkę może mieć nieskończenie dużo harmonicznych, jednak w praktyce stwierdzono, że tylko harmoniczne niższego rzędu wywołują w materiale łopatek turbiny wysokie naprężenia.

Każda z harmonicznych wymusza drgania łopatek na tych prędkościach obrotowych silnika, na których jej częstość pokrywa się z częstością drgań własnych łopatek. Urwanie zmęczeniowe łopatek zachodzi zwykle w pobliżu linii węzłowych którejkolwiek z postaci drgań własnych łopatkę (zginających, skrętnych, złożonych). W związku z tym na podstawie kształtu powierzchni przełomu można określić charakter drgań rezonansowych powodujących urwanie łopatkę.

Naprężenia dynamiczne w łopatkach współczesnych silników turbinowych zawierają się zwykle w przedziałach 4÷8 kG/cm², a czasem sięgają 12÷15 kG/cm².

Przekrój z maksymalnymi naprężeniami wywołanymi drganiami giębnymi o pierwszej postaci jest umiejscowiony w odległości ok. 30% długości łopatkę od jej zamka. Jego położenie zależy nie tylko od wielkości naprężeń, lecz również od rozkładu temperatury nagrzania łopatkę.

Na podstawie obliczeń potwierdzonych doświadczeniami stwierdzono, że temperaturę łopatek można określić z wystarczającą dokładnością w oparciu o temperaturę gazów z uwzględnieniem wyhamowania prędkości względnej napływającego na łopatkę turbiny strumienia, przy założeniu adiabatyicznego przebiegu procesów. Dla wyliczenia temperatury łopatkę w przekrojach położonych w odległości większej od 30% długości od podstawy można korzystać z następującej zależności:

$$t_l = t_{st} + 0,8 \frac{w_1^2}{2340} \quad (2)$$

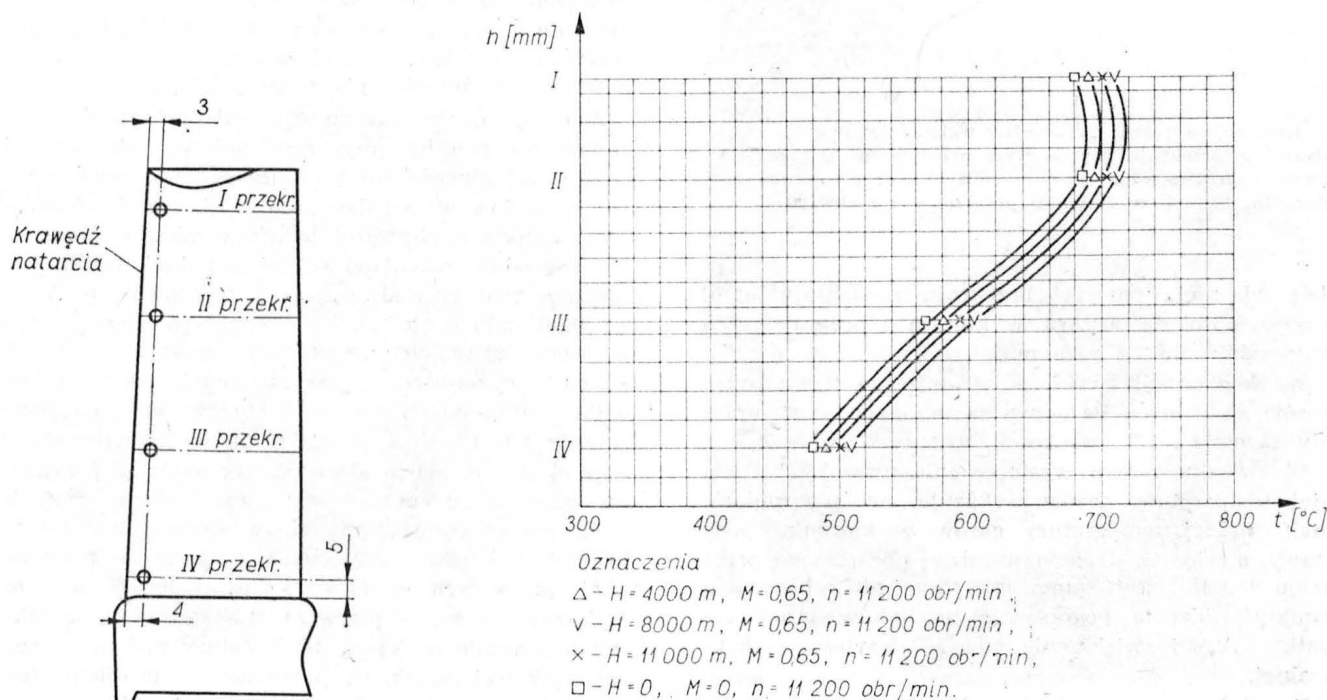
gdzie:

t_{st} — statyczna temperatura gazów,

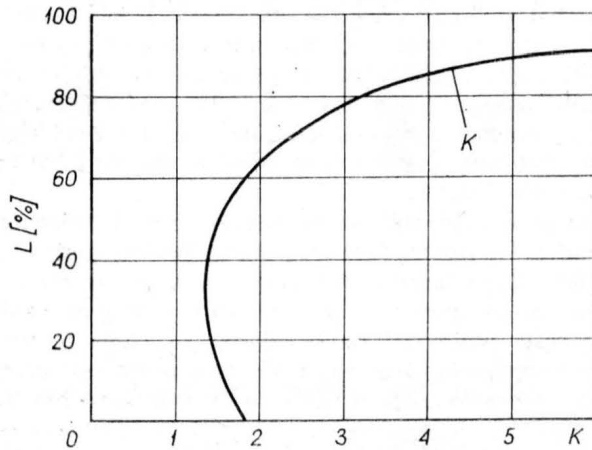
w_1 — względna prędkość gazu napływającego na łopatkę,

0,8 — współczynnik uwzględniający średnią temperaturę łopatkę, którą można przyjąć za jednakową w całym przekroju (dla łopatek nie chłodzonych).

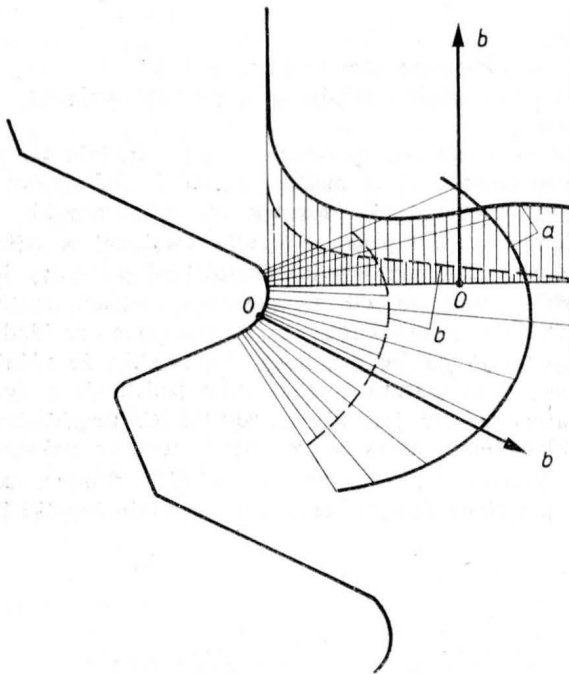
Temperatura łopatkę w strefie położonej w odległości mniejszej niż 30% jej długości od podstawy jest zwykle mniejsza od temperatury wyhamowanego strumienia gazów. Przy równomiernym rozkładzie temperatury gazów przyjmuje się zwykle, że różnica między temperaturą łopatkę przy podstawie a temperaturą gazów jest równa 80÷100 °C. Przykładowy rozkład temperatury w łopatkach turbiny pokazano na rysunku 2. Przy takim rozkładzie temperatury, strefa maksymalnego nagrzania materiału łopatkę będą



2. Wykres zmiany temperatury wzdłuż długości łopatkę turbiny silnika turbinowego



3. Przebieg zmiany współczynnika bezpieczeństwa K wzdłuż pióra łopatki



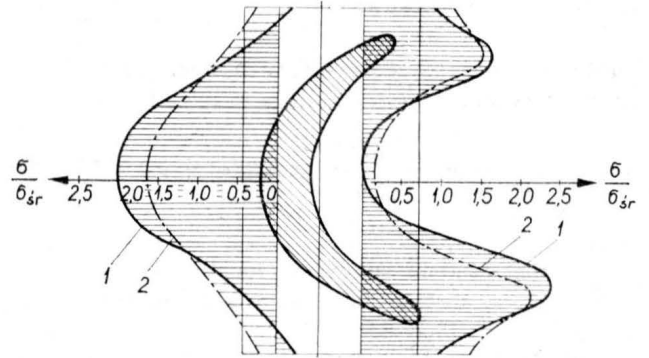
4. Krzywe naprężeń na profilu wgłębienia jodełki zamka łopatki w przekroju poprzecznym przechodzącym przez podstawy wgłębień leżących naprzeciw siebie: a — przy rozciąganiu, b — przy zginaniu połączenia zamkowego

dzie odsunięta powyżej przekroju z maksymalnymi naprężeniami do obszaru, w którym naprężenia te są w przybliżeniu 1,5 raza mniejsze.

W eksploatacji zwykle kontroluje się temperaturę gazów za pomocą termopar zanurzonych w strumieniu gazów na 1/3 wysokości łopatek od ich czół.

W związku z tym występowanie niższej od średniej temperatury gazów wskazuje na przesunięcie maksymalnej temperatury gazów w kierunku podstawy, a więc w strefę najbardziej obciążonego przekroju łopatki, jest zatem tak samo niebezpieczne z punktu widzenia pogorszenia warunków pracy łopatki, jak jej zwiększenie powyżej wartości maksymalnej.

Powstające przy zmianie zakresów pracy silnika naprężenia cieplne sumują się z naprężeniami sta-



5. Rozkład naprężeń u podstawy pierwszej jodełki zamka: 1 — przy rozciąganiu, 2 — przy zginaniu łopatki

tycznymi pochodzącymi od sił gazowych i odśrodkowych.

Przyjmując, że współczynnik bezpieczeństwa jest równy:

$$K = \frac{\sigma_{dop}}{\sigma_r}$$

przykładowy wykres jego przebiegu w funkcji długości łopatki pokazuje rysunek 3.

Z wykresu widać, że minimalny współczynnik bezpieczeństwa względem σ_{prop} wynosi $K = 1,3 \div 2,5$ i położony jest w odległości 25÷40% długości łopatki od zamka.

Obciążenia statyczne działające na profilową część łopatki turbiny przekazywane są na jej zamek, wywołując w nim naprężenia zginające i rozciągające. Charakterystyczne krzywe naprężeń na profilu wgłębienia zamka łopatki pokazano na rysunku 4.

Gwałtowne przejście przekroju od części profilowej łopatki do zamka, wykonane zwykle jako stosunkowo cienka półka przejściowa, doprowadza do znacznej nierównomierności rozkładu naprężeń w przekroju poprzecznym zamka. Na rysunku 5 podano rozkład naprężeń wzdłuż pierwszych jodełek zamka przy rozciąganiu i zginaniu łopatki; jak widać maksymalne wartości naprężeń przewyższają 2,5 raza ich średnie wartości na długości pierwszej jodełki.

Znaczna nierównomierność rozkładu naprężeń zarówno na profilu pierwszej jodełki, jak również wzdłuż jej długości, doprowadza do znacznego wzrostu naprężeń w pojedynczych najbardziej obciążonych punktach pierwszych jodełek zamka, a mianowicie w środku jodełki od strony wypukłej profilu i w obszarze pod krawędzią splywu profilowej części łopatki. Ustalono, że przy nominalnych naprężeniach w pierwszej jodełce zamka wynoszących $\sigma = 15 \div 20$ kG/cm², w najbardziej obciążonych przekrojach jodełki naprężenia wynoszą 80÷105 kG/cm², co przewyższa 1,2—1,5 raza przedział płynięcia materiału i doprowadza do odkształceń plastycznych. W przypadku zginania zmiennego przy naprężeniach nominalnych w przekroju poprzecznym wynoszącym $\sigma = \pm 7$ kG/cm², największe naprężenia zmienne na powierzchni pierwszych jodełek wynoszą 30÷40 kG/cm². Wskazują na to, że pierwsza jodełka zamka łopatki, mimo znacznie mniejszej temperatury nagrzania części zamkowej łopatki (w porównaniu z profilem), jest również strefą niebezpieczną, w której podczas pracy silnika możliwe jest urwanie się łopatki.

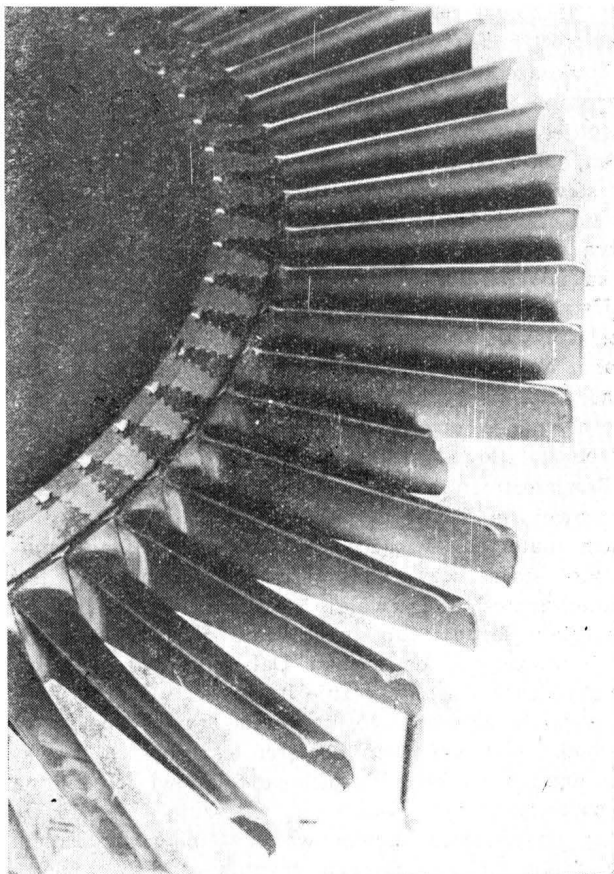
Charakterystyczne uszkodzenia łopatek turbin

W czasie eksploatacji silników turbinowych spotyka się następujące charakterystyczne rodzaje uszkodzenia łopatek:

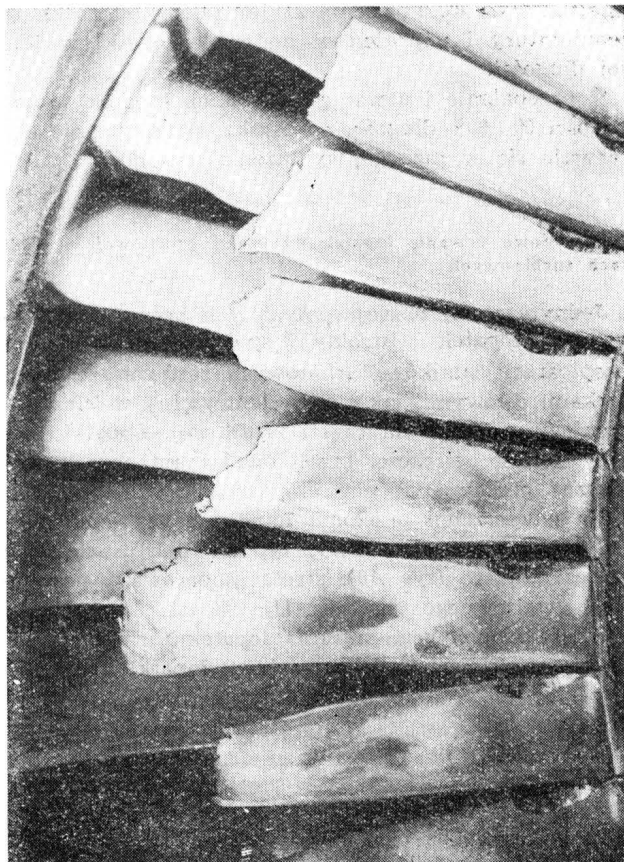
• uszkodzenie (urwanie) łopatek w części profilowej (rys. 6). Urywa się najczęściej jedna, a rzadziej dwie, trzy łopatki. W tym przypadku urwanie ma za-

wyczaj charakter zmęczeniowy. Początek pęknięcia ułożony jest na krawędzi splywu łopatki i dalej rozprzestrzenia się w przekroju poprzecznym części profilowej,

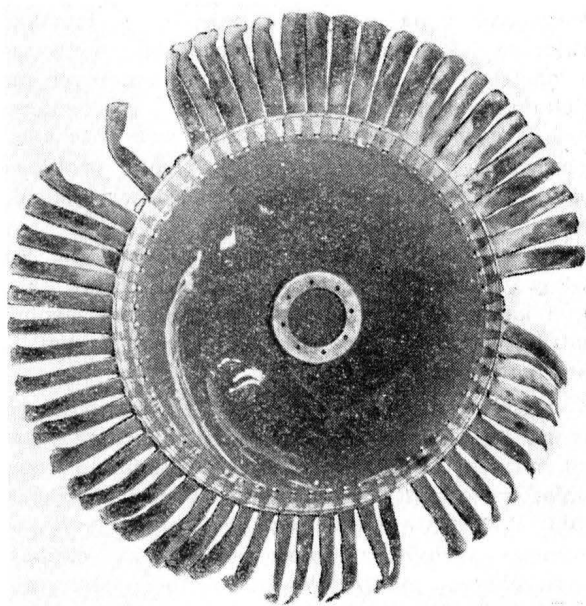
• urwanie łopatki na pierwszej jodełce zamka (rys. 7). W tym przypadku urywa się od razu kilka łopa-



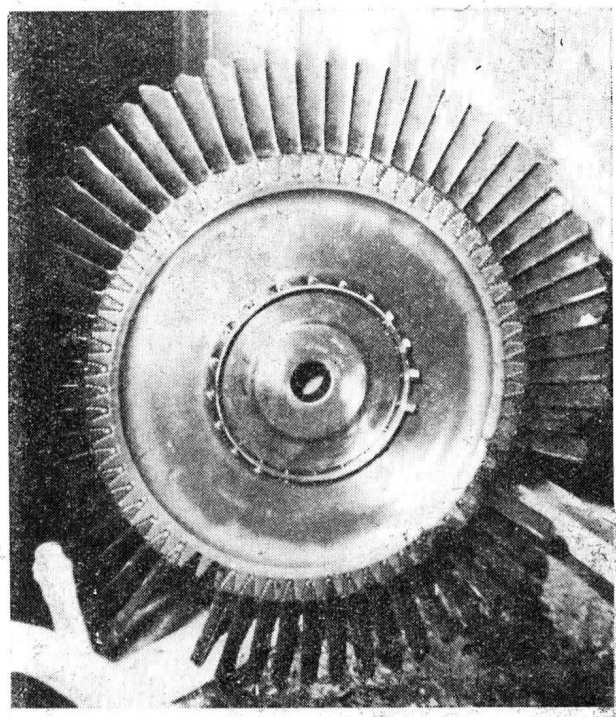
6. Wirnik turbiny z łopatką urwaną w części profilowej



8. Łopatki turbiny urwane wskutek wydłużenia (widać wyraźnie przewężenia)



7. Wirnik turbiny z łopatkami urwanymi na pierwszej jodełce zamka



9. Wirnik turbiny z łopatkami przepalonymi i urwanymi bez wyraźnego wydłużenia

tek, rzadziej jedna. Oprócz tego, pewna liczba łopatek ma rozwinięte pęknięcia umiejscowione w miejscach największych naprężeń w zamku łopatki,

- wydłużenie łopatek z utworzeniem szyjki, przy tym zwykle 10÷20 łopatek urywa się w najwęższym miejscu (rys. 8). Położenie szyjki zależy od rozkładu temperatury i naprężeń w materiale łopatki wzdłuż jej długości,

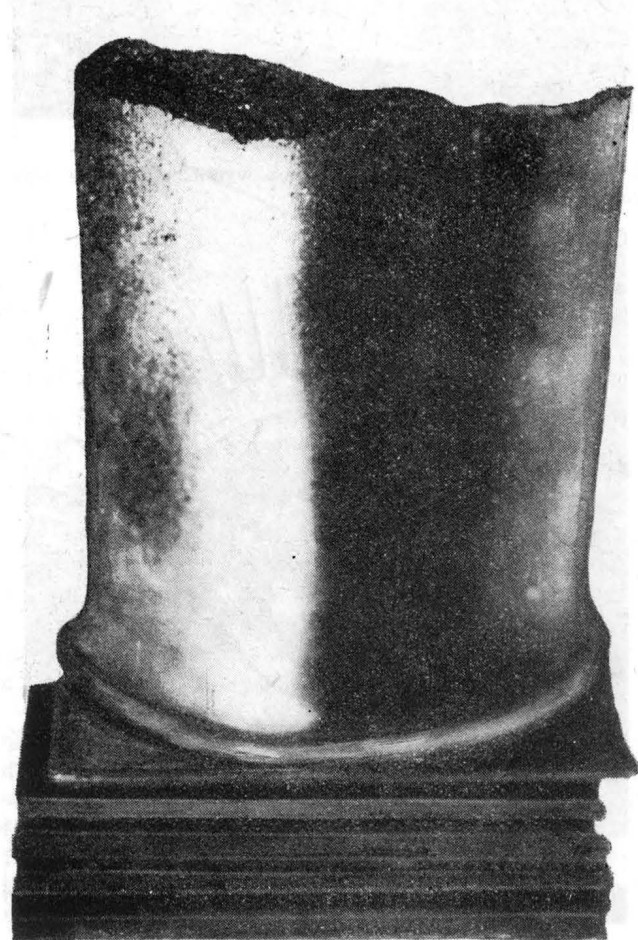
- przepalanie i urwanie wszystkich łopatek w odległości 60÷80% długości od zamka; przy tym nie obserwuje się wyraźnego wydłużenia (rys. 9).

Zmęczeniowe urwanie łopatek na części profilowej w silnikach turbinowych

Jednym z najczęściej spotykanych przypadków urwania łopatek turbiny spotykanymi podczas eksploatacji silników turbinowych zarówno ze sprężarkami osiowymi, jak i odśrodkowymi, jest ich zmęczeniowe urwanie na części profilowej. Łopatki turbiny urwane w części przelotowej mają charakterystyczny przełom.

Na powierzchni przełomu łopatki widać dwie, wyraźnie różniące się strefy, typowe dla uszkodzenia zmęczeniowego (rys. 10): strefa stopniowego pęknięcia (I) i gwałtownego urwania (II).

Strefa stopniowego pęknięcia łopatek turbiny zaczyna się zwykle od krawędzi spływu łopatki i rozprzestrzenia się w głąb materiału prostopadle do promienia.



10. Łopatka turbiny urwana na części profilowej

Tak więc rozprzestrzenienie pęknięcia w tej strefie jest związane z drganiami giętymi.

Strefa gwałtownego urwania, przylegająca do krawędzi natarcia, na której można zauważyć utworzenie szyjki, jest nachylona pod kątem 45° do promienia i przebiegu zgodnie z kierunkiem działania maksymalnych naprężeń stycznych, co jest charakterystyczne dla uszkodzenia przy rozciąganiu. Początkowo pęknięcie rozprzestrzenia się na długość 40÷50% cięciwy łopatki, następnie pod wpływem działania sił odśrodkowych łopatka urywa się. Czas rozwinięcia pęknięcia do momentu urwania łopatki wynosi około 20 godzin.

Uszkodzenie łopatki na części przelotowej nie jest związane z długotrwałością ich pracy, ponieważ występuje zarówno w pierwszych godzinach pracy silnika, jak i po przepracowaniu jednego lub dwóch okresów międzynaprawczych. Z reguły urwanie łopatki na części przelotowej nie jest związane z niewłaściwą regulacją parametrów określających pracę silnika podczas jego eksploatacji.

Ustalono, że pęknięcie powstaje zwykle na krawędzi spływu i osiąga początkowo głębokość kilku ziarn. Następnie przenika po granicach ziarn w głąb materiału, po czym rozprzestrzenia się już przez same ziarna. W strefie gwałtownego urwania przełomu przebiega głównie tylko po granicach ziarn.

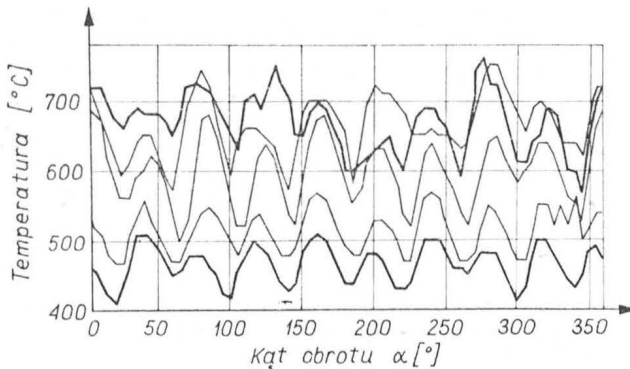
Rozprzestrzenianie się pęknięć w warstwie powierzchniowej na krawędzi spływu łopatki po granicach ziarn materiału wskazuje na to, że czynnikami mającymi zasadniczy wpływ na ich tworzenie jest zmniejszenie długotrwałej statycznej wytrzymałości materiału łopatki lub zwiększenie naprężeń statycznych w czasie pracy silnika. Dalszy rozwój pęknięcia po granicach ziarn wskazuje na to, że w strefie stopniowego zmęczeniowego urwania, rozwój pęknięcia zachodzi pod wpływem obciążeń okresowych. Urwanie łopatek na części profilowej stanowi ich istotną charakterystyczną właściwość wskazującą na to, że takie uszkodzenia spowodowane są nagromadzeniem się wielu niesprzyjających czynników pociągających za sobą zwiększenie naprężeń w poszczególnych łopatkach lub zmniejszających ich wytrzymałość.

Duży wpływ na powstanie pęknięć w łopatkach turbin ma jakość materiału i technologia wytwarzania łopatek. Na rozrzut własności mechanicznych materiału mają wpływ obróbka cieplna i mechaniczna, decydujące o strukturze i własnościach mechanicznych warstwy powierzchniowej na części profilowej łopatki oraz zawartość w stopie szkodliwych domieszek.

Przy wytwarzaniu łopatek przeprowadza się wrywkową kontrolę własności stopu, obejmującą każdy stop i każdą partię łopatek po ich obróbce cieplnej. Kontrola taka nie zapewnia w 100% właściwej jakości materiału.

Zwiększenie naprężeń statycznych i utworzenie pęknięć na krawędziach spływu w pojedynczych łopatkach może być związane z przekroczeniem tolerancji wymiarów geometrycznych łopatek przy ich wykonywaniu. Przy wytwarzaniu łopatek istnieje możliwość znacznego odchylenia położenia środków ciężkości poszczególnych przekrojów od wartości obliczeniowych, gdyż położenie środków ciężkości przy obróbce nie jest kontrolowane bezpośrednio. Takie łopatki będą miały z reguły większe naprężenia statyczne na

krawędziach spływu, znacznie przewyższające wartości obliczeniowe. Wpływ odchyżeń wymiarów geometrycznych na wytrzymałość łopatek można określić na drodze pomiaru położenia środków ciężkości w łopatkach, w których w czasie eksploatacji silnika



Promienie pomiarów - 236 mm - 267 mm - 296 mm -
- 323 mm - 347 mm

11. Zmiana temperatury gazów za turbiną silnika ze sprężarką odśrodkową na pięciu promieniach obwodu, podczas jego pracy przy prędkości obrotowej: $n = 11\,480$ obr/min

powstały pęknięcia. Pomiaru takie umożliwiają ustalenie związku między urwaniem łopatki a odchyleniem od ich wymiarów geometrycznych.

Dalszy rozwój pęknięć powierzchniowych utworzonych na krawędzi spływu łopatki turbiny związany jest ze zwiększeniem naprężeń dynamicznych w materiale i zwiększeniem współczynnika koncentracji naprężeń w miejscu utworzenia się pęknięć. Koncentracja naprężeń zmniejsza bardziej wytrzymałość zmęczeniową materiałów żaroodpornych niż ich długotrwałą wytrzymałość statyczną.

Zwiększone naprężenia dynamiczne powstają w łopatkach turbiny w związku z działaniem na nie nierównomiernego pola ciśnień i temperatur. Ciśnienie i temperatura mogą mieć rozmaite wartości na silnikach tego samego typu, mimo to, że ich dane odpowiadają warunkom technicznym. Na rysunku 11 pokazano pole temperatur gazów za turbiną. Na każdym obwodzie określonego promienia widoczne są wyraźnie wartości maksymalne i minimalne.

Temperatura gazów zmienia się na obwodzie niezwykle gwałtownie. W niektórych obszarach obwodu przesunięcie punktu z maksymalną temperaturą o $5 \div 10^\circ$ daje zmniejszenie temperatury gazu o $180 \div 200^\circ\text{C}$.

Przytoczony przykład pokazuje, że stosowane przy próbach silników seryjnych metoda regulowania pola temperatur za pomocą określonej liczby termopar, ustawionych za turbiną nie zawsze zapewnia jego wyrównanie.

Łopatki zabudowane na jednej tarczy turbiny nie pracują również w jednakowych warunkach. Pomiaru wykonane na różnych silnikach tego samego typu wykazują nawet trzykrotny rozrzut naprężeń dynamicznych. Różnice wartości naprężeń dynamicznych w łopatkach zabudowanych na jednej tarczy turbiny tłumaczy się tym, że łopatki i tarcza stanowią jeden układ sprężysty, którego drgania mają wzajemny związek. Przez tarczę turbiny zachodzi przekazywanie energii drgających łopatek, wskutek tego łopatki wykazują wpływ jedna na drugą.

Badania jednego z silników, w którym kilka łopatek miało naprężenia przekraczające ok. 4 razy ich średni poziom wykazały, że pierwsza giętą postać drgań własnych łopatek pod względem częstości pokrywa się z częstością tarczy posiadającą dwie wzajemnie prostopadle średnice węzłowe, a druga postać drgań giętych z częstością tarczy posiadającą trzy prostopadle średnice węzłowe.

Rozrzut częstości drgań własnych łopatek w jednym komplecie średnio wynosi 5%. Łopatki o częstościach zawartych w tym przedziale ustawia się na tarczy turbiny w wielu silnikach przypadkowo pod względem częstości. Dlatego może się zdarzyć, że rozkład łopatek na jednej tarczy będzie niesprzyjający, a ich częstości będą się pokrywać, doprowadzając do gwałtownego zwiększenia amplitudy drgań jednej lub kilku łopatek.

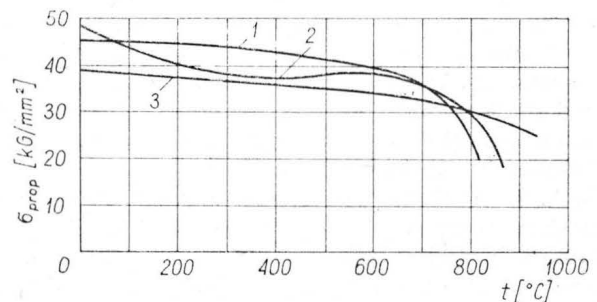
Przy ocenie wpływu naprężeń dynamicznych na wytrzymałość łopatek turbiny należy uwzględnić to, że ich wielkości określone w warunkach pracy silnika na hamowni zmieniają się w zależności od wysokości i prędkości lotu. Ustalono, że zwiększają się one ze wzrostem prędkości lotu i zmniejszają się w miarę wzrostu wysokości lotu. Np. na wysokości 4000 m przy zwiększeniu prędkości lotu z 400 do 800 km/h naprężenia dynamiczne wzrastają o 65%. Przy zwiększeniu wysokości lotu do 10 000 m przy prędkości lotu do 500 km/h, naprężenia dynamiczne w łopatkach stanowią 66% naprężeń zmierzonych przy pracy silnika na ziemi.

Przytoczona analiza przyczyn urywania się łopatek turbiny na części przelotowej pozwala stwierdzić, że przypadki takiego uszkodzenia silnika nie są związane z naruszeniem warunków eksploatacji silnika. Powstają one w wyniku nagromadzenia przy wytwarzaniu silnika czynników niesprzyjających powodujących zwiększenie naprężeń statycznych i dynamicznych. Przy czym szczególnego znaczenia nabiera fakt zwiększenia naprężeń na krawędzi spływu łopatki turbiny oraz wpływ czynników zmniejszających wytrzymałość materiału łopatki lub powodujących gwałtowny spadek wytrzymałości podczas pracy silnika.

Stosunkowo wolny rozwój pęknięć powstałych na łopatkach umożliwia jego wykrycie na drodze systematycznej kontroli łopatek w czasie eksploatacji przed całkowitym urwaniem się łopatki.

Zmęczeniowe urwanie łopatek turbiny na pierwszej jodełce zamka

Urwanie łopatek na pierwszej jodełce zamka powoduje znacznie większe uszkodzenia silnika niż urwanie się na części przepływowej. Tłumaczy się to



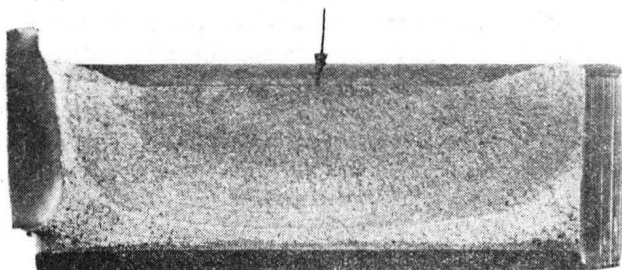
12. Przebieg granicy naprężeń sprężystych materiałów używanych na łopatkach: 1 - EJ 437; 2 - Nimonic 80A, 3 - KE-1049

tym, że masa urwanej łopatki na pierwszej jodełce jest znacznie większa niż przy urwaniu na części profilowej. Znaczne niewyważenie wirnika turbiny w wielu przypadkach doprowadza do zniszczenia tylnego łożyska turbiny, a czasem nawet do odłączenia tarczy turbiny od wału.

Pęknięcia zmęczeniowe powodujące urwanie łopatek powstają w miejscach działania największych obciążeń rozciągających i zginających, to jest na środku pierwszego występu jodełki od strony wypukłej powierzchni części profilowej i na występie pierwszej jodełki pod krawędzią spływu łopatki. Przyczynami powodującymi urwanie łopatki na pierwszej jodełce zamka są (przede wszystkim) zwiększone na-



13. Przełom łopatki turbiny urwanej na pierwszej jodełce zamka z zarodkiem pęknięcia zmęczeniowego zlokalizowanego pod krawędzią spływu łopatki



14. Przełom łopatki turbiny urwanej na pierwszej jodełce zamka z zarodkiem pęknięcia zmęczeniowego zlokalizowanym w środku zamka od strony wypukłej profilu

prężenia dynamiczne. Nagrzanie łopatki w części zamkowej, przy niewłaściwym rozkładzie temperatury gazów wzdłuż długości łopatki, gdy część dolna łopatki omywana jest gazami z wyższą temperaturą niż zwykle, może tylko sprzyjać urwaniu łopatki na pierwszej jodełce, ponieważ przedział wytrzymałości stopów żaroodpornych dla łopatek turbin w zakresie temperatur od 20 °C do 700 °C zmienia się nieznacznie (rys. 12). Doświadczenia nabyte w czasie eksploatacji silników turbinowych wskazują na to, że zwiększenie naprężeń dynamicznych najczęściej powstaje wskutek niewłaściwej pracy wtryskiwaczy paliwowych. W silnikach, na których wystąpiło urwanie łopatek na pierwszej jodełce zamka, w większości przypadków wykryto zanieczyszczenia lub zatkanie poszczególnych wtryskiwaczy roboczych. Gwałtowne zmniejszenie wydajności wtryskiwaczy doprowadziło do zwiększenia nierównomierności pola ciśnień i temperatur strumienia gazów, co pociągnęło za sobą

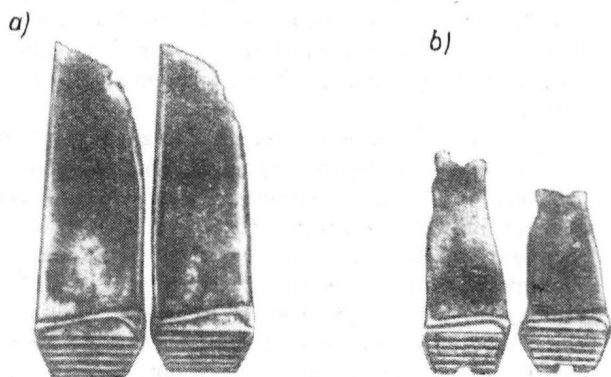
zwiększenie naprężeń dynamicznych w łopatkach turbiny silnika. Pomiar naprężeń w łopatkach przed i po zatknięciu wtryskiwacza wykazał, że naprężenia dynamiczne w materiale części profilowej łopatki wzrosły z 6 do 19 kG/mm². Przy takich naprężeniach w części profilowej łopatki naprężenia w najbardziej obciążonych częściach pierwszej jodełki zamka mogły osiągnąć wartość 60÷80 kG/mm². Takie zwiększenie naprężeń doprowadza do powstania pęknięć zmęczeniowych na dużej liczbie łopatek (prócz kilku urwanych). Czasem pęknięcia wykrywano na 30-40 łopatkach zabudowanych w jednej tarczy turbiny. Przełom łopatek miał typowy charakter zmęczeniowy z wyraźnie widocznymi strefami stopniowego pęknięcia i gwałtownego urwania (rys. 13) i (rys. 14).

Uszkodzenie łopatek turbiny wskutek przegrzania ich materiału w silnikach ze sprężarkami osiowymi

Doświadczenia z eksploatacji silników turbinowych wskazują na to, że uszkodzenie łopatek turbiny wskutek przegrzania ich materiału występuje częściej w silnikach ze sprężarkami osiowymi niż w silnikach ze sprężarkami odśrodkowymi. Można to tłumaczyć tym, że podczas eksploatacji silników ze sprężarkami osiowymi obserwuje się znacznie większą liczbę przypadków występowania niestacystycznej pracy (pompażu), której towarzyszy znaczniejsze zwiększenie temperatury gazów przed turbiną niż w silnikach ze sprężarkami odśrodkowymi. Uszkodzenie łopatek turbin w silnikach ze sprężarkami osiowymi może występować w postaci przepalenia materiału łopatek w ich górnej części bez wyraźnych śladów wydłużenia łopatki (rys. 15a) bądź też z wydłużeniem, z utworzeniem szyjki oraz urwaniem końców piór łopatek (rys. 15b).

Przepalenie materiału łopatek bez ich wydłużenia zachodzi zwykle wskutek przegrzania turbiny przy pracy silnika na stosunkowo niewielkiej prędkości obrotowej, np. przy rozruchu. Uszkodzenie łopatek, któremu towarzyszy wydłużenie, w większości przypadków zachodzi przy ich przegrzaniu na zakresach roboczych silnika, szczególnie przy rozkręceniu, to jest przy zwiększaniu prędkości obrotowych silnika powyżej dopuszczalnych.

Należy zaznaczyć, że charakter i stopień uszkodzenia różnych stopni turbin dwu- i wielostopniowych z reguły różni się jeden od drugiego, ponieważ zależy od rozkładu temperatury gazu na poszczególnych



15. Łopatkę turbiny uszkodzone w wyniku przegrzania materiału

stopniach, zmieniającego się w zależności od zakresu pracy silnika, materiału z którego wykonane są łopatki, warunków chłodzenia i od innych czynników.

Na rysunku 15a pokazano łopatki pierwszego i drugiego stopnia turbiny silnika, uszkodzone w locie wskutek podwyższenia temperatury gazów i zwiększenia prędkości obrotowej powyżej wartości maksymalnie dopuszczalnych. Łopatki pierwszego stopnia urwane są w przybliżeniu w połowie wysokości pióra. W pobliżu powierzchni urwania istnieje wyraźnie widoczna „szyjka”. Natomiast łopatki drugiego stopnia wykonane z takiego samego materiału są przepalone w górnej części pióra przy krawędzi natarcia bez zewnętrznych oznak ich wydłużenia. Różnice charakteru uszkodzenia łopatek tłumaczy się tym, że na łopatki pierwszego stopnia działają wyższe temperatury niż na łopatki stopnia drugiego, a oprócz tego mają one mniejszą masę i dlatego przegrzewają się szybciej.

W wirniku turbiny innego silnika przegrzanie nastąpiło przy rozruchu na prędkościach obrotowych odpowiadających dolnej granicy niestatecznej pracy sprężarki. Zewnętrznie łopatki drugiego stopnia w ogóle nie mają uszkodzeń, podczas gdy łopatki pierwszego stopnia przepaliły się. Na podstawie badań metalograficznych ustalono, że materiał łopatek drugiego stopnia turbiny tego silnika miał znacznie mniejszą wytrzymałość spowodowaną przegrzaniem.

Przy uszkodzeniu łopatek turbiny wskutek przegrzania zachodzi również przegrzanie łopatek kierujących. Na przykład, w przypadkach przegrzania łopatek w czasie rozruchu silnika, wskutek nagromadzenia paliwa w komorze spalania i korpusie turbiny pękają i przepalają się łopatki położone w dolnej części aparatów kierujących.

Cechą właściwą uszkodzenia łopatek turbiny wskutek przegrzania jest to, że urwane końce łopatek w wielu przypadkach (przy wystarczająco dużych prędkościach obrotowych i wysokich temperaturach gazów) przebijają korpus aparatów kierujących, podczas gdy przy urwaniu zmęczeniowym łopatek w części pióra położonej nawet blisko od podstawy nie obserwuje się przebicia korpusu. Można to tłumaczyć tym, że zwiększenie temperatury powyżej dopuszczalnej nie tylko doprowadza do przegrzania łopatek turbiny, ale wywołuje również przegrzanie i zmniejszenie wytrzymałości materiału korpusów aparatów dyszowych.

Przegrzanie łopatek turbiny wskutek niestatecznej pracy silnika

Niestatecznej pracy sprężarki towarzyszy zwiększenie temperatury gazów przed turbiną, na tyle intensywne, że zwykle powoduje przegrzanie łopatek turbiny przy pracy silnika na prędkości obrotowej odpowiadającej obrotom górnej lub dolnej granicy statecznej pracy oraz przy pracy silnika na dużych prędkościach obrotowych zredukowanych, tj. w lotach na dużych wysokościach, przy niskich temperaturach otoczenia. W czasie eksploatacji silników ze

sprężarkami osiowymi rzadko obserwowano przypadki uszkodzenia łopatek wskutek niestatecznej pracy sprężarki na dużych obrotach zredukowanych. Tłumaczy się to tym, że wystąpienie niestatecznej pracy na dużych obrotach zredukowanych związane jest z gwałtownymi wyraźnymi zjawiskami dźwiękowymi, co od razu zauważa pilot i stosuje środki zmierzające do przerwania niestatecznej pracy. Dlatego czas oddziaływania wysokich temperatur na łopatki turbiny jest krótki i nie zachodzi spadek wytrzymałości mogący doprowadzić do urwania łopatek. Ponieważ w silnikach turbinowych ze sprężarkami osiowymi zakres statecznej pracy jest zwykle wystarczająco duży na dużych prędkościach obrotowych (przekraczających maksymalne prędkości obrotowe) nie spotyka się często przypadków takiego rodzaju niestatecznej pracy.

Uszkodzenia łopatek turbin silników ze sprężarkami osiowymi zachodzi głównie na obrotach odpowiadających dolnej granicy niestatecznej pracy sprężarki. Tłumaczy się to tym, że wystąpieniu niestatecznej pracy silnika na tym zakresie nie towarzyszy zmiana dźwięku pracy silnika, w wyniku czego możliwa jest jego długotrwała praca w tym obszarze.

Obserwowano również przypadki przepalania łopatek sprężarki na prędkościach obrotowych zbliżonych do dolnej granicy niestatecznej pracy wskutek zwiększonej wydajności paliwa, zasadniczo w początkowym okresie rozpędzania silnika lub spóźnionego zapłonu paliwa nagromadzonego w przestrzeniach komór spalania i turbiny, co powodowało zwiększenie temperatury gazów przed turbiną.

Zwiększenie wydajności paliwa do komór spalania silnika może być spowodowane niesprawnością instalacji zasilania, jak również niezgodnością tempa narastania wydatku paliwa w procesie rozpędzania wirnika silnika z tempem zwiększania wydatku powietrza w sprężarce.

Paliwo może nagromadzić się w przestrzeniach komór spalania przy rozruchu silnika bez jego uprzedniego przedmuchania po nieudanych rozruchach poprzednich oraz wskutek niewłaściwego rozpylania paliwa przez wtryskiwacze przy małych ciśnieniach paliwa. Wtryskiwacze takie sprawdzone na stanowisku badawczym rozpylają zwykle paliwo pojedynczymi strumyczkami. Niewłaściwe rozpylenie powoduje niezapalenie się paliwa podczas rozruchu i jego nagromadzenie się w komorach spalania lub opóźnienie zapłonu paliwa, a po jego zapaleniu się gwałtowne zwiększenie temperatury gazów przed turbiną.

Literatura

1. Prace własne Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych
2. Szczeciński S.: *Lotnicze silniki turbinowe*, MON 1965.
3. Skubaczewskij G. S.: *Awiacjonnyje gazoturbinnyje dwigatieli. Konstrukcja i rasczot dietalej*. Wyd. Maszynostrojenije, Moskwa 1965
4. Podzej A. W., Sulimo A. M., Firago W. P., Cukanow J. S.: *Tiechnologija awiadwigateljostrojenija*. Wyd. Moskwa 1957
5. *Ustatost' somoletnyh konstrukcij*. Wyd. Moskwa 1961 (przekład z angielskiego)

WCT/1423/K/73

WOJSK LOTNICZYCH INSTYTUT TECHNICZNY

Od obiektów latających (raket, samolotów, śmigłowców, spadochronów) wymaga się bardzo dużej niezawodności, będącej miarą ryzyka ich użytkowania w określonym czasie i w określonych warunkach fizycznych.

Zgodnie z teorią niezawodności każdy realny obiekt fizyczny ma skończoną niezawodność, zaś umiejętność wyznaczania wskaźników niezawodności obiektów jest niezbędna podczas wyboru obiektu o niezawodności maksymalnej.

Podana w pracy metoda wyznaczania niezawodności obiektów technicznych może być zastosowana do obliczania niezawodności dwóch klas obiektów, a mianowicie: obiektów nienaprawianych oraz obiektów naprawianych.

Dowolny obiekt techniczny, będący przedmiotem rozważań teorii niezawodności można scharakteryzować jednoznacznie pewnym zbiorem wskaźników, przy czym do podstawowych należy wskaźnik charakteryzujący prawdopodobieństwo spełnienia przez obiekt stawianych mu wymagań w zadanym przedziale czasu. Prawdopodobieństwo to można obliczyć ze wzoru:

$$P(T > t) = R(t) = e^{-\int_0^t \lambda(\tau) d\tau} = e^{-\Lambda(t)} \quad (1)$$

gdzie: t — oznacza czas pracy obiektu, natomiast T oznacza trwałość obiektu.

Odpowiednio funkcję $\Lambda(t)$ daną cząsem:

$$\Lambda(t) = \int_0^t \lambda(\tau) d\tau \quad (2)$$

nazywamy skumulowaną funkcją ryzyka użytkowania obiektu (funkcją wiodącą rozkładu), natomiast $\lambda(t)$ — funkcją ryzyka użytkowania obiektu, nazy-

waną również funkcją intensywności uszkodzeń.

Fizycznie funkcja ryzyka $\lambda(t)$ wyznacza nam prawdopodobieństwo zdarzenia, że obiekt, który przepracował bez uszkodzeń do chwili t , uszkodzi się w chwili $t + \Delta t$, dla $\Delta t \rightarrow 0$.

Odpowiednio skumulowana funkcja ryzyka wyznacza nam oczekiwaną liczbę uszkodzeń rozważanego obiektu w przedziale czasu $0 \div t$.

Zazwyczaj wartości funkcji $R(t)$ bądź $\Lambda(t)$ oraz $\lambda(t)$ są nieznane, w związku z czym zachodzi potrzeba wyznaczenia ich na drodze doświadczalnej. Tego rodzaju czynność jest dość powszechnie wykonywana i na ogół pracochłonna. Mając to na uwadze w pracy niniejszej podano szybką metodę graficzną szacowania wymienionych wskaźników niezawodności dla dwóch modeli badań obiektów, a mianowicie dla modelu badań bez zwracania (obiekty nie naprawiane) oraz dla modelu badań ze zwracaniem (obiekty naprawiane).

Obliczanie niezawodności obiektów nie naprawianych

Obiektem nie naprawianym będziemy nazywać obiekt, należący do klasy obiektów nienaprawialnych bądź naprawialnych, nie poddawany naprawom. Tego rodzaju obiektom przyporządkowuje się tzw. model badań bez zwracania.

Badania obiektu w tym modelu charakteryzują się tym, iż po uszkodzeniu się określonego obiektu usuwa się go ze zbioru obiektów badanych, w wyniku czego zbiór obiektów badanych systematycznie maleje.

Przyjmijmy, że poddano badaniom n obiektów, przy czym po czasie t_1 uszkodzony został pierwszy obiekt, po czasie t_2 obiekt drugi itd. W pewnym momencie czasu t_m w zbiorze obiektów badanych uszkodził się obiekt m -ty.

Oznacza to, że liczba obiektów zdanych w rozważanym zbiorze wynosi wówczas:

$$M = n - m \quad (3)$$

Dla chwili t_m możemy wyznaczyć wartość funkcji $\Lambda(t_m)$ według wzoru:

$$\Lambda(t_m; n, m) = \ln \frac{n + 1}{M + 1} \quad (4)$$

oraz wartość funkcji $R(t_m)$ według wzoru:

$$R(t_m; n, m) = e^{-\Lambda(t_m; n, m)} \quad (5)$$

Zestawienie podstawowych zależności, potrzebnych do obliczania wskaźników niezawodności obiektów nie naprawianych podano w tablicy A. Odpowiednio, na rysunku 1 podano nomogram do bezpośredniego wyznaczania wartości $\Lambda(t_m)$ oraz $R(t_m)$ dla ustalonych n oraz $M = n - m$.

Mając powyższy nomogram możemy dla dowolnej chwili czasu t wyznaczyć każdorazowo wartości $\Lambda(t)$ oraz $R(t)$. Sposób postępowania pokazano na rysunku 1.

Przykład 1

W wyniku prowadzenia długotrwałych badań pewnego zbioru obiektów o liczności $n = 20$ stwierdzono, że dla czasu $t = 5000$ h pozostało zdanych $M = 13$ obiektów. Należy wyznaczyć wartości funkcji $\Lambda(t_{5000})$ oraz $R(t_{5000})$. Z wykonanego nomogramu (rys. 1) otrzymujemy wartości:

$$\Lambda(t_{5000}) = 0,4$$

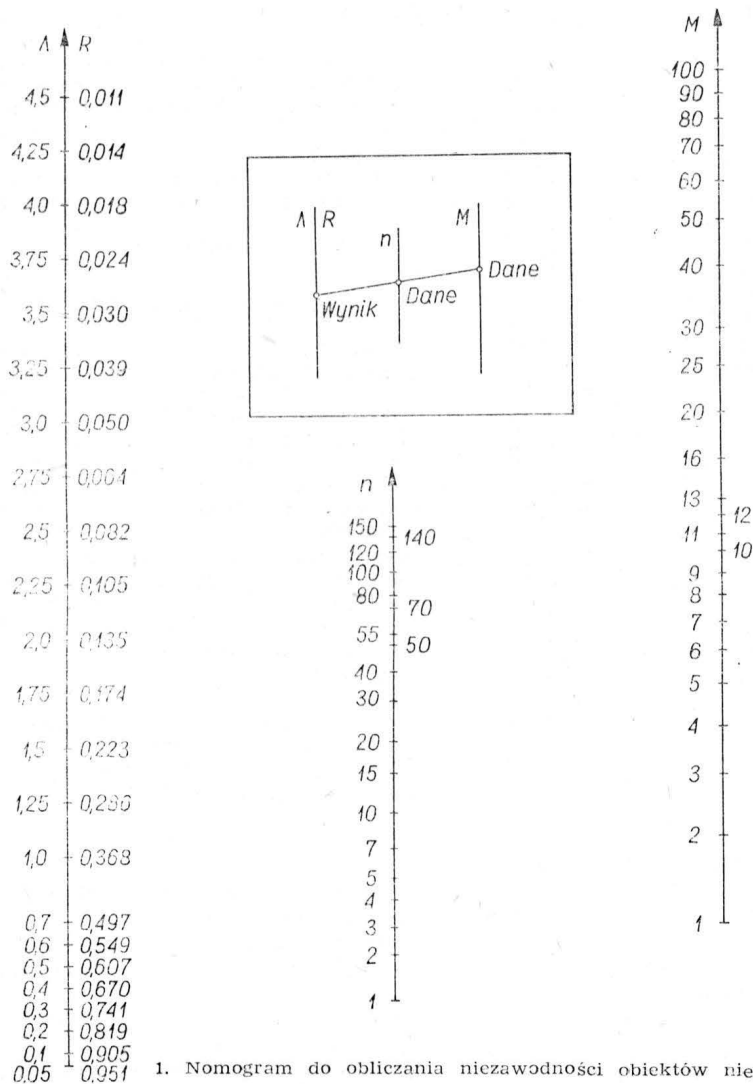
$$R(t_{5000}) = 0,67$$

Przykład 2

Z bazy remontowej otrzymano następujące uporządkowane dane dotyczące

Tablica A. Podstawowe zależności dla oceny wskaźników niezawodności obiektów nie naprawianych (metoda dokładna)

Nazwa wskaźnika niezawodności	Wzór obliczeniowy	Przebieg funkcji
1. Wartość chwilowa funkcji niezawodności $R(m, n)$ wraz z przedziałami ufności: $\langle \underline{R}(m, n), \bar{R}(m, n); a \rangle$	$R(m, n) = \frac{n - m + 1}{n + 1}$ $\underline{R}(m, n; a) = \frac{1}{1 + \frac{m}{n - m + 1} F_\alpha[2m, 2(n - m + 1)]}$ $\bar{R}(m, n; a) = \frac{F_\alpha[2(n - m + 1), 2m]}{\frac{m}{n - m + 1} + F_\alpha[2(n - m + 1), 2m]}$	
2. Wartość chwilowa funkcji wiodącej rozkładu $\Lambda(m, n)$ wraz z przedziałami ufności: $\langle \underline{\Lambda}(m, n), \bar{\Lambda}(m, n); a \rangle$	$\Lambda(m, n) = \sum_{j=1}^m \frac{1}{n - j + 1}$ $\underline{\Lambda}(m, n; a) = \frac{\chi^2_{1-\alpha}, 2m}{2m} \lambda(m, n)$ $\bar{\Lambda}(m, n; a) = \frac{\chi^2_{\alpha}, 2m}{2m} \lambda(m, n)$	



1. Nomogram do obliczania niezawodności obiektów nie naprawianych

czasu napraw pewnego obiektu: 0,1; 0,25; 0,39; 0,42; 0,50; 0,72; 0,89; 0,95; 1,20; 1,60; 1,65; 1,74; 1,86; 2,00; 2,50; 2,80; 3,50; 4,00; 4,60; 5,50 h.

Należy wyznaczyć wartość oczekiwaną czasu naprawy oraz prawdopodobieństwo, że czas naprawy będzie większy niż 4 h oraz, że będzie mniejszy niż 4 godziny.

W celu wyznaczenia wartości średniej czasu naprawy posługujemy się następującym związkiem:

$$\Lambda(t_m) = 1$$

Równanie powyższe możemy rozwiązać nomograficznie przyjmując jako n liczbę napraw, tj. $n = 20$ oraz $\Lambda(t) = 1$. Z wykonanego nomogramu odczytujemy wartość $M = 7$, skąd następnie wyznaczamy wartość $m = n - M = 20 - 7 = 13$. Odczytując wartość $t_m = t_{13} = 1,86$ h dostajemy, że średni czas naprawy wynosi 1,86 h.

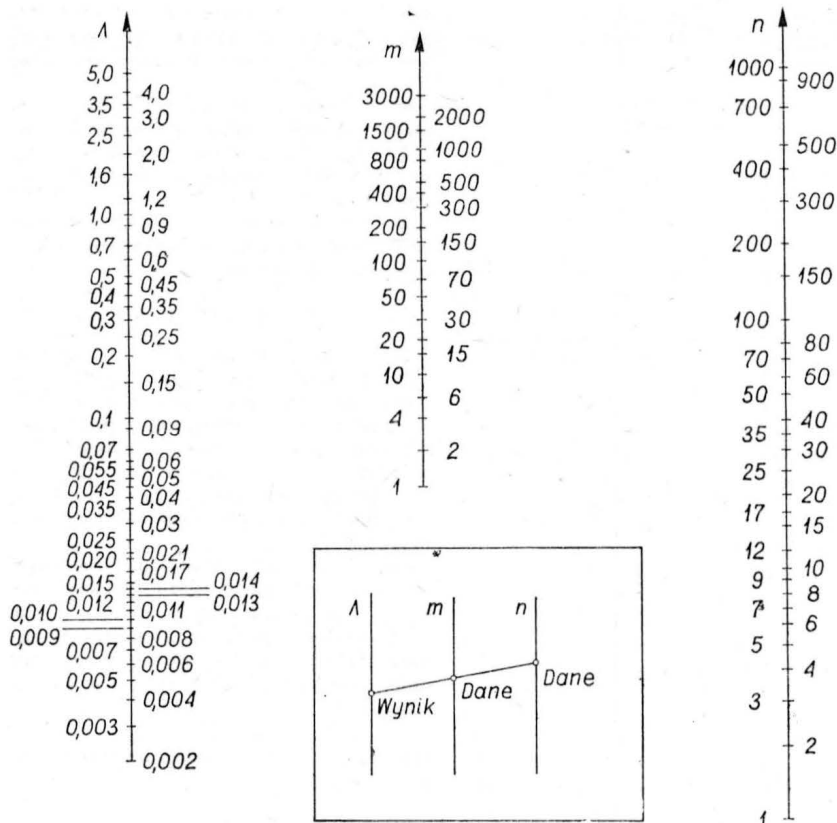
Do wyznaczenia prawdopodobieństwa, że czas naprawy r będzie większy niż 4 godziny, przyjmujemy $M = 2$, $n = 20$ i odczytujemy wartość prawdopodobieństwa na skali R . W naszym przypadku otrzymujemy odpowiednio $R = 0,14$ oraz $F = 1 - R = 0,86$.

Obliczanie niezawodności obiektów naprawianych

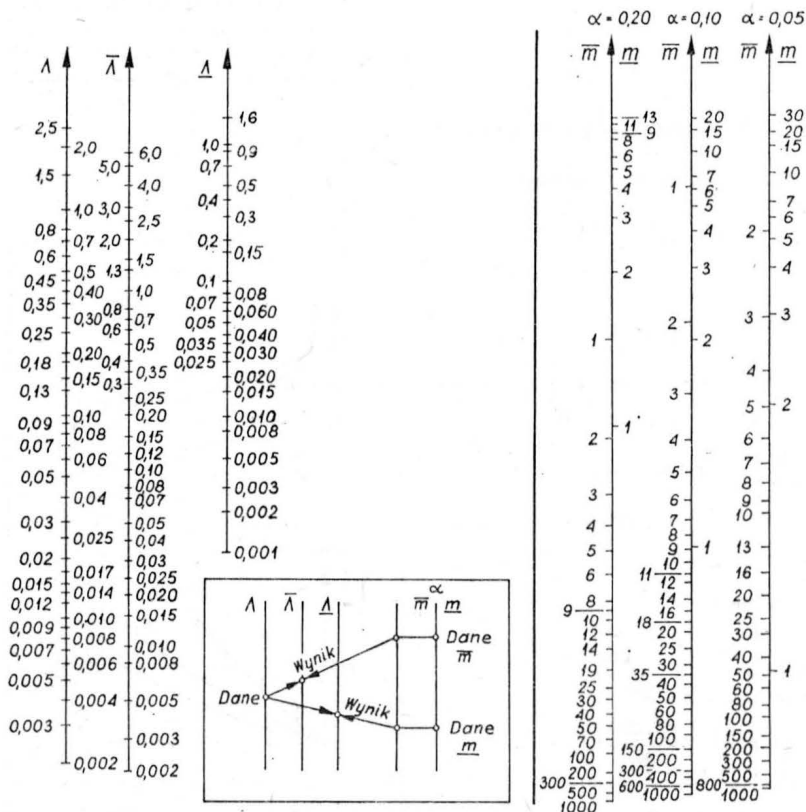
Drugą przeciwstawną grupą obiektów są tzw. obiekty naprawiane, charakteryzujące się tym, że liczebność zbioru obiektów badanych pozostaje stała. Uzyskuje się to między innymi drogą napraw, zaś rozważany model badań nazywamy modelem badań ze zwracaniem. Dla tego rodzaju modelu badań [1] stosujemy następujące wzory obliczeniowe (tablica B):

Tablica B. Podstawowe zależności dla oceny wskaźników niezawodności obiektów naprawianych

Nazwa wskaźnika niezawodności	Wzór obliczeniowy	Przebieg funkcji
1. Wartość chwilowa funkcji niezawodności $R(m, n)$ wraz z przedziałami ufności: $\langle \underline{R}(m, n), \bar{R}(m, n); \alpha \rangle$	$R(m, n) = \frac{n}{m + n}$ $\underline{R}(m, n; \alpha) = \frac{1}{1 + \frac{m}{n} F_{\alpha}(2m, 2n)}$ $\bar{R}(m, n; \alpha) = \frac{F_{\alpha}(2n, 2m)}{\frac{m}{n} + F_{\alpha}(2n, 2m)}$	
2. Wartość chwilowa funkcji wodzącej rozkładu $\Lambda(m, n)$ wraz z przedziałami ufności: $[\underline{\Lambda}(m, n), \bar{\Lambda}(m, n); \alpha]$	$\bar{\Lambda}(m, n) = \frac{m}{n}$ $\underline{\Lambda}(m, n; \alpha) = \frac{\chi^2_{1-\alpha}, 2m}{2n}$ $\bar{\Lambda}(m, n; \alpha) = \frac{\chi^2_{\alpha}, 2m}{2n}$	
3. Przedział ufności dla wartości chwilowej funkcji niezawodności (metoda przybliżona)	$\underline{R}(m, n; \alpha) = \exp[-\bar{\Lambda}(m, n; \alpha)]$ $\bar{R}(m, n; \alpha) = \exp[-\underline{\Lambda}(m, n; \alpha)]$	



2. Nomogram do wyznaczania wartości $\lambda(t_m)$ dla obiektów naprawianych



3. Nomogram do wyznaczania przedziałów ufności dla $\lambda(t_m)$

$$\lambda(t_m; n, m) = \frac{m}{n} \quad (6)$$

oraz

$$R(t_m; n, m) = e^{-\lambda(t_m; n, m)} \quad (7)$$

Dla zależności (6) wykonano nomogram przedstawiony na rysunku 2. Odpowiednio zależność (7) wyznaczmy posługując się nomogramem z rysunku 1 (skala λ oraz R).

Przykład 3

W czasie prowadzenia badań niezawodnościowych $n=10$ obiektów zaobserwowano $m=1$ uszkodzenie w czasie $t_m = t_1 = 500$ h. Należy wyznaczyć $\lambda(t_m)$ oraz $R(t_m)$.

Posługując się nomogramami podanymi na rys. 1 oraz rys. 2 otrzymujemy:

$$\lambda(t_m = 500 \text{ h}; 10, 1) = 0,1$$

oraz

$$R(t_m = 500 \text{ h}; 10, 1) = 0,905.$$

Nomograficzna metoda obliczania przedziałów ufności dla $\lambda(t_m)$ oraz $R(t_m)$

Wyznaczone z doświadczenia wskaźniki $\lambda(t_m)$ oraz $R(t_m)$ są zmiennymi losowymi, w związku z czym należy każdorazowo podać odpowiedni przedział, tzw. przedział ufności, w którym z prawdopodobieństwem $\beta = 1 - \alpha$ będzie zawarta poszukiwana wartość podanych wskaźników. Na rysunku 3 podano nomogramy do wyznaczania kresów (górnego i dolnego) przedziałów ufności dla $\lambda(t_m)$ przy ustalonych wartościach α , n i m (względnie M).

Procedura posługiwania się powyższym nomogramem jest następująca:

1. Po wyznaczeniu wartości $\lambda(t_m; n, m)$, w oparciu o nomogram podany na rys. 1 lub na rys. 2, наносimy ją na skalę λ .

2. Wybieramy właściwy poziom istotności $\alpha = 0,20$, $\alpha = 0,10$ lub $\alpha = 0,05$.

3. Dla ustalonego α na skali \bar{m} , \bar{m} наносimy wartość m (dla którego wyznaczono λ) i wyznaczamy odpowiednie wartości $\bar{\lambda}$ oraz $\underline{\lambda}$ według schematu podanego na rys. 3.

4. W oparciu o znalezione wartości $\bar{\lambda}$, $\underline{\lambda}$ wyznaczamy odpowiednie przedziały ufności dla R według wzorów:

$$\bar{R} = e^{-\bar{\lambda}} \quad (8)$$

oraz

$$\underline{R} = e^{-\underline{\lambda}} \quad (9)$$

posługując się nomogramami podanymi na rys. 1 (na skali λ , R).

Przykład 4

Dla danych z przykładu 1 należy dla zadanego $\alpha = 0,10$ wyznaczyć przedział ufności dla $\lambda(t_{5000})$ oraz $R(t_{5000})$.

Posługując się wykonanymi nomogramami otrzymujemy wartości:

$$\bar{\lambda}(t_{5000}) = 0,19$$

$$\underline{\lambda}(t_{5000}) = 0,70$$

oraz

$$\bar{R}(t_{5000}) = 0,49$$

$$\underline{R}(t_{5000}) = 0,82$$

Literatura

Jaźwiński J., Migdalski J., Wiermieńczyk W.: *Tablice statystyczne do oceny niezawodności obiektów nienaprawialnych i naprawialnych*, t. I i II. Wyd. ITWL 1970/71.

Samolot szkolno-treningowy, dopuszczony do akrobacji

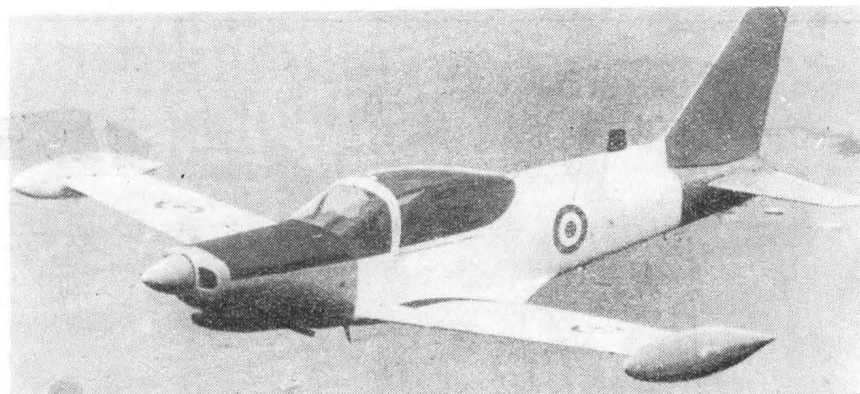
KONSTRUKCJA. Trzymiejscowy dolnopłat wolnonośny konstrukcji metalowej.

Plat. Trapezowy, zwichrzony, profil laminarny — u nasady NACA 64.212 mod. i NACA 64 210 na końcach. Konstrukcja jednodźwigarowa z pomocniczym dźwigarkiem przedlotkowym i pracującym pokryciem. Kłapy wychyłane elektrycznie dwustopniowo: do startu na 10–20° i do lądowania na 40–50°. Dodatkowo zbiorniki paliwa na końcach skrzydeł. Po stronie wewnętrznej zbiorników nad noskiem skrzydeł, specjalne skrzydełko do uspokojenia wiru powstającego na zbiorniku, psującego przepływ laminarny w obszarze lotek.

Kadłub. Przekrój owalno-prostokątny. Osłona kabiny przezroczysta odsuwana do tyłu po trzech prowadnicach. Górna część oszklenia z dymionego szkła organicznego. Kabina z dwoma miejscami przednimi i jednym miejscem z tyłu; sterownice podwójne. Tablica z kompletem przyrządów łącznie z urządzeniami dla lotów IFR. Fotele przednie z regulacją poziomą. Za tylnym siedzeniem, z oparciem odchylanym do tyłu — przestrzeń na bagaż. Klimatyzacja z nawiewem ogólnym oraz indywidualnym z dysz. Pośrodku znajduje się mała konsola z dźwigniami sterowania zespołem napędowym.

Usterzenie. Wolnonośne. Usterzenie pionowe skośne. Statecznik pionowy, wykonany razem z kadłubem, uzupełniony płetwą grzbietową. Ster wysokości wyważony masowo i aerodynamicznie, na prawym sterze klapka wyważająca.

Podwozie. Trójkołowe z kołem przednim, całkowicie chowane elektrycznie. Koło przednie sterowane, na teleskopowej goleni. Koła podwozia głównego na wahaczach. Hamulce kół głównych tarzone napędzane hydraulicznie.



Naped. Silnik gaźnikowy Lycoming 0-540-E4A5 (sześciocylindrowy — płaski) o mocy 260 KM. Śmigło metalowe Hartzell o zmiennym skoku, o średnicy 1,93 m. Maski silnika zapinane na szybko otwieranych zamkach. Układ paliwowy ma dwa zbiorniki w skrzydłach po 50 l i dwa na końcach skrzydeł po 70 l.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Konstrukcja samolotu opracowana przez inż. Stelio Frati na bazie jego poprzednich konstrukcji Falco i Super Falco. Prototyp oblatano w 1966 r. Samolot jest dopuszczony do akrobacji przy obciążeniach +3g i -3g. SF 260 zdobył dwa światowe rekordy prędkości w obwodzie zamkniętym: 100 km (369 km/h) i 1000 km (322 km/h). W maju 1972 r. odbył się pierwszy lot samolotu SF 260 W Warrior, który jest bojową wersją wojskowego samolotu szkolnego SF 260 MX.

SF 260 MX został wybrany jako podstawowy samolot treningowy sił powietrznych Belgii, Konga, Zambii i Singapuru, a także wielu cywilnych szkół

lotniczych. Cena samolotu 33 000 dolarów. Do połowy 1970 r. sprzedano ponad 100 sztuk.

DANE TECHNICZNE (osiągi dla ciężaru 1000 kg)

Rozpiętość	8,35 m
Długość	7,02 m
Wysokość	2,31 m
Powierzchnia nośna	10,10 m ²
Cieżyż własny	720 kg
Cieżyż całkowity (maks.)	1102 kg
Cieżyż dopuszczalny do akrobacji	1000 kg
Prędkość maks.	370 km/h
Prędkość przelotowa (75% mocy) na wysokości	355 km/h
Prędkość nurkowania (maks. dopuszcz.)	2100 m
Prędkość wznoszenia	420 km/h
(maks. dopuszcz.)	9,15 m/s
Pułap	6500 m
Zasięg maks.	1460 km
Start na h = 15 m	485 m
Lądowanie z h = 15 m	410 m
Rozbieg	250 m
Dobieg	250 m

L. J.

Kartoteka TLiA

Lekki samolot myśliwsko-szturmowy. Może służyć jako samolot szkolno-treningowy

KONSTRUKCJA. 2-miejscowy, dwusilnikowy dolnopłat konstrukcji metalowej.

Plat. Wolnonośny, 2-dźwigarowy. Profil NACA 2418 (modyfikowany) u nasady i NACA 2412 (modyfikowany) na końcu. Kąt wzniosu 3°. Kąt zaklinowania 3°38' u nasady, 1° na końcu. Elektrycznie wychyłana klapka wyważająca na lewej lotce, ponadto klapki odciążające na lewej i prawej lotce. Kłapy wychyłane hydraulicznie.

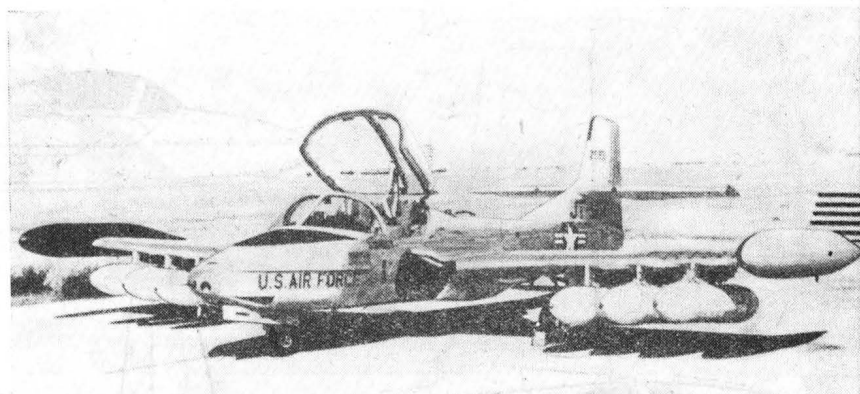
Kadłub. Konstrukcja półskorupowa. Hydraulicznie wychyłany hamulec aerodynamiczny w przedniej dolnej części kadłuba za komorą podwozia przedniego. Fotele pilotów obok siebie; sterownice podwójne. Pełny zestaw przyrządów pilotażowych z lewej strony, częściowy z prawej; przyrządy silnikowe wspólne. Kabina ogrzewana i wentylowana, nieciśnieniowa.

Usterzenie. Wolnonośne. Statecznik pionowy wykonany integralnie z tylną częścią kadłuba. Statecznik poziomy o stałym kącie zaklinowania umieszczony na stateczniku pionowym. Elektrycznie wychyłane kłapy wyważające.

Podwozie. Chowane hydraulicznie, trójkołowe, ze sterowaniem hydraulicznym kołem przednim. Pneumatyczna instalacja do awaryjnego wypuszczenia podwozia. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Hamulce tarczowe. Podwozie umożliwia eksploatację samolotu z przewoźniczych pasów startowych.

Naped. 2 turbiniowe silniki odrzutowe General Electric J85-GE-17A, każdy o ciągu 1293 kG. Zbiorniki paliwa w skrzydłach, na końcach skrzydeł i w kadłubie za kabina o łącznej pojemności 1920 l. 4 dodatkowe zbiorniki paliwa po 378 l mogą być podwieszane pod skrzydłami.

Cessna A-37B



Uzbrojenie. W przedniej części kadłuba k.m. 7,62 mm Minigun oraz 8 podskrzydłowych zamków do wyposażenia podwieszanego o łącznym ciężarze około 2700 kG (pociski rakietowe, zasobniki z k.m., bomby, zbiorniki paliwa).

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Cessna A-37 jest wersją rozwojową szkolno-treningowego samolotu Cessna T-37 (oznaczenie cywilne Cessna 318) oblatanego 12. X.1954 r. i produkowanego (T-37A) od 1955 r. Wersja T-37B wyposażona w 1961 r. w dodatkowe uzbrojenie i zbiorniki paliwa używana była od 1959 r. Do 1. I. 1972 r. dostarczono łącznie 1237 samolotów T-37. Obecnie produkowana jest wersja rozwojowa T-37C. Samoloty T-37B i C eksportowane są do wielu krajów. Prototyp A-37 oblatany został 22. X.1963 r. Wersja A-37A dostarczana była od 2. V. 1967 r. Prototyp A-37B z nowymi silnikami oblatano we wrześniu 1967 r. Do końca 1971 r. dostarczono łącznie 329 sa-

molotów A-37. Cena samolotu 230 tys. dolarów.

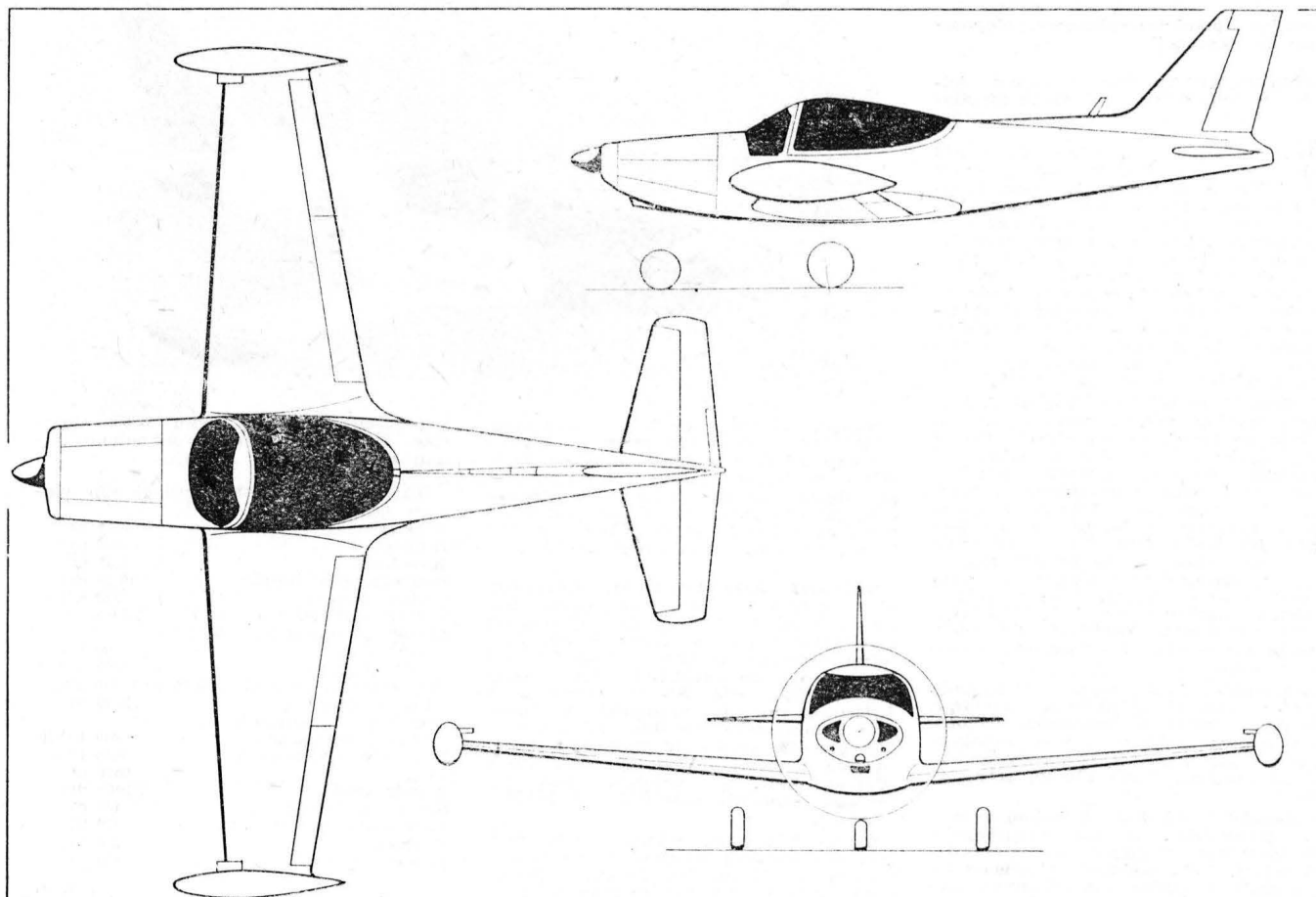
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	10,93 m
Długość	8,93 m
Wysokość	2,70 m
Powierzchnia nośna	17,09 m ²
Cieżyż własny	2817 kg
Cieżyż całkowity maks.	6350 kg
Prędkość maks.	
(na h = 4875 m)	816 km/h
Prędkość maks. nurkowania	843 km/h
Prędkość przelotowa maks.	
(na h = 7620 m)	787 km/h
Prędkość min.	182 km/h
Wznoszenie	35,6 m/s
Pułap	12 730 m
Zasięg (paliwo maks., 4 zb. dod.)	1682 km
Zasięg (ciężar użyteczny maks.)	740 km
Rozbieg	379 m
Dobieg	1265 m

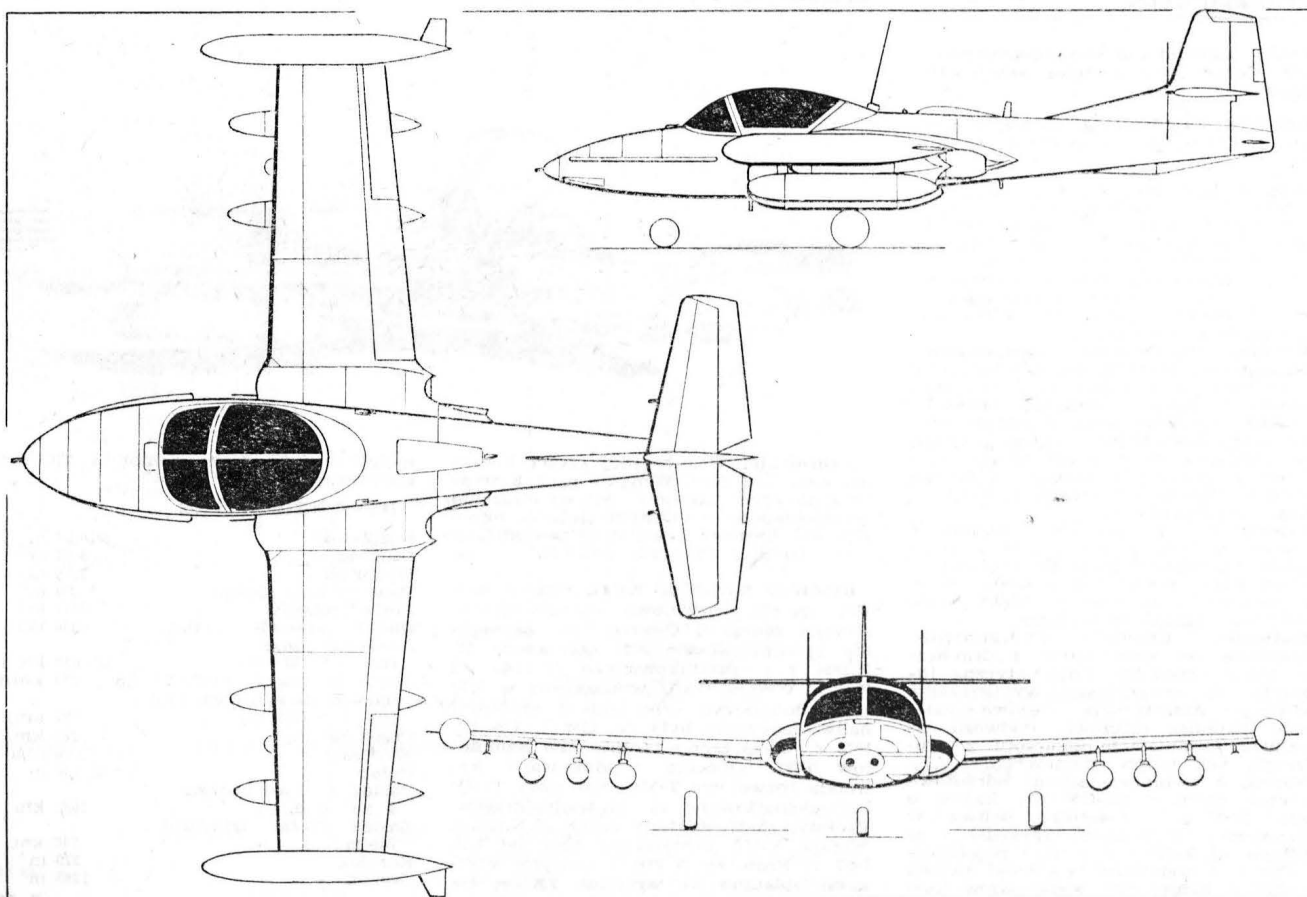
R. M.

USA

SIAI Marchetti SF 260 MX



Cessna A-37B



Dwumiejscowy wielozadaniowy samolot bojowy

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy górnopłat z belkami ogonowymi. Konstrukcja całkowicie metalowa.

Płat. Wolnonośny, dwudźwigarowy konstrukcji półskorupowej. Obrys prostokątny, skrzydło bez skosu i wzniosu. Profil NACA 64,2-A-315 stały na całej rozpiętości. Krawędź natarcia bez mechanizacji. W części spływowej lotki i dwuszczylinowe kłapy. Przed kłapami umieszczone są spoiler. Kłapy napędzane hydraulicznie. W centralnej części skrzydła umieszczony jest zbiornik paliwa mający 976 l pojemności.

Kadłub. Zbudowany w formie krótkiej gondoli, podwieszony pod skrzydłem. Konstrukcja gondoli półskorupowa. Mieści w sobie kabine dla dwu pilotów wyposażoną w katapultowane fotele ustawione jeden za drugim. Organy sterowania zdwojone. Pod kadłubem umieszczone są, na specjalnych oprofilowanych wysięgnikach, zaczepy do podwieszenia uzbrojenia lub dodatkowego zbiornika paliwa. Tylna część gondoli może być wykorzystywana jako przestrzeń ładunkowa. Dwie belki ogonowe, stanowiące przedłużenie gondoli silnikowych, konstrukcji półskorupowej.

Usterzenie. Usterzenie poziome wspiera się na statecznikach pionowych stanowiących zakończenie belek ogonowych. Konstrukcja usterzenia półskorupowa.

Podwozie. Trójkątne chowane. Koła główne mają wymiar 11,00×10, chowane do tyłu w belki ogonowe. Koło podwozia przedniego, ma wymiar 750×10, chowa się do przodu gondoli kadłubowej. Podwozie wyposażone w hamulce hydrauliczne. Istnieje możliwość zastosowania pływaków.



Napęd. Źródłem napędu są dwa turbopropylowe silniki Garrett AiResearch T76, o mocy 715 KM każdy, napędzające śmigła trójłopatowe typu Hamilton Standard.

Wyposażenie. UKF, radar Dopplera, telewizyjny system prowadzenia rozpoznania. W skład uzbrojenia wchodzi: 2 karabiny maszynowe 0,30 in M60C, albo 2 karabiny maszynowe 12,7 mm, pociski raketowe Sidewinder (pod skrzydłami), 4 bomby napalmowe (275 l), 4 bomby kulkowe. Łączny maksymalny ciężar uzbrojenia 1500 kg.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. OV-10A Bronco powstał jako samolot do zadań specjalnych dla lotnictwa marynarki oraz dla sił powietrznych USA. Został wybrany przez „wojsko” spośród konkurencyjnych konstrukcji innych firm. Pierwszy prototyp oblatano w lipcu 1965 r. Pierwsze 7 samolotów zbudowano w Columbus Division pod oznaczeniem YO-10A Bronco. Od roku 1967 jest produkowany seryjnie. Samoloty

seryjne mają skrzydło o rozpiętości 12,192 m.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	12,19 m
Długość	12,67 m
Wysokość	4,62 m
Rozpiętość statecznika poziomego	4,45 m
Rozstaw kół głównych	4,52 m
Powierzchnia nośna	27,03 m ²
Ciężar własny	3161 kg
Ciężar startowy (norm.)	4494 kg
Ciężar startowy (maks.)	6563 kg
Prędkość maks. h = 0 m	452 km/h
Rozbieg (norm.)	226 m
Start do h = 15 m (norm.)	341 m
Start do h = 15 m (maks.)	853 m
Łądowanie z h = 15 m (norm.)	372 m
Dobieg (norm.)	226 m
Dobieg (maks.)	268 m
Promień działania z maks. ciężarem	367 km
Zasięg z dod. zb. paliwa	2300 km

J. M.

1-miejscowy lekki samolot myśliwsko-szturmowy. Może służyć jako samolot taktycznego rozpoznania.

KONSTRUKCJA. 2-silnikowy dolnopłat metalowej konstrukcji.

Płat. Wolnonośny, 2-dźwigarowy, metalowej konstrukcji. Profil laminarny. Skos 37°41'. Krawędź natarcia odejmo-wana. Lotki metalowe sterowane za pomocą serwomechanizmów. Elektrycznie wychyłane szczelinowe kłapy. Automataczne sloty na całej rozpiętości krawędzi natarcia.

Kadłub. Metalowa konstrukcja półskorupowa. Tylna część kadłuba odejmo-wana do wymiany silnika. 2 hamulce aerodynamiczne pod środkową częścią kadłuba. Kabina ciśnieniowa i wentylowana. Automatyczny wyrzucany fotel pilota z możliwością użycia na ziemi. Osłona kabiny zrzuca awaryjnie. Spadochron hamujący umieszczony u nasady steru kierunku. Pod tylną częścią kadłuba hak do skrócenia lądowania.

Usterzenie. Wolnonośne metalowej konstrukcji. Statecznik poziomy przestawiany elektrycznie. Statecznik pionowy uzupełniony 2 płetwami z każdej strony tylnej części kadłuba.

Podwozie. Chowane hydraulicznie, 3-kołowe, z kołem przednim. Hamulce hydrauliczne. Ciśnienie w oponach kół głównych 4 kg/cm².



Napęd. 2 silniki turbodrzutowe General Electric J85-GE-13A o ciągu 1235 kg każdy, umieszczone obok siebie w tylnej części kadłuba. Zbiorniki paliwa w kadłubie i skrzydłach o łącznej pojemności 3200 l. Możliwość zastosowania podskrzydłowych zbiorników paliwa.

Uzbrojenie. 2 działka 30 mm DEFA i kamery w nosowej części kadłuba. 4 podskrzydłowe zamki do uzbrojenia podwieszanego — bomb (454 kg), zbiorników z płynem zapalającym (340 kg) oraz pocisków raketowych w zestawach lub w zasobnikach.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. G91Y jest wersją rozwojową 1-silnikowego samolotu Fiat G91 o konstrukcji płatowca podobnej do G91T. Pierwszy prototyp G91Y oblatano 27.XII.1966 r., drugi prototyp z uzbrojeniem i pełnym wyposażeniem nawigacyjnym oblatano we wrześniu 1967 r.

Pierwszy z wstępnej serii 20 sztuk G91Y przeznaczony dla armii włoskiej

oblatano w lipcu 1968 r. We wrześniu 1971 r. rozpoczęto dostarczanie seryjnych samolotów dla armii włoskiej. Opracowywana jest 2-miejscowa treningowa wersja samolotu oznaczona G91YT.

Uwaga. Cena samolotu 755 tys. dol.

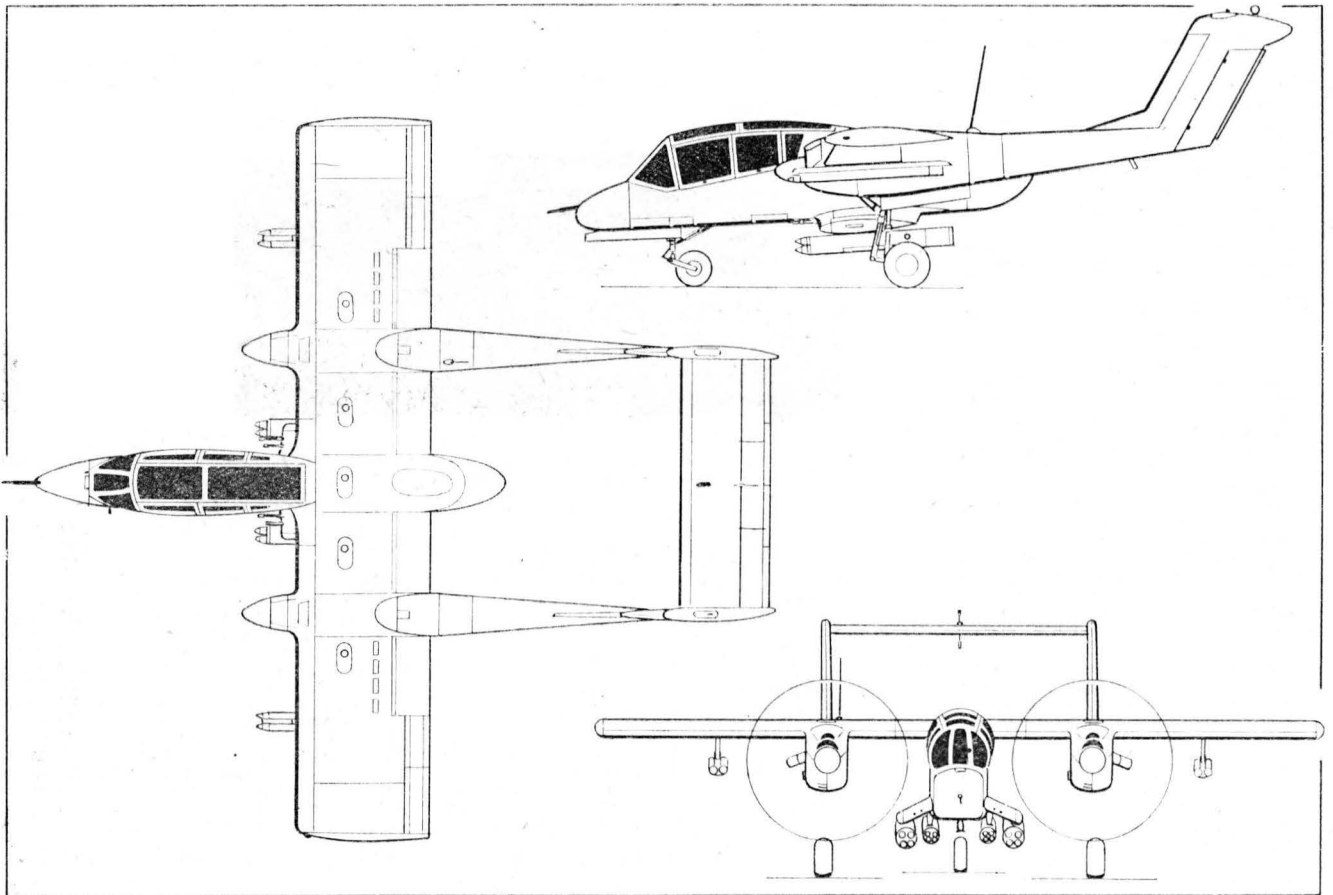
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,01 m
Długość	11,67 m
Wysokość	4,43 m
Powierzchnia nośna	18,13 m ²
Ciężar własny	3900 kg
Ciężar całkowity maks.	8700 kg
Prędkość maks.	1110 km/h
Prędkość min. (kłapy wychylone)	230 km/h
Wznoszenie (z dopalaniem)	86,4 m/s
Pułap praktyczny	12 500 m
Start (na h = 15 m)	1829 m
Łądowanie (z h = 15 m)	600 m
Zasięg (paliwo maks.)	3500 km

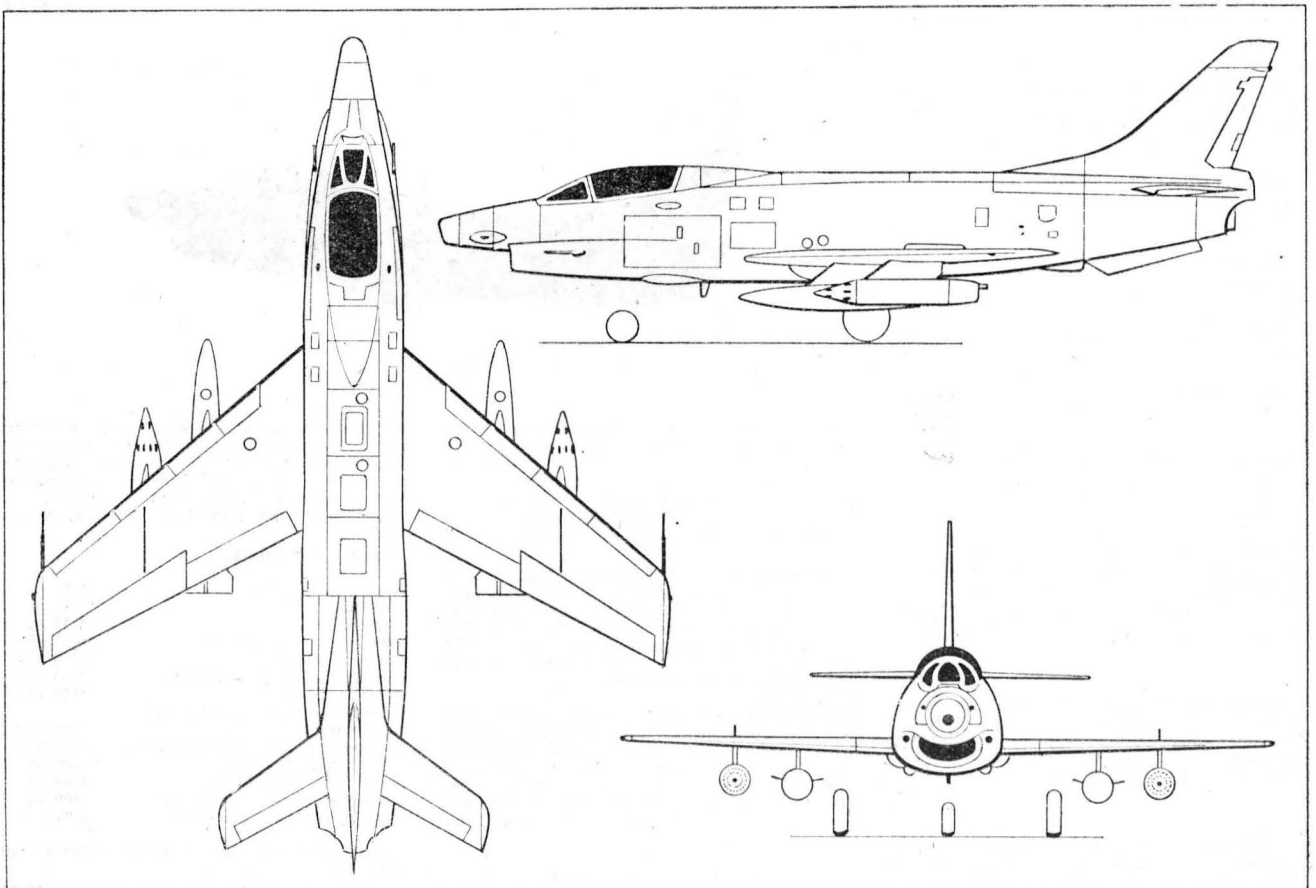
Osiągi podano dla ciężaru całkowitego 8700 kg.

R. M.

North American OV-10A Bronco



Aeritalia G91Y



Współczesne materiały konstrukcyjne w lotnictwie

W ostatnich latach prace nad rozwojem i wprowadzaniem nowych materiałów na konstrukcje lotnicze prowadzone są w dwu zasadniczych kierunkach:

- opracowanie materiałów i technologii umożliwiających osiągnięcie lepszych własności mechanicznych przy coraz mniejszym ciężarze własnym uwzględniając podwyższoną temperaturę pracy konstrukcji przy prędkościach naddźwiękowych

- opracowanie materiałów o większej żaroodporności i żarotrwałości, tzn. materiałów o coraz lepszych własnościach mechanicznych w wysokich temperaturach i bardziej odpornych na utlenianie (korozję gazową).

Rozwijanie pierwszego kierunku gwarantuje budowę lżejszych płatowców o powiększonym udźwigu i zasięgu. Materiały tego typu znajdują zastosowanie zarówno w budowie płatowców, jak i silników.

Drugi kierunek warunkuje możliwość budowy silników dla prędkości wielokrotnie przekraczających prędkość dźwięku, w których temperatura turbiny będzie dochodzić do 1300 °C. Poniżej omówione będą materiały grupy pierwszej, bez uwzględnienia stopów żarowytrzymałych.

Współcześnie o przydatności materiału w konstrukcjach lotniczych decydują w coraz większym stopniu własności użytkowe mające wpływ na niezawodność pracy konstrukcji, a mianowicie: zdolność materiału do przenoszenia naprężeń zmiennych, odporność na korozję, odporność na rozwój pęknięcia itp.

Ostatnio przy wyborze materiału na konstrukcje lotnicze szczególną uwagę poświęca się odporności materiału na rozwój pęknięcia (wytrzymałość na pęknięcie). Przy obciążeniach statycznych tę własność materiału można określić za pomocą współczynnika oznaczanego najczęściej wg wzorów anglosaskich jako K_{Ic} [1], [2]:

$$K_{Ic} = \sigma \sqrt{\pi \cdot l}$$

gdzie:

σ — naprężenie średnie

l — połowa długości pęknięcia.

Jeżeli naprężenie miałoby wartość R — równą wytrzymałości rozdzielczej, to krytyczna długość pęknięcia, prowadząca do raptownego zniszczenia materiału będzie proporcjonalna do wyrażenia $\left(\frac{K_{Ic}}{R}\right)^2$. Materiał będzie więc miał tym większą wytrzymałość na pęknięcia, im większy będzie stosunek $\frac{K_{Ic}}{R}$. Niektórzy konstruktorzy uważają, że stosunek ten powinien wynosić co najmniej 1,5, by zabezpieczyć wysoki stopień niezawodności w eksploatacji sprzętu lotniczego.

Przy statycznych obciążeniach konstrukcji jednym z głównych kryteriów doboru materiałów jest stosu-

W artykule omówiono nowe materiały stosowane w konstrukcjach współczesnych samolotów. Przedstawiono kierunki prac badawczych nad nowymi materiałami i technologiami prowadzonymi na świecie. Następnie porównano zalety i wady oraz podano przykłady zastosowań stopów aluminium, stali, stopów tytanu, stopów magnezu, stopów berylu oraz materiałów zbrojonych włóknami (laminatów), takich jak włókna monokrystaliczne, włókna o budowie złożonej, włókna polikrystaliczne, włókna szklane.

nek $\frac{E}{3/\gamma}$ lub $\frac{E}{2/\gamma}$ względnie $R_{0,2}/\gamma$ przy ściskaniu

i rozciąganiu lub G/γ przy skręcaniu, gdzie:

E — moduł sprężystości wzdłużnej

G — moduł sprężystości postaciowej

$R_{0,2}$ — umowna granica plastyczności

γ — ciężar właściwy

Rysunek 1 przedstawia wartości stosunku granicy plastyczności do ciężaru właściwego dla różnych grup stopów, w zależności od temperatury [3].

Poszczególne grupy materiałów omówione będą w kolejności wprowadzania ich do konstrukcji lotniczych.

Stopy aluminium

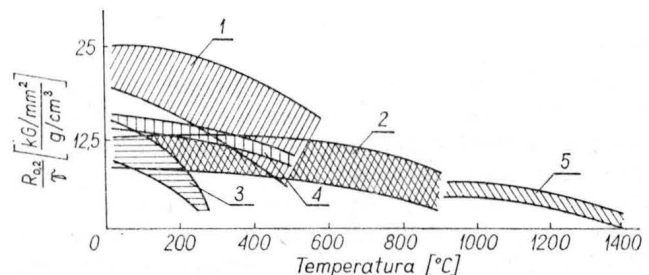
Stopy aluminium w dalszym ciągu zajmują ważne miejsce w grupie materiałów lotniczych. Badania w tej dziedzinie prowadzone są w następujących kierunkach:

- szukanie nowych możliwości obróbki cieplnej i zmian technologii wpływających korzystnie na własności użytkowe stopu

- opracowanie nowych stopów względnie kompozycji wzmacnianych włóknami, przewidując pracę przy prędkościach ponaddźwiękowych.

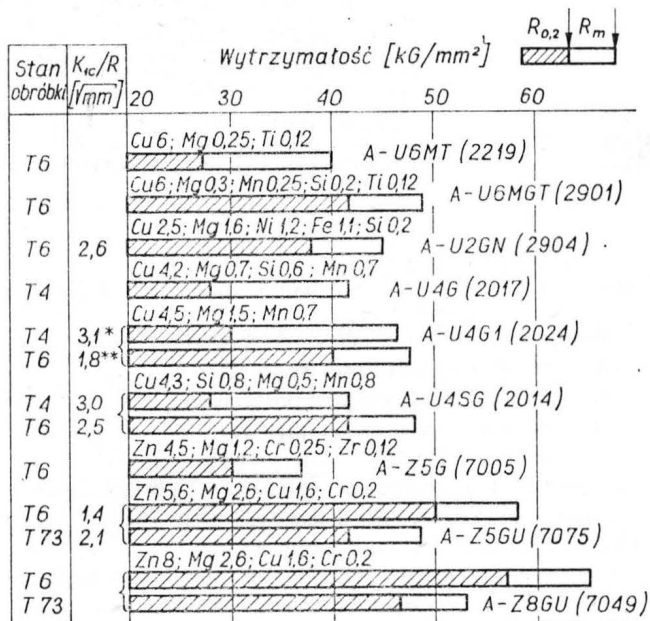
Najwięcej uwagi poświęca się problemowi zwiększenia odporności na korozję naprężeniową odporności na rozwój pęknięcia, prowadząc prace zmierzające do modyfikacji składów przez dodatki stopowe, jak również do poprawienia obróbki cieplnej.

I tak np. stopy Al—Zn—Mg—Cu przesycało w chłodnej wodzie. Obecnie wprowadza się przesycaanie we wrzącej wodzie (DTD 5024) względnie dwustopniowe przesycaanie: w kąpeli solnej w temp. ok. 180 °C w czasie 10—15 min i następnie chłodzenie w zimnej wodzie (stop DTD 5094) [3]. Wprowadza się również podwójne starzenie: pierwsze w temperaturze ok. 135 °C i drugie kilkunastominutowe w temperaturze ok. 190 °C.



1- stopy tytanu, 2- stali, 3- stopy aluminium, 4- stopy berylu, 5- stopy niobu i tantalu

1. $R_{0,2}/\gamma$ dla różnych grup stopów w zależności od temperatury



T4 - przesycony

T6 - przesycony i starzony sztucznie

T73 - przesycony i podwójnie starzony

* stan T351 - przesycony, odkształcony i starzony naturalnie

** stan T651 - przesycony, odkształcony i starzony sztucznie

2. Własności kilku wysokowytrzymałych stopów aluminium

W wyniku takiej obróbki cieplnej uzyskuje się, kosztem zmniejszenia wytrzymałości, mniejsze naprężenia wewnętrzne i strukturę najbardziej korzystną ze względu na korozję naprężeniową oraz większą wytrzymałość na pęknięcie [2].

Dodanie srebra do stopów typu Al-Zn-Mg-Cu, poza dodatnim wpływem na zwiększenie odporności na korozję, nie wpływa na zmniejszenie własności mechanicznych. Przy budowie samolotu Concorde konieczne było wykonanie taśm ze stopu aluminiowego odpornego na pełzanie w temperaturze ok. 130 °C. Po badaniach wytypowano do tego celu stop typu Al-Cu-Mg-Ni-Fe-Si (cecha A-U2GN lub 2904).

Rysunek 2 przedstawia własności i średnie składy chemiczne wybranych wysokowytrzymałych współczesnych stopów aluminium [2].

Dalszych możliwości rozwoju stopów aluminium trzeba chyba głównie szukać na drodze opracowywania kompozycji aluminium-włókna wysokowytrzymałe.

Stale

Głównymi wymaganiami stawianymi stalom na konstrukcje lotnicze są: wysoka wytrzymałość i moduł sprężystości, odporność na rozwój pęknięcia, a w niektórych zastosowaniach dobra spawalność, plastyczność i odporność na korozję naprężeniową.

Na części konstrukcyjne stosuje się przeważnie konstrukcyjne stale chromowo-niklowe, ewentualnie z dodatkami Mo i V. Przy próbach zastosowania stali na pokrycia przy prędkościach $Ma = 2,5$, stal nierdzewna typu 18-8 (18% Cr, 8% Ni) stabilizowana tytanem nie okazała się w pełni przydatna mimo ta-

kich zalet, jak dobra spawalność, podatność na obróbkę plastyczną i duże własności mechaniczne w podwyższonych temperaturach. Poważnym mankamentem tych stali jest trudność w uzyskaniu gładkiej powierzchni, ponieważ nie można wyeliminować z procesu technologicznego walcowania na gorąco. Dlatego np. w Anglii na pokrycie doświadczalnego bombowca Bristol 188 o prędkości $Ma = 2,5$ opracowano dwa nowe gatunki stali FSMi i FV 520 [3]. Stal FSMi (Cr — 16÷18, Mn — 5,5÷7,5, Si — min 1, C — min 0,15) po wyżarzeniu ma strukturę austenityczną i może być walcowana na zimno do wysokich wytrzymałości zachowując dostateczną plastyczność. Ma ona ponadto dobrą spawalność i była szeroko stosowana w realizacji angielskiego projektu raketowego Blue Streak. Stal FV 520 (Cr — 16, Ni — 5,5, Mo — 2, Mn — 1, Si — 0,5, C — 0,05) należy do grupy stali utwardzanych dyspersyjnie, a pod względem odporności na korozję nie ustępuje stalom nierdzewnym typu 18-8 stabilizowanych tytanem. Przy odpowiedniej obróbce polegającej na wprowadzeniu zgniotu na zimno przed starzeniem osiąga się dla tej stali wartości $R_{0,2} = 160$ kg/mm² przy wydłużeniu (a) 5%.

Za największe osiągnięcia lat ostatnich należy uznać opracowanie wielu gatunków stali lotniczych superwytrzymałych. Jedną z zasadniczych grup tego gatunku są stale martenzytyczne utwardzane dyspersyjnie. Odznaczają się one bardzo dobrymi własnościami mechanicznymi ($R_{0,2}$ powyżej 200 kg/mm²), dobrą odpornością na rozwój pęknięcia i dobrą plastycznością. Mają wydłużenie powyżej 10% i duże przewężenie. Do tej grupy należą głównie stale niklowo-kobaltowo-molibdenowe (18% Ni, 8% Co, 3÷5% Mo) z dodatkami tytanu. Dotychczas opracowano już kilkanaście gatunków stali tej grupy [4]. Wysokie własności mechaniczne stali martenzytycznych utwardzanych dyspersyjnie uzyskuje się przez starzenie niskowęglowego martenzytu. Dotychczas nie ma jednolitego poglądu co do składu wydzielających się w procesie starzenia faz utwardzających. Badania wykazały obecność faz Ni_3Mo ; Ni_3Ti ; Fe_2Mo ; $FeMo$ [5]. Łatwość obróbki cieplnej tych stali i brak paczienia przy starzeniu stanowią o tym, że elementy z nich wykonane nie wymagają dodatkowej obróbki mechanicznej. W przypadkach bardzo precyzyjnych elementów i bardzo wysokich dokładności możliwa jest obróbka mechaniczna obrobionych cieplnie elementów pomimo bardzo wysokich twardości. Ponadto stale tej grupy są dobrze spawalne i mają dobrą odporność na korozję naprężeniową.

Stale superwytrzymałe, szczególnie stale martenzytyczne utwardzone dyspersyjnie, są ostatnio coraz powszechniej stosowane w konstrukcjach lotniczych. Ich zalety w porównaniu z dotychczas stosowanymi stalami konstrukcyjnymi są bezsporne i równoważą dostatecznie kilkakrotnie większy koszt tych stali.

Stopy tytanu

Tytan jest stosowany obecnie szeroko jako materiał konstrukcyjny w budowie samolotów. Zastępuje on częściowo stopy aluminiowe i stal. Prace nad stopami tytanowymi prowadzone są intensywnie w ZSRR, USA i Anglii. Metalurgia tytanu należy do najmłodszych dziedzin metalurgii i ciągle się rozwija. Stopy tytanu klasyfikuje się w zależności od składu fazowego jako stopy tytanowe α , $\alpha+\beta$ lub β .

Tabela 1. Własności stopów tytanu

Własności	Ti bez dodatków stopowych	Stopy α -Ti	Stopy $\alpha + \beta$ -Ti	Stopy β -Ti
Wytrzymałość w stanie wyżarzonym w 20 °C R_m [kG/mm ²]	30—75	70—85	85—105	90—100
Żarowytrzymałość	mała do 300 °C	dobra do 600 °C	dobra do 500 °C	dobra do 500 °C
Odporność na pełzanie	mała do 250 °C	dobra do 600 °C	dobra do 450 °C	dobra do 480 °C
Stabilność cieplna składu chemicznego	dobra	dobra do 500—600 °C	dobra do 300—500 °C	dobra do 300 °C
Zdolność do starzenia	—	—	+	+
Odształcalność	20 °C od dobrej do miernej 300 °C — dobra	20 °C — zła 600—700 °C dobra	20 °C — zła 500—650 °C dobra	20 °C — mierna 500 °C — dobra
Spawalność	dobra	dobra	od dobrej do złej	dobra
Możliwość stosowania przy długotrwałym obciążeniu	do 300 °C	450—600 °C	300—450 °C	do 300 °C

Tabela 2. Zastosowanie stopów tytanu w lotnictwie

Elementy	Ti bez dodat. stopowych	Ti 6Al 4V	Ti 5Al 2,5Sn	Ti 8Al 1Mo 1V	Ti 679	Ti 6Al 6V 2 Sn	Ti 13V 11Cr 3Al	Ti 7Al 4Mo
Robocze łopatki sprężarki	—	×	—	×	×	—	—	—
Łopatki kierujące sprężarki	×	—	×	—	—	—	—	—
Tarcze sprężarki	—	×	—	—	×	—	—	—
Aparat kierujący	×	×	—	—	—	—	—	—
Elementy siłowe płatowca	×	×	×	×	—	—	—	—
Armatura	—	×	—	—	—	×	—	×
Elementy podwozia	—	×	—	—	—	×	—	×
Pokrycie	×	×	×	×	—	×	×	—

W lotnictwie stopy tytanowe stosuje się głównie na łopatki sprężarek silników turbinowych i elementy konstrukcyjne płatowca. Tytan i jego stopy są jednym z bardziej perspektywicznych materiałów w lotnictwie. Jak widać z rysunku 1 przy temperaturach powyżej 200 °C stopy aluminium znacznie tracą na własnościach mechanicznych, a stopy tytanu uwzględniając ich ciężar właściwy przewyższają własnościami stale w zakresie temperatur 200÷400 °C. Dalsze zalety tytanu i jego stopów w lotnictwie to stosunkowo dobra odporność na korozję. W stosunku do stali superwytrzymałych zastosowanie tytanu daje oszczędność na ciężarze ok. 30%. Przyjmując bowiem moduł Younga dla tytanu ($11 \cdot 10^3$ kG/mm²) równy 1/2 E dla stali i uwzględniając stosunek ciężarów właściwych (1:1,7), otrzymamy 30% oszczędności na ciężarze przy tej samej sztywności konstrukcji.

W tabelicy 1 zestawiono najważniejsze własności różnych stopów tytanu w zależności od składu fazowego [6]. Z kilkudziesięciu gatunków stopów najbardziej rozpowszechnione są dwa (Ti—5Al—2,5Sn i Ti—6Al—4V), a ich udział w ogólnym zużyciu stopów tytanu ocenia się na 70%. W miarę wzrostu temperatury pracy sprężarek przy prędkościach naddźwiękowych nawet do 600 °C opracowano na elementy sprężarek nowe stopy o większej żarowytrzymałości niż Ti—5Al—2,5Sn i Ti—6Al—4V. Zastosowanie w lotnictwie znalazły głównie 2 stopy typu α -Ti—8Al—1Mo—1V i Ti 679 (Ti—2Al—1Sn—5Cr—1Mo—0,2Si) [6], [7]. Ostatnio w związku ze wzrostem obciążeń w konstrukcjach lotniczych i morskich pociągających za sobą wzrost wymiarów elementów, prowadzone są intensywnie prace nad opracowaniem wysokowytrzy-

małych stopów tytanu umożliwiających jednakowe utwardzenie w całym przekroju do głębokości 6 cali. Takimi stopami są stopy typu β -Ti—13V—11Cr—3Al i $\alpha + \beta$ -Ti—6Al—6V—2Sn i nowo opracowany stop typu $\alpha + \beta$ -Ti—6Al—6V—4Zr—4Mo znajdujący się jeszcze w badaniach [8]. W tabelicy 2 [6] zebrano przykłady zastosowań najważniejszych stopów tytanowych stosowanych w lotnictwie.

Stopy magnezu

Magnez należy do najlżejszych metali (ciężar właściwy 1,75 G/cm³) i ze względu na swój ciężar jest predestynowany do użycia w konstrukcjach lotniczych. Główną przyczyną stosunkowo małego udziału stopów magnezu w konstrukcjach lotniczych jest ich mała odporność na korozję. Malowanie farbami ochronnymi nie daje pewnego zabezpieczenia, lepsze są pokrycia oparte o żywice epoksydowe. Z ostatnio opracowanych stopów magnezowych na wyróżnienie zasługują stopy typu Mg — 14% i Li — 1,25% Al mające granicę plastyczności $R_{0,2} = 10,5$ kG/mm² i $R_m = 13,5$ kG/mm².

Na uwagę zasługuje również stop opracowany przez firmę Magnesium Electron Limited, stop MSR [3] o składzie Mg — 2,5%, Ag — 2,2%, D — 0,6% Zr. Składnik D jest stopem o składzie 85% Nd i 15% Pr i udział jego w stopie MSR wynosi ok. 2%. Ten wysokowytrzymały stop lejący ma dobre własności mechaniczne w zakresie temperatur do 200 °C przez długi okres czasu i jest stosowany we współczesnych konstrukcjach na elementy silnika i płatowca.

Stopy berylu

W ciągu ostatnich lat obserwuje się wzmożone zainteresowanie berylem i jego stopami głównie w USA. Beryl i jego stopy były już od dawna stosowane w technice jądrowej, ze względu jednak na swoje własności, wysoki moduł sprężystości ($E = 28-31 \cdot 10^3 \text{ kG/mm}^2$) i mały ciężar właściwy ($\gamma = 1,85 \text{ G/cm}^3$) jest materiałem perspektywnym w konstrukcjach lotniczych. W tej chwili hamująco na szersze stosowanie stopów berylu wpływa ich wysoka cena, mała plastyczność i duża toksyczność berylu. Opracowany w USA przez firmę Lockheed stop Be-38% Al znany pod nazwą Lockalloy ma znacznie zwiększone własności plastyczne przy nieco zmniejszonej wytrzymałości. Podobny stop znany pod nazwą Matex zawierający 75% B został opracowany przez P.R. Mallory Company. Ze względu na zupełny brak rozpuszczalności Be i Al, w każdym zakresie temperatur egzystencji fazy stałej, są to właściwie raczej kompozycje niż stopy [9]. Lockalloy jest jedynym stopem berylu stosowanym praktycznie w niektórych konstrukcjach lotniczych.

Materiały zbrojone włóknami (laminaty — kompozyty)

W ostatnim dziesięcioleciu rozwinęła się i ma szansę zrewolucjonizowania konstrukcji nowa dziedzina materiałów zbrojonych włóknami. Materiały włókniste znajdowały się w użyciu przez cały okres rozwoju ludzkości. Jednak dopiero stosunkowo niedawno, dzięki wyprodukowaniu włókien o dużej wytrzymałości i nowym rodzajom materiałów wiążących zyskały one należną sobie rangę jako inżynierski materiał konstrukcyjny.

Rodzaje włókien stosowanych w konstrukcjach

Włókna są zasadniczym elementem siłowym laminatów. Obok włókien metalowych będących właściwie bardzo cienkimi drutami stosuje się wiele innych.

Włókna monokrystaliczne — wasy, wiskersy (Whiskers)

Wasy są monokryształami o stosunkowo małej ilości defektów strukturalnych. Ich średnica może się wahać od ułamków mikrona do kilku mm. Otrzymu-

je się je wszystkimi znanymi metodami otrzymywania monokryształów z metali ich tlenków lub węglików, a nawet z grafitu. Mają one wytrzymałość bliską wytrzymałości teoretycznej (potrzebnej do pokonania sił spójności atomów) przewyższającą kilkadziesiątkrotnie wytrzymałość materiału wyjściowego. Szczególnie interesujące własności mają wasy z korundu, węglików boru i krzemu oraz grafitu. Tak na przykład wasy z grafitu średnicy $1 \mu\text{m}$ mają wytrzymałość około 2000 kG/mm^2 w zakresie temperatur do 2000°C . Własności niektórych monokrystalicznych włókien podano w tablicy 3 [10]. Pomimo tak dobrych własności ze względu na trudności otrzymywania wásów w sposób ciągły badania nad ich wykorzystaniem jako materiału konstrukcyjnego są w fazie opracowań laboratoryjnych.

Włókna o budowie złożonej

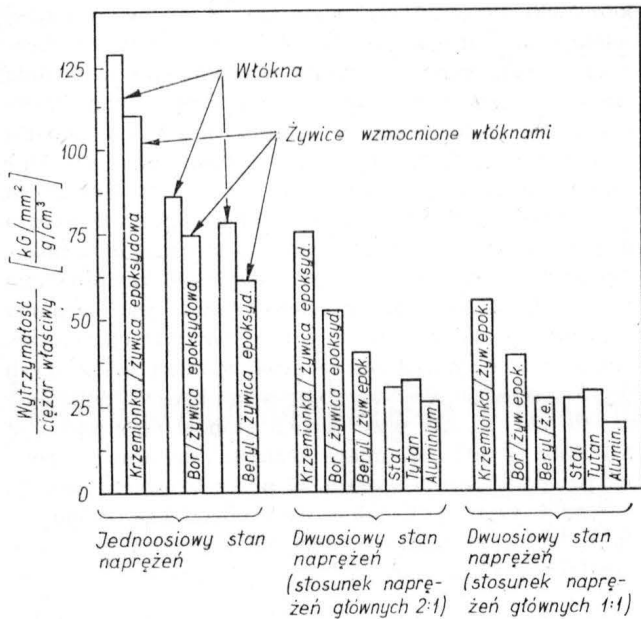
Niektóre włókna odznaczające się bardzo dużą wytrzymałością i modułem sprężystości są kruche przy średnicach możliwych współcześnie do uzyskania. Tak np. typowe włókna borowe mają wytrzymałość $210-350 \text{ kG/mm}^2$, moduł sprężystości $40\,000 \text{ kG/mm}^2$ przy gęstości $2,6 \text{ g/cm}^3$ [11]. Wytrzymałość ich niewiele się zmienia do 1000°C , są więc bardzo perspektywnym materiałem do zastosowań w konstrukcjach lotniczych. Przy średnicach rzędu $0,05 \text{ mm}$ materiał jest jednak kruchy i nie nadaje się na konstrukcje o małym promieniu krzywizny. Dla uzyskania włókien o mniejszej średnicy stosowane są metody polegające na rozkładzie termicznym związków pierwiastków (najczęściej chlorków) na powierzchni rozgrzanego włókna tworzącego następnie rdzeń, na którym krystalizują dane pierwiastki. Tak np. stosując drut wolframowy (przeciętnie $0,01 \text{ mm}$) grzany oporowo do ok. 1200°C , można uzyskać włókno z rdzeniem wolframowym i płaszczem z boru, węgla krzemu itp. Wolfram ma jednak duży ciężar właściwy i podnosi ciężar całego włókna.

Firma Carborundum Co. opracowała metodę produkcji włókien z węgla boru. Jako rdzenia użyto włókna węglowego, a jako reagentów BCl_3 i H_2 . Przez reakcję chlorku boru z fazy gazowej z rozgrzaną powierzchnią włókna węglowego powstaje węgiel boru osadzający się na powierzchni włókna. Dodatkowo, wskutek reakcji osadzonego związku z materiałem rdzenia, ten ulega powolnemu zanikowi. W rezultacie otrzymane włókno złożone BC—C ma wytrzymałość na rozciąganie 180 kG/mm^2 , moduł sprężystości $42-48\,000 \text{ kG/mm}^2$ i ciężar właściwy $1,55-2,51 \text{ G/cm}^3$ [12].

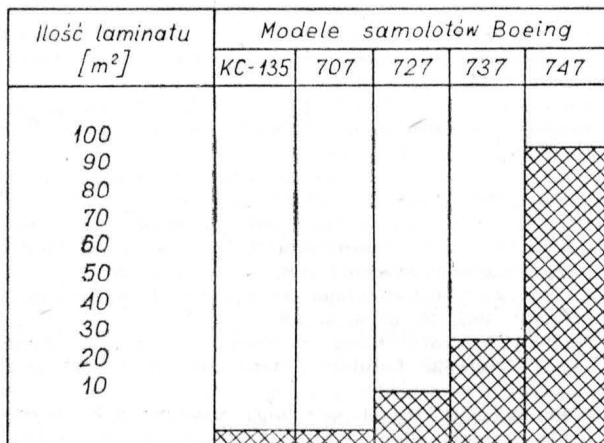
Tablica 3. Własności niektórych włókien monokrystalicznych (wásów)

Materiał	Ciężar właściwy [G/cm ³]	Wytrzymałość doraźna R_m [kG/mm ²]	Współczynnik sprężystości E [kG/mm ²]	Temperatura [°C]	
				stabilności	topnienia
Grafit	1,68	2030	71 700	3700*	2593
Korund (Al_2O_3)	3,94	2810	42 180	2000	2083
Tlenek berylu	2,77	1330	41 300	2570*	2548
Węgiel krzemu	3,16	1120	49 200	2690*	2315
Żelazo	7,85	1330	20 300	—	1540
Nikiel	8,95	390	21 700	—	1455
Chrom	7,20	900	24 500	—	1890

* temperatura rozkładu względnie sublimacji w warunkach normalnych



3. Porównanie wartości R_m/γ wybranych kompozycji i materiałów konwencjonalnych



4. Użycie laminatów na poszycie w kolejnych modelach Boeinga

W chwili obecnej w skali przemysłowej produkowane są tylko włókna boru. Przyszłe zastosowanie i rozwój włókien złożonych borowych, z węgla krzemu i węgla boru zależy od tego, czy w odniesieniu do tych samych zastosowań ich zalety będą wystarczające w porównaniu z innymi.

Włókna polikrystaliczne

Włókna tej grupy mają jednorodną strukturę. Najważniejszym materiałem w tej grupie są włókna grafitowe będące krystaliczną odmianą bezpostaciowych włókien węglowych. Własności obu rodzajów włókien są podobne. Pierwsze włókna grafitowe były wytwarzane przez karbonizację włókien nitrocelulozowych. Obecnie materiałem wyjściowym są różne organiczne włókna tekstylne. Proces grafityzacji włókien lub wykonanych z nich tkanin lub innych wyrobów przebiega w piecach elektrycznych w temperaturze 2700 °C. W ostatnich latach wytwarzane są włókna o ukierunkowanej krystalizacji. W Anglii produkowane

są dwa rodzaje włókien, jeden o zwiększonej wytrzymałości, a drugi o zwiększonym module E. Wytrzymałość na zerwanie włókien wynosi 80÷280 kG/mm² przy module sprężystości od 17,5÷40 000 kG/mm². Włókna grafitowe mają najwyższy stosunek wytrzymałości i modułu sprężystości do ciężaru właściwego ($\gamma = 1,7\div 2$) ze wszystkich wyprodukowanych dotychczas na skalę przemysłową materiałów.

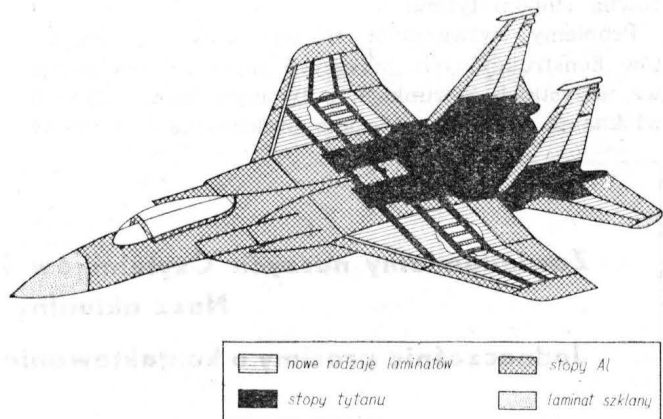
Do tej grupy należą również włókna typu ceramicznego produkowane na skalę przemysłową z tlenków i azotków (ZrO₂, Al₂O₃, BN). Mają one gorszy stosunek wytrzymałości do gęstości, ale mogą być stosowane jako materiał wzmacniający osnowę metalową, w której włókna grafitowe w odpowiednio wysokiej temperaturze mogą się rozpuszczać.

Włókna szklane

Do tej grupy należy cała gama wyrobów, które można podzielić na 3 podgrupy: 1) włókna ze stopionej krzemionki (kwarcowe), 2) włókna o wysokiej zawartości krzemionki, 3) włókna glinokrzemowe. Obecnie włókna szklane są produkowane w sposób przemysłowy we wszystkich uprzemysłowionych krajach. W Polsce produkuje się włókno szklane w hucie szkła w Krośnie. Wytrzymałość włókien kwarcowych (średnica 10 μm) wynosi 280—420 kG/mm², przy czym wytrzymałość ta nieznacznie tylko spada aż do temperatury 1000 °C.

Włókna o wysokiej zawartości krzemionki stanowią jedną z najbardziej ważnych i szeroko stosowanych odmian włókien szklanych. Najbardziej znaną nazwą tych włókien jest „refrasil”. Przemysłowa metoda produkcji polega na wytwarzaniu włókien z typowych szkieł i następnym ługowaniu tlenków zasadowych do stosunku 9:1 i wyżej (zawartość SiO₂ do tlenków zasadowych). Tak otrzymane włókno może być następnie tkane i przerabiane na tkaniny na typowych maszynach włókienniczych. Produkowane pod nazwą E włókno szklane wykonane jest ze szkła borokrzemowego.

Włókna glinowo-krzemianowe otrzymuje się z mieszaniny zawierającej tlenek glinu i krzemionkę oraz małe ilości modyfikatorów, takich np. jak szkło boraksowe. Typowe składy zawierają Al₂O₃ i SiO₂ od 45% do 52% każdy i niewielkie ilości B₂O₃, Na₂O, ZrO₂ (0,5÷5%). Włókna i wyroby z tego rodzaju włókien znane są pod nazwą handlową „fiberfrax”. Włókna te i wyroby z nich są szczególnie przydatne na izolacje cieplne, ponieważ wytrzymują temperatury do 1260 °C [13].



5. Materiały przewidziane w prototypie samolotu F-15

Wyroby z włókien (laminaty) i ich zastosowanie w lotnictwie

Z większości opisanych tu włókien można prząść przędzę, tkać tkaniny, wyrabiać „papier”, watę itp. Wyroby te mogą być stosowane same, albo stanowią wzmocnienie osnowy, najczęściej żywic epoksydowych, melaminowych, poliestrowych i innych. Szczególnie perspektywiczne jest zastosowanie tych materiałów w lotnictwie ze względu na ich znacznie większy od konwencjonalnych materiałów konstrukcyjnych stosunek wytrzymałości do ciężaru właściwego i łatwość kształtowania. Zużycie tworzyw zbrojonych włóknami ciągle rośnie. Na rysunku 3 przedstawiono poglądowe własności kilku rodzajów włókien i materiałów zbrojonych w porównaniu z materiałami konwencjonalnymi.

Obecnie w wielu przypadkach żywice zbrojone włóknami grafitowymi, borowymi, kwarcowymi itp. mogą być traktowane co najmniej jako materiał odpowiadający materiałom konwencjonalnym. Świadczy o tym wzrost zastosowań (ilościowy i wagowy) w nowoczesnych konstrukcjach lotniczych. Rysunek 4 przedstawia wzrost zużycia żywic zbrojonych na pokrycia w kolejnych wersjach samolotów pasażerskich firmy Boeing. W modelu Boeing 720 na elementy konstrukcyjne wychodzi [12]:

stopów aluminiowych	— 360 kG
stali	— 260 kG
sklejki i drewna	— 140 kG
żywic zbrojonych	— 80 kG

Rysunek 5 obrazuje zużycie poszczególnych materiałów na elementy konstrukcyjne w prototypie samolotu F-15 [14].

Bell Aerosystem Co. przewiduje, że zastosowanie żywic wzmocnianych włóknami grafitowymi, produkowanymi przez firmę Union Carbide pod nazwą handlową thornel, zamiast stopów aluminiowych w różnych elementach konstrukcyjnych samolotu X-22A V/STOL, może zredukować jego ciężar o ponad 30% przy wzroście udźwigu o 100%.

Podobny materiał znany pod nazwą „hyfil” znalazł zastosowanie na łopatkach sprężarek i wentylatorów zamiast stopów tytanu. Hyfil stosowany jest na łopatkach wentylatora w silniku RB211 Rolls-Royce do samolotu Airbus Lockheed L-1011. Hyfil ma ok. 600 000 włókien grafitowych na 1 cm² przekroju i przy 3 razy mniejszym ciężarze właściwym ma wytrzymałość równą stopom tytanu.

Problemy wytwarzania trójwymiarowych elementów konstrukcyjnych, mogących przenosić obciążenia we wszystkich kierunkach z tworzyw wzmocnianych włóknami, zostały rozwiązane praktycznie i elementy

takie są obecnie produkowane na skalę przemysłową kilkoma technikami. W samolocie Northrop F-5A końcówki skrzydeł wykonane są z żywicy zbrojonej włóknami grafitowymi „thornel”. Z tworzyw sztucznych zbrojonych włóknami azbestowymi wytwarza się zewnętrzne zbiorniki paliwa i inne. Firma Pratt-Whitney zastosowała w silniku JT8D na łopatkę pierwszego stopnia sprężarki aluminium zbrojone włóknami borowymi [15]. Są one o 40% lżejsze od tytanowych i dzięki lepszym własnościom tłumienia drgań można było zrezygnować z pierścienia wzmocniającego. Trudno wyliczyć wszystkie zastosowania żywic zbrojonych, ale rozpiętość skali jest ogromna i mimo wysokich cen, w miarę nowych opracowań, ciągle rośnie. Współcześnie cena włókien grafitowych wynosi 80–450 dol. za kG, a laminatów szklanych ok. 30 dol. za kG przy cenach stopów aluminiowych 5,5 dol. za kG. W miarę wzrostu zastosowań ceny na pewno znacznie spadną. O perspektywach rozwoju i wadze tych materiałów najlepiej może świadczyć fakt, że na Zachodzie ponad 200 placówek naukowo-badawczych zajmuje się tymi problemami.

Literatura

1. Kocanda S.: *Zmęczeniowe niszczenie stali*, WNT, Warszawa 1972, s. 177.
2. Develay R.: *Criteria for the testing and selection of high-strength aluminium alloy for the aircraft industry*. „Metals and Mater” 1972, 6, nr 9, s. 40.
3. Jepsen K. S., Stubbington C. A.: *Recent advances in metallic aerospace materials*, „Metals and Mater”, 1969, 3, nr 4, s. 115.
4. Hall A. M.: *The status of ultrahigh strength steels today*, „Met. Progress” 1965, 83, nr 2, s. 173.
5. Detert K.: *Untersuchung des Ausscheidungsverhalten in hochfesten martensituashärtenden Nickelstählen*, „Arch. Eisenhüttenwesen” 1966, 37, nr 7, s. 579.
6. Rüdinger K.: *Heutiger Stand der Titanlegierungen*, „Metall” 1969, 23, nr 6, s. 226.
7. Sadaj J.: *Nowe stopy stosowane w przemyśle lotniczym*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1972, nr 2, s. 18.
8. Heitman G. H.: *A new high strength, deep hardenable titanium alloy — Ti — 6Al — 6V — 4Zr — 4Mo*, „J. of Metals”, 1971, 23, nr 5, s. 37.
9. Taylor W., Hawk J. A.: *Beryllium — reinforced composite materials*, „J. of Metals”, 1970, 22, nr 6, s. 45.
10. Abibow A. L.: *Primenienie konstrukcyjnych plastmass w proizwodstwie letatielnych apparatow*, Wyd. Maszynostrojenie, Moskwa 1971.
11. Kreider K., Marciano M.: *Mechanical properties of borsic aluminium composites*, „Trans. Met. Soc. AIME”, 1969, 245, nr 6, s. 1279.
12. Drescher W. H.: *The age of fibers*, „J. of Metals”, 1969, nr 4, s. 17.
13. Carroll C., Porczyński Z.: *Materiały przyszłości*, MON, Warszawa 1964.
14. „Aviation Week and Sp. Techn.” 1971, December 6, s. 45.
15. Spincourt J.: *Neue Faserverbundwerkstoffe*, „Interavia”, 1972, nr 3, s. 260.

**Zawiadamy naszych Czytelników i Autorów o zmianie telefonu redakcji.
Nasz aktualny telefon 43-59-38**

Jednocześnie prosimy o kontaktowanie się z redakcją w godzinach 10.00–13.00

Problemy ruchu lotniczego i lotnisk

Mgr inż. RYSZARD GRZYWACZ

INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

W artykule zwrócono uwagę na konieczność przystosowania nawierzchni lotnisk do przyjmowania samolotów o dużym ciężarze i prędkości naddźwiękowej.

Omówiono zalecane „Wymagania techniczne dla lotnisk międzynarodowych linii powietrznych i ich oświetlenia” opracowane przez RWPG w 1961 r. oraz ICAO (styczeń 1970), które określają długość i szerokość dróg startowych i kotowania oraz konstrukcję nawierzchni lotnisk, podkreślają problem nośności nawierzchni, szczególnie istotny w przypadku dużych obciążeń.

Przygotowanie nawierzchni lotnisk dla samolotów ciężkich i naddźwiękowych

Znaczny wzrost lotniczych przewozów pasażerskich, towarowych i pocztowych stwarza konieczność dalszego unowocześnienia istniejących i budowania nowych samolotów, aby przewozy pasażerów odbywały się ekonomicznie, szybko i komfortowo.

W najbliższym czasie rozwój lotnictwa komunikacyjnego będzie przebiegał w następujących podstawowych kierunkach:

- budowa samolotów o dużym ciężarze, w tym również autobusów powietrznych
- wprowadzenie do eksploatacji samolotów naddźwiękowych
- udoskonalenie istniejących samolotów poddźwiękowych.

W latach siedemdziesiątych pojawiły się samoloty o dużym ciężarze: Boeing 747, L-1011, DC-10, L-500 i in. oraz samoloty naddźwiękowe Tu-144 i Concorde.

Charakterystyczne cechy tych samolotów mogą wymagać specjalnego przygotowania lotnisk do ich eksploatacji, chociaż samoloty o dużym ciężarze i naddźwiękowe opracowuje się z uwzględnieniem możliwości eksploatacji ich na istniejących lotniskach.

W związku z tym konieczne jest ustalenie dla lotnisk tylko dodatkowych wymagań wywołanych cha-

rakterystycznymi właściwościami omawianych samolotów.

Ponieważ samoloty naddźwiękowe i o dużym ciężarze znajdują się obecnie zasadniczo dopiero w stadium prób i doświadczeń, ustalono więc wymagania dla nich na podstawie wstępnych danych. W przyszłości zajdzie więc potrzeba ich uściślenia.

Dane podstawowe samolotów o dużym ciężarze i samolotów naddźwiękowych, przewidywanych do eksploatacji w najbliższym czasie, które wpływają na wymiary, rozplanowanie i nośność nawierzchni lotniskowych przedstawione są w tablicy 1.

Rozmiary i układ elementów lotnisk

Analiza danych technicznych samolotów o dużym ciężarze i naddźwiękowych wykazała, że konieczne długości dróg startowych dla samolotów typu Boeing 747, L-500, L-1011, Concorde i Tu-144 w warunkach standardowych (temperatura powietrza +15 °C, ciśnienie 760 mm Hg, brak wiatru, powierzchnia DS w poziomie) powinna wynosić 2800—3000 m. Natomiast przy temperaturze powietrza +30 °C: 3200—3800 m.

Tablica 1

Właściwości	Concorde	Boeing 2707	Boeing 747B	L-500	Il-62M	L-1011-8,4	DC-10 (seria 10)	A-300	Tu-154
Największy ciężar startowy [T]	174,5	340,2	351,5	376,9	165,0	270,0	186,0	132,0	90
Największy ciężar do lądowania [T]	108,7	195,0	255,8	301,6	105,0	192,8	157,8	120,0	72
Liczba głównych goleni	2	4	4	4	2	—	—	2	—
Obciążenie głównej goleni [T]	81	78	81	90	76	—	—	61	42
Liczba kół głównej goleni	4	4	4	4	4	—	—	4	6
Liczba pasażerów	132	300	490	667	186	345	270—345	252	164
Długość samolotu [m]	58,84	85,3	70,5	76,5	53,12	55,70	54,9	50,2	47,9
Wysokość samolotu [m]	11,58	15,27	19,3	20,4	12,35	18,1	17,8	15,85	11,4
Rozpiętość skrzydeł [m]	25,6	43,2	59,6	67,9	43,3	51,8	47,3	44,8	37,6
Baza podwozia [m]	16,7	31,9	27,25—24,06	25,8	24,49	—	22,0	17,5	19,1
Ślad podwozia [m]	7,6	6,2	3,81—11,0	9,14	6,8	—	10,67	9,0	11,5
				(między wewn. kołami)					
Promień skrętu (do osi samolotu) [m]	12,5	24,0	20,5	—	18,5	—	16,5	13,5	15,5
Promień skrętu (do przedniego koła) [m]	21,0	40,0	34,0	—	30,6	—	27,7	21,9	25
Konieczna długość DS [m]	3320	3290	3400	3020	3800*	3320	2290	2220	2200*
	(+30 °C, pm.)	(+30 °C, pm.)	(+30 °C, pm.)	(MSA, pm.)	(+30 °C, p=730 Tr)			(MSA, pm.)	(+30 °C, p=730 Tr)

* Wymieniona długość DS ze sztuczną nawierzchnią w warunkach istnienia końcowych stref bezpieczeństwa (KPB) po 400 m

Wymienione długości DS są średnio mniejsze o 250—350 m od przedstawionych w „Wymaganiach technicznych dla lotnisk międzynarodowych linii powietrznych i ich oświetlenia” (RWPG, 1961 r.) dla lotnisk pozaklasowych.

Dla samolotów typu DC-10 i A-300 wymagane są długości DS średnio o 400 m mniejsze niż dla lotnisk I klasy.

Jak więc widać, przedstawione typy samolotów mogą bezpiecznie korzystać z lotnisk ponadklasowych, a nawet z lotnisk klasy I.

Jeśli chodzi o wymaganą szerokość DS, to na drugim posiedzeniu technicznych ekspertów ICAO w zakresie eksploatacji samolotów transportowych naddźwiękowych (Montreal, styczeń 1970 r.) z uwagi na brak jeszcze doświadczeń z dziedziny eksploatacji tych samolotów nie przyjęto końcowego postanowienia o konieczności poszerzenia dróg startowych o szerokości 45 m o 7,5 m za pomocą wzmocnionych poboczy po obu stronach. Na tym posiedzeniu zaznaczono, że doświadczenia z samolotem Concorde udowodniły, że w obecnym czasie szerokość DS jest dostateczna. Tym niemniej w dokumentach z tego posiedzenia zaleca się stosowanie wzmocnionych poboczy zarówno dla naddźwiękowych samolotów transportowych, jak i dla samolotów ciężkich. W ZSRR przyjęto już dla samolotów ciężkich standardową szerokość drogi startowej w granicach 60 m.

Nawierzchnia końcowych odcinków DS powinna mieć nośność większą o 20% od środkowych odcinków drogi startowej. Ostateczne rozwiązanie zagadnienia potrzebnej szerokości DS dla samolotów o dużym ciężarze i samolotów naddźwiękowych może być dokonane po zebraniu doświadczeń z ich eksploatacji w okresie wielu lat. Szerokość śladu kół głównego podwozia samolotów naddźwiękowych nie jest większa niż samolotów poddźwiękowych i w związku z tym w chwili obecnej szerokości dróg kołowania na prostych odcinkach są wystarczające. Dla samolotów o dużym ciężarze (Boeing 747, DC-10) konieczna szerokość DK wynosi 23 m przy śladach kół odpowiednio 11,0 m, 10,67 m, 11,5 m.

Inaczej przedstawia się zagadnienie krzywizn o małym promieniu. W tym przypadku mogą być przyjęte dwa warianty: albo zachodzi potrzeba zwiększenia szerokości DK z zewnętrznej strony krzywej, albo można prowadzić manewrowanie samolotem w taki sposób, żeby linia kołowania kół przednich była przesunięta nieco w bok, tzn. główne podwozie przy kołowaniu na krzywych pozostaje na środkowej linii DK.

Biorąc pod uwagę, że widzialność z kabiny pilota nie jest dobra, wskazane jest poszerzenie drogi kołowania w wąskich miejscach na zakrętach. Promienie skrętów DK powinny odpowiadać możliwościom manewrowym samolotów przy normalnej prędkości kołowania (30 km/h). Krzywa skrętu powinna być taka, aby podczas ruchu samolotu kabina pilota znajdowała się nad oznaczoną osiąwą linią DK oraz odległość pomiędzy kołami głównego podwozia samolotu a krawędzią nawierzchni była nie mniejsza niż 4,5 m.

Miejsca postoju samolotów o dużym ciężarze rozmieszczać w miarę możliwości bliżej dworca lotni-

czego lub innych zabudowań do tego celu przystosowanych w celu maksymalnego skrócenia drogi dojazdu pasażerów, transportu towarów i zaopatrzenia pokładowego.

Dla samolotów-autobusów powietrznych należy wydzielić oddzielną strefę postoju w związku ze specjalną obsługą pasażerów.

Przy określaniu odległości pomiędzy skrajnymi punktami manewrujących ciężkich samolotów należy uwzględniać zwiększenie gabarytów samolotów i ograniczenie warunków widoczności z kabiny pilota, wskutek czego kierowanie tymi samolotami przy kołowaniu jest utrudnione. Dlatego dla samolotów o rozpiętości skrzydeł powyżej 50 m odległości te powinny być nie mniejsze niż 10 m.

Dla samolotów o rozpiętości skrzydeł do 50 m odległości te przyjmuje się analogicznie jak dla współczesnych ciężkich samolotów: 7,5 m z wyjątkiem samolotów naddźwiękowych, dla których odległości te powinny być nie mniejsze niż 10 m.

Zwiększenie odległości pomiędzy skrajnymi punktami manewrujących samolotów naddźwiękowych do 10 m podyktowane jest okolicznością, że przednia goleń podwozia samolotu znajduje się w znacznej odległości (10—15 m) z tyłu kabiny pilota, co odpowiednio komplikuje kierowanie kołowaniem i może wywołać odchylenie samolotu od osi kołowania na większą odległość, niż to zabezpieczono odstępem 7,5 m.

Nawierzchnie lotniskowe

Z pojawieniem się w eksploatacji samolotów o dużym ciężarze z wielokołowymi goleniami skomplikowała się ocena wytrzymałości istniejących nawierzchni lotniskowych, a także porównanie samolotów z punktu widzenia ich oddziaływania na nawierzchnię. Tłumaczy się to tym, że samoloty różnią się ciężarem, konstrukcją podwozia i ciśnieniem powietrza w kołach, a zatem różnie przekazują obciążenia na nawierzchnię. Wprowadzono więc pojęcie równoważnego obciążenia na 1 koło. Za równoważne obciążenie jednego koła samolotu z wielokołowym podwoziem przyjmuje się takie obciążenie na 1 koło główne, które przy tym samym ciśnieniu w oponach, co i w wielokołowej goleni samolotu, wywołuje taki sam stan naprężeń w konstrukcji nawierzchni, jak samolot z podwoziem wielokołowym.

Wielkość równoważnego obciążenia na jedno koło samolotu zależy nie tylko od obciążenia na goleń, ciśnienia w oponach i schematu podwozia wielokołowej goleni, lecz także od promienia względnej sztywności nawierzchni, na której odbywa się eksploatacja określonego typu samolotu.

W procesie opracowywania samolotów o dużym ciężarze zalecono postanowieniami międzynarodowych organizacji lotniczych, aby wymagania tych samolotów w stosunku do grubości nawierzchni nie były większe niż współczesnych samolotów odrzutowych.

Innymi słowy, projektowane samoloty o dużym ciężarze powinny umożliwić ich eksploatację na istniejących nawierzchniach lotniskowych bez potrzeby ich wzmacniania.

W obecnej chwili obserwuje się tendencję zwiększenia liczby głównych goleni i liczby kół wraz ze wzrostem ciężaru samolotów.

Analiza konstrukcji nawierzchni ważniejszych lotnisk wykazała, że nośność tych nawierzchni zapewnia eksploatację samolotów o równoważnym obciążeniu na 1 koło do 35 T przy ciśnieniu w oponach 12 kG/cm² (lub liczby LCN nawierzchni do 105).

Tak więc można przyjąć, że ciężkie samoloty mogą być użytkowane na istniejących nawierzchniach bez ich rekonstrukcji, jeśli równoważne obciążenie jednego koła tych samolotów nie przekracza 35 T przy ciśnieniu w oponach 12 kG/cm².

Możliwość eksploatacji nowych typów samolotów na nawierzchniach lotniskowych powinna wynikać z warunku

$$R_{równ.}^{sam.} < R_{dop.}^{naw.}$$

gdzie:

$R_{równ.}^{sam.}$ — równoważne obciążenie jednego koła samolotu,

$R_{dop.}^{naw.}$ — obciążenie dopuszczalne jednego koła na nawierzchnię.

Dopuszczalne obciążenie jednego koła na nawierzchnię określa się według norm kraju, w którym odbywa się weryfikacja przydatności lotnisk do eksploatacji nowych typów samolotów.

Dla ciężkich samolotów o znanych parametrach (ciężar, ciśnienie w oponach, liczba głównych goleni, schemat kół głównej goleni) i liczbie kół głównej goleni nie większej niż 4 równoważne obciążenia jednego koła można określić według metody zalecanej przez ICAO i stosowanej w Polsce. W przypadkach, gdy wiadomości o samolocie ograniczają się tylko do ogólnego ciężaru, liczby goleni głównych i liczby kół jednej goleni równoważne obciążenie jednego koła samolotu może być określone tylko orientacyjnie innymi metodami. Ustalenie koniecznej grubości na-

Wskaźnik LCN obciążenia samolotu	Wskaźnik LCN nośności nawierzchni	Stosunek wskaź. nośności do wskaźn. obciążenia	Rodzaj gruntu w podłożu i stan jego odwodnienia
9	9	1	głina, dobrze odwod.
27	30—46	1,1 —1,7	piasek
27	34—56	1,25—2,1	głina, dobrze odwod.
27	15—23	0,55—0,85	głina, słabo odwod.
60	124	2,05	głina, dobrze odwod.
65	100—120	1,55—1,85	piasek

wierzchni dla samolotów o dużym ciężarze powinno być bardzo wnikliwe z uwagi na ekonomiczne aspekty tego zagadnienia. Przyjmowane dotychczas granice błędów i współczynniki zapasów mogą prowadzić do bardzo dużych zbędnych kosztów budowy nawierzchni.

Na podstawie krajowych wyników badań nośności nawierzchni lotniskowych przeprowadzono analizę porównawczą wspomnianych wyników i obciążeń, dla których te nawierzchnie były przewidywane.

Wyniki badań nośności nawierzchni w porównaniu z zakładanymi obciążeniami przedstawione zostały w tablicy 2.

W ostatniej kolumnie podano rodzaj odwodnienia podłoża gruntowego, gdyż, jak wykazuje analiza zebranych wyników, własność ta w poważny sposób wpływa na nośność nawierzchni.

Wyniki badań wykazują, że w przypadku nośnego, dobrze odwodnionego podłoża gruntowego rzeczywista nośność nawierzchni określona metodą LCN jest na ogół większa od wskaźnika obciążenia samolotu. Różnice te są tym większe, im większy jest wskaźnik obciążenia samolotu (a więc i jego ciężar).

Powyższe wyniki postulują konieczność szybkiej weryfikacji metod wymiarowania nawierzchni, szczególnie dla dużych obciążeń.

nowości techniczne

Termometr MT-1 do pomiaru rozkładu pola temperatur gazów za turbiną silnika lotniczego.

Opracowano termometr MT-1 do pomiaru rozkładu pola temperatur gazów za turbiną silnika lotniczego. Termometr ten, przeznaczony do eksploatacji w warunkach polowych, umożliwia realizację opracowanej w ITWL metody kontroli sprawności działania silników lotniczych na drodze pomiaru temperatury gazów za turbiną w 9 punktach. Zapewnia ilościową ocenę rozkładu pola temperatur, a na tej podstawie lokalizację niesprawności w obrębie każdej komory spalania. Jest przedmiotem zgłoszonego w Urzędzie Patentowym PRL projektu wynalazczego.



Chółopow Ju. W.: **Ultradźwiękowa swarka**. Wyd. Maszynostrojenije, Leningrad 1972, str. 152, tabl. 19, rys. 85, poz. lit. 76, cena 66 kop.

Zgrzewanie ultradźwiękowe ma wiele unikalnych zalet. Możliwość łączenia metali bez zdejmowania powłoki zewnętrznej. Szczególne zastosowania to łączenie czystego aluminium, miedzi, srebra, możliwość łączenia cienkich folii metali ze szkłem czy ceramiką. Główny zakres zastosowania to łączenie tworzyw sztucznych i wykonywanie elementów mikroelektroniki.

W książce przedstawiono obecne teorie o mechanizmie nierozdzielonych połączeń. Podano podstawowe informacje o oprzyrządowaniu i technologii zgrzewania ultradźwiękowego metali i tworzyw sztucznych. Rozpatrzono metody stabilizacji wytrzymałości połączeń zgrzewanych oraz kontroli jakości połączeń. Naświetlono zagadnienia techniczno-ekonomicznej efektywności zastosowania zgrzewania ultradźwiękowego.

Książka przeznaczona dla pracowników inżynierjno-technicznych zajmujących się wykorzystaniem maszyn do ultradźwiękowego zgrzewania metali.

GOL.

Dondarzański W. K., Dergacz W. F., Libenson M. N.: **Raszchet i ispytanija protocznoj czasti gazoturbinowego dwigatelja**, Maszynostrojenije, Leningrad 1972, str. 352, cena 2 rb 61 kop. (26,10 zł)

W książce przedstawiono zagadnienia dotyczące obliczeń cieplnych, badań i dopracowywania pod względem przepływowym turbiny i sprężarki silnika turbinowego. Oddzielnie omówiono metody projektowania gazodynamiki zespołów wirnikowych nowego silnika na podstawie wcześniej opracowanych modelowych łopatek kierowniczych i wirnikowych, co umożliwia osiągnięcie wysokiego stopnia unifikacji i znaczne skrócenie cyklu projektowania silnika. Szczegółowo przedstawiono metody gazodynamicznych badań silnika turbinowego jako ważnego etapu projektowania jego strony przepływowej. Książka została uzupełniona programem obliczeń cieplnych turbiny na maszynie cyfrowej w języku Algol-60 oraz tablicami entalpii i odpowiadających im stosunków ciśnień dla produktów spalania najbardziej rozpowszechnionego paliwa do silników turbinowych.

Książka przeznaczona jest dla pracowników naukowych i inżynierjno-technicznych zajmujących się zagadnieniami obliczeń, projektowania i badań gazodynamiki silników turbinowych. Może być także przydatna dla studentów wydziałów odpowiednich specjalności.

W. K.

Sorkin E. M.: **Uprocznienije dietalej borirowaniem**. Wyd. Maszynostrojenije, Moskwa 1972, rys. 45, poz. lit. 83, str. 64, tabl. 6, cena 21 kop.

Wśród różnych metod nadawania własności użytkowych do mniej znanych należy nasycanie powierzchni borem. Wprowadzenie boru do warstwy wierzchniej materiału umożliwia osiągnięcie twardości 1800–2300 kG/mm² utrzymywanej do temperatury 950 °C. Warstwa ta rzędu kilku setnych mm zwiększa wielokrotnie odporność na ścieranie oraz kwasoodporność od 6 do 35 razy. W książce zebrano doświadczenia zakładów, badania autora i dane literaturowe z zakresu umocnienia części maszyn i narzędzi mało rozpowszechnionym, ale wysokowydajnym elektrolitycznym nasycaniem borem. Przedstawiono technologię procesu, własności warstw nasyconych borem, zalecane parametry procesu, dobór materiałów i obróbki

cieplnej. Szczegółowo omówiono w książce wpływ elektrolitycznego borowania na wytrzymałość i odporność na ścieranie części maszyn i narzędzi.

Książka przeznaczona jest dla pracowników inżynierjno-technicznych zajmujących się zagadnieniami zwiększania odporności na ścieranie elementów maszyn i narzędzi. Zawarty w książce materiał stanowi istotną pomoc przy wprowadzaniu tego procesu do produkcji, jak również dla konstruktorów części maszyn i narzędzi do obróbki skrawaniem i obróbki plastycznej.

GOL.

Obrabotka rezaniem żaroprocnych, wysokoprocnych i tytanowych spławow. Praca zbiorowa. Wyd. Maszynostrojenije, Moskwa 1972, rys. 116, tabl. 44, poz. lit. 125, str. 200, cena 78 kop.

Obróbka skrawaniem stopów żaroodpornych o wysokiej wytrzymałości i tytanowych stanowi podstawowe zagadnienie w przemyśle lotniczym. Uwzględniając udział obróbki skrawaniem w całej produkcji wyrobu, należy stwierdzić kapitalne znaczenie prawidłowego technicznie przebiegu tych procesów oraz ich optymalizacji ekonomicznej. W pracy przedstawiono wyniki badania fizyki procesów skrawania, optymalnych warunków skrawania i jakości obrabianej powierzchni. Ustalono podstawy efektywności metod podwyższenia skrawalności stopów żaroodpornych o wysokiej wytrzymałości i stopów tytanu. Przeanalizowano zagadnienia sztywności i zagadnienia drgań układu obrabiarka, przedmiot obrabiany, przyrząd, narzędzie, oraz ich związek ze skrawalnością i wydajnością.

Książka, poza teoretycznym wyjaśnieniem wielu zjawisk z mechaniki i fizyki procesu skrawania zawiera wiele informacji praktycznych stanowiących bezpośredni materiał do wykorzystania przy opracowywaniu procesów technologicznych, a zwłaszcza do doboru optymalnych parametrów obróbkowych.

Książka przeznaczona jest dla pracowników inżynierjno-technicznych zakładów budowy maszyn, a zwłaszcza przemysłu lotniczego.

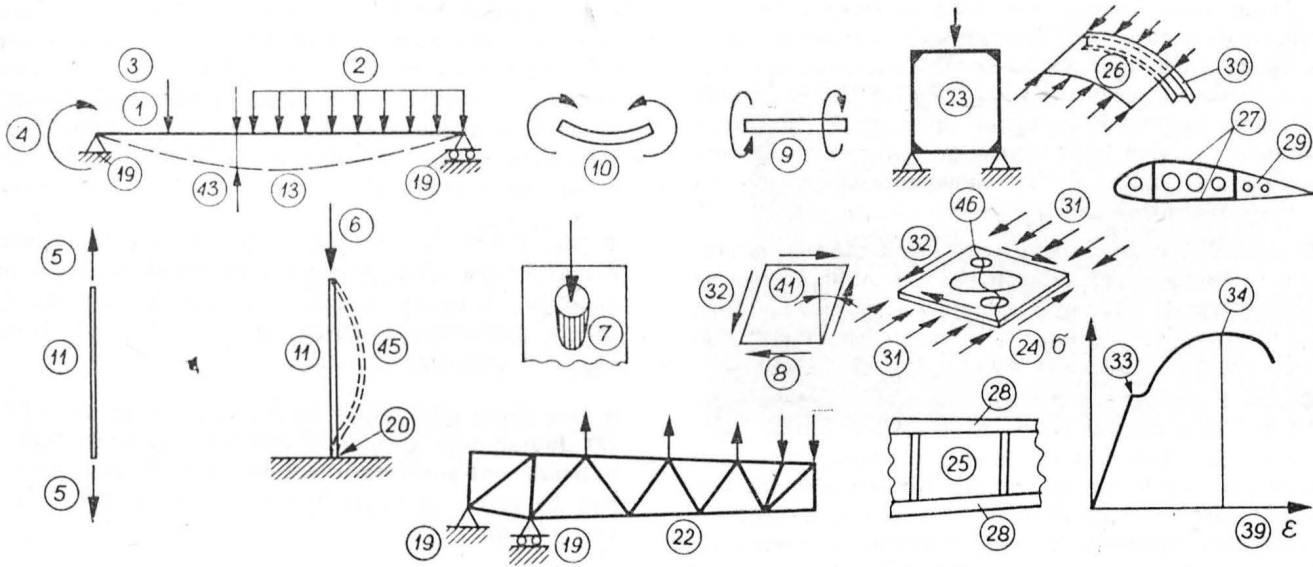
GOL.

Taylor G. E. T., Parmar H. A.: **Ground Studies for pilots**, Crosby Lockwood and Son Ltd, London, 1970, str. 352, cena £ 4,50.

Na początku książki podano w skrócie podstawowe informacje dotyczące kształtu Ziemi. Następnie omówiono metody określania pozycji nawigacyjnej na mapach Mercatora i na mapach konformicznych Lamberta oraz przedstawiono zasady nawigacji siatkowej i sposoby posługiwania się mapami do nawigacji radiowej; podano metody planowania lotu — wybór trasy, obliczenia ciężaru samolotu, określenie punktu „bez powrotu” i punktu krytycznego; opisano przyrządy pokładowe; przedstawiono podstawy magnetyzmu ogólnego, ziemskiego i samolotu oraz omówiono różne typy busol i przyczyny błędów ich wskazań; opisano radiowe pomoce nawigacyjne, z krótkim wykładem podstaw teorii rozchodzenia się fal radiowych, zjawiska Dopplera itp. W załączniku podano objaśnienia skrótów, przeliczniki jednostek miar i wykaz zalecanych map i innych pomocy nawigacyjnych z podaniem miejsc, gdzie można je nabyć. Książka zawiera poza tym wiele ćwiczeń z zakresu nawigacji mających ułatwić czytelnikowi zastosowanie nabytej wiedzy w praktyce.

Książka przeznaczona jest głównie dla pilotów ubiegających się o licencję pilota lotnictwa transportowego (Air Line Transport Pilot's Licence), lecz także dla pilotów mających już tę licencję.

W. K.



WYTRZYMAŁOŚĆ KONSTRUKCJI

STRUCTURE STRENGTH

Прочность конструкции

FESTIGKEIT DER KONSTRUKTION

- 1 — obciążenie skupione
- 2 — obciążenie rozłożone
- 3 — siła
- 4 — moment
- 5 — rozciąganie
- 6 — ściskanie
- 7 — zgniot (nacisk)
- 8 — ścinanie
- 9 — skręcanie
- 10 — zginanie
- 11 — pręt (stójka)
- 12 — przekrój
- 13 — belka (dźwigar)
- 14 — moment bezwładności (m.b. względem osi)
- 15 — biegunowy m.b.
- 16 — moment odśrodkowy
- 17 — ramię bezwładności (promień b.)
- 18 — wskaźnik wytrzymałości
- 19 — podpora
- 20 — zamocowanie (utwierdzenie)
- 21 — sztywność
- 22 — kratownica (krata)
- 23 — rama
- 24 — płyta (płytką)
- 25 — ścianka
- 26 — powłoka
- 27 — keson
- 28 — pas
- 29 — żebro
- 30 — wrgęza
- 31 — naprężenia (n. normalne)
- 32 — naprężenia styczne (n. tnące)
- 33 — granica sprężystości
- 34 — granica wytrzymałości (wytrzymałość doraźna)
- 35 — wytrzymałość zmęczeniowa
- 36 — udamność
- 37 — twardość
- 38 — odkształcenie
- 39 — wydłużenie względne
- 40 — moduł Younga (m. sprężystości podłużnej)
- 41 — kąt odkształcenia postaciowego
- 42 — moduł sprężystości poprzecznej
- 43 — ugięcie
- 44 — stateczność
- 45 — wyboczenie
- 46 — lokalna utrata stateczności (wyboczenie lokalne)
- 1 — concentrated load
- 2 — distributed load
- 3 — force
- 4 — moment (torque)
- 5 — tension
- 6 — compression
- 7 — bearing
- 8 — shear
- 9 — torsion
- 10 — bending
- 11 — rod (strut)
- 12 — section
- 13 — beam (spar)
- 14 — moment of inertia
- 15 — polar m. of i.
- 16 — product of inertia
- 17 — radius of inertia
- 18 — section modulus
- 19 — bearing (support)
- 20 — fastening (fixing)
- 21 — stiffness
- 22 — framework
- 23 — frame
- 24 — plate
- 25 — web (shear web)
- 26 — shell
- 27 — torsion box (torque box)
- 28 — beam flange (spar flange)
- 29 — rib
- 30 — frame
- 31 — stress (normal stress)
- 32 — shear stress (tangential s.)
- 33 — elastic limit
- 34 — ultimate stress (rupture limit, limit of strength)
- 35 — fatigue limit (endurance limit)
- 36 — impact resistance
- 37 — hardness
- 38 — deformation
- 39 — elongation
- 40 — Young modulus (modulus of elasticity)
- 41 — shearing strain (shear strain)
- 42 — shear(ing) modulus
- 43 — deflection (buckle)
- 44 — stability
- 45 — buckling (cripling)
- 46 — local instability (local buckling)

- 1 — сосредоточенная нагрузка
- 2 — распределенная нагрузка
- 3 — сила
- 4 — момент
- 5 — растяжение
- 6 — сжатие
- 7 — смятие
- 8 — сдвиг
- 9 — кручение
- 10 — изгиб
- 11 — стержень
- 12 — сечение
- 13 — балка
- 14 — момент инерции (экваториальный м.и.)
- 15 — полярный момент инерции
- 16 — центробежный момент инерции
- 17 — радиус инерции
- 18 — момент сопротивления
- 19 — опора
- 20 — закрепление (заделка)
- 21 — жесткость
- 22 — ферма
- 23 — рама
- 24 — пластина
- 25 — стенка
- 26 — оболочка
- 27 — кессон
- 28 — пояс
- 29 — нервюра
- 30 — шпангоут
- 31 — напряжение (нормальное напряжение)
- 32 — касательное напряжение
- 33 — предел упругости
- 34 — предел прочности (временное сопротивление разрыву)
- 35 — предел выносливости
- 36 — ударная вязкость
- 37 — твердость
- 38 — деформация
- 39 — относительное удлинение
- 40 — модуль Юнга (модуль упругости первого рода)
- 41 — относительный сдвиг
- 42 — модуль сдвига (модуль упругости второго рода)
- 43 — прогиб
- 44 — устойчивость
- 45 — продольный изгиб
- 46 — местная потеря устойчивости

- 1 — die Einzellast
- 2 — die verteilte Beanspruchung
- 3 — die Kraft
- 4 — das Moment
- 5 — der Zug
- 6 — der Druck (die Kompression)
- 7 — der Lochleibungsdruck
- 8 — der Schub
- 9 — die Torsion (die Verdrehung)
- 10 — die Biegung
- 11 — der Stab, die Strebe
- 12 — der Querschnitt
- 13 — der Balken (der Träger)
- 14 — das Trägheitsmoment (das axiales T.), (das äquatoriales T.)
- 15 — das polares T.
- 16 — das Zentrifugalmoment (das Deviationsmoment)
- 17 — der Trägheitsradius
- 18 — das Widerstandsmoment
- 19 — das Auflager (die Stütze)
- 20 — die Einspannung
- 21 — die Steife (die Steifigkeit)
- 22 — das Fachwerk (das Gitterfachwerk)
- 23 — der Rahmen
- 24 — die Platte
- 25 — die Wand, der Steg
- 26 — die Schale
- 27 — das drillstifes Rohr
- 28 — der Gurt
- 29 — die Rippe
- 30 — das Spant
- 31 — die Spannung
- 32 — die Schubspannung
- 33 — die Elastizitätsgrenze
- 34 — die ZerreiBfestigkeit (die Zugfestigkeit)
- 35 — die Ermüdungsgrenze
- 36 — die Schlagfestigkeit
- 37 — die Härte
- 38 — die Verformung
- 39 — die Dehnung
- 40 — der Elastizitätsmodul (das Elastizitätsmass)
- 41 — der Schub
- 42 — der Schubmodul (der Schubzahl), (der Schubkoeffizient)
- 43 — die Durchbiegung (die Einsenkung)
- 44 — die Stabilität
- 45 — der Knick
- 46 — die örtliche Ausknickung

● 29 мая 1973 г. летчиком-испытателем магистром инженером Я. Романом выполнен первый полет двухместного мотоплана **СЗД-45 Огар**. Огар построен Испытательно-Прогрессивным Центром Планеризма (СЗД) в Бельско-Бяла. Конструктором мотоплана является мгр инж. Тадеуш Лабудь. Места экипажа расположены рядом друг другу; двигатель Лимбах СЛ 1700 ЭЦ (доработанный Фольксваген) мощностью 68 л.с., винт толкающий. Опережение на тонкой хвостовой балке.

● ПВЛ Лет с 26-го июня открыли **первую регулярную линию для грузовых перевозок из Варшавы во Франкфурт/М.** На этой линии два раза в неделю выполняет рейсы занятый самолет Ан-12 который располагает коммерческой нагрузкой в 18 тон.

● 29-го мая текущего года нашей планеристкой Аделей Данковской на планере СЗД-37 Янтар превышен международный рекорд в маршрутно-возвратном полете на расстоянии 686 км. До сих пор рекорд этой категории был установлен австралийской планеристкой Сузан Мартин и составлял 653 км. В мае месяце Юлианом Зёбро на планере СЗД-37 Янтар 19 по трассе треугольника 500 км получена скорость 96,1 км/час, а М. Круликовским на планере СЗД-43 Орион при маршрутном полете дальности 100 км — скорость 138,6 км/час.

● По состоянию на день 1 мая с.г. Польским Регистром Гражданских самолетов отмечены **34 служебные самолеты.** Больше всего самолетов имеют шахтные предприятия (Туров, Зофиовка, Любин), предприятия тяжелой промышленности (Стальова Воля, Верфь в Щетине и объединения: судовой промышленности, а также металлургии железа и стали) и заводы машинной промышленности (ВСК, Авиационный Институт, Урсус). Последнее время самолеты Вильга приобретены Радомским Литейным Заводом и предприятием Газобудова.

● Первый демонстративный полет нового сельскохозяйственного самолета **ПЗЛ-106** состоялся над аэродромом Окенце 27 апреля в присутствии секретаря КЦ ПЗПР Яна Шыдзяка. Самолет ПЗЛ-106 построен за время семь месяцев. Первый полет выполнен 17 апреля с.г. Самолет является наследником самолета Гаврон по сравнению с которым будет более производительным при выполнении сельскохозяйственных работ. Главным конструктором самолета является магистр инженер Анджей Фрыдрихевич. Первые полеты выполнены пилотом завода мгр инж. Ежим Енджеевским.

● **Медаль Лилиентала за 1972 г.** получен Яном Врублевским, который имеет достижения: в 1965 г. чемпионат мира в открытом классе в Саус-Серней (Великобритания), в 1970 г. — II место в классе стандарт в Марфа (Тексас, США) и чемпионат мира в классе стандарт во Вршац (Югославия).

● В текущем году нашими планеристками превышены **три рекорда** Польши: Пелагией Маевской на планере Кобра-17 в маршрутном полете 200 км получена скорость 140,8 км/час. Это уже 18-той рекорд этой отличной планеристки. Аделей Данковской, тоже на Кобра-17 получена скорость 135,6 км/час. Кроме того Ханной Бадурой и Марией Крулик на двухместном планере Боцян в маршрутном полете 100 км получена скорость 115,5 км/час.

● A prototype of the **SZD-45 Ogar** two-seater motor glider was first flown by test pilot, Dipl. Ing. January Roman, at Bielsko-Biala on May 29. The machine was designed by Dipl. Ing. Tadeusz Labuć and built at the Glider Experimental Centre at Bielsko-Biala. The seating in the Ogar is arranged side-by-side. The engine used for the glider is Limbach SL 1700 EC (a modified Volkswagen) of 68 hp. The machine has a pusher propeller and a thin tail boom.

● The Polish Airlines LOT started its first **regular cargo service from Warszawa to Frankfurt/Main** on June 26. A leased aircraft, the An-12, carrying 18 tons of paid cargo, is operating the route every Tuesday and Saturday.

● Our glider pilot Adela Dankowska, flying her **SZD-37 Jantar** over a route of 686 km, **broke the international out-and-return record.** The former record had belonged to Susan Martin from Australia and was 653 km.

● Julian Ziobro in his **SZD-37 Jantar 19** obtained 96,1 km/h in May, flying over a 500-km triangle while Mirosław Królikowski in his **SZD-43 Orion** in a 100-km goal flight obtained a speed of 138 km/h.

● On May 1 this year, the Polish register of civil aircraft had **34 executive aircraft registered.** Most of the aircraft belong to our mines (Turów, Zofiówka, Lubin), plants of the heavy industry (Stalowa Wola, Szczecin Shipyard, Union of the Shipbuilding Industry and Union of the Iron and Steel Industry) and plants of the metal industry (WSK, Aeronautical Institute, Ursus). Quite recently Wilga aircraft have been purchased by Radom Foundries and by Gazobudowa.

● A demonstration flight of the new **PZL-106 agricultural aircraft** was made over the Okęcie airport on April 27 in the presence of Jan Szydłak, First Secretary of the Central Committee of the Polish United Worker's Party. The aircraft has been built in seven months. The first flight was made on April 17. The new aircraft is a successor to the Gawron but much more efficient in agro-aviation works. His designer is Dipl. Ing. Andrzej Frydrychewicz. The aircraft was flown by factory test pilot, Dipl. Ing. Jerzy Jędrzejewski.

● Jan Wróblewski has been awarded **the Lilienthal Medal for 1972.** Our glider pilot was World Champion of the Open Class in South Cerney (Great Britain) in 1965, followed by World Vice-Champion of the Standard Class in Marfa (Texas, USA) in 1970 and Champion of the Standard Class at Vřsac (Yugoslavia) in 1972.

● Our female glider pilots have broken three national records this year. Pelagia Majewska obtained a speed of 140,80 km/h in her Cobra-17 in a 200-km goal flight; it is her 18th record. Adela Dankowska obtained on the same glider a speed of 135,5 km/h. In addition, Hanna Badura and Maria Królik flying a two-seater Bocian in a goal flight obtained a speed of 115,5 km/h.

H. W.

Inż. EUGENIUSZ SOBECKI

Przenośne wagi sprężynowe

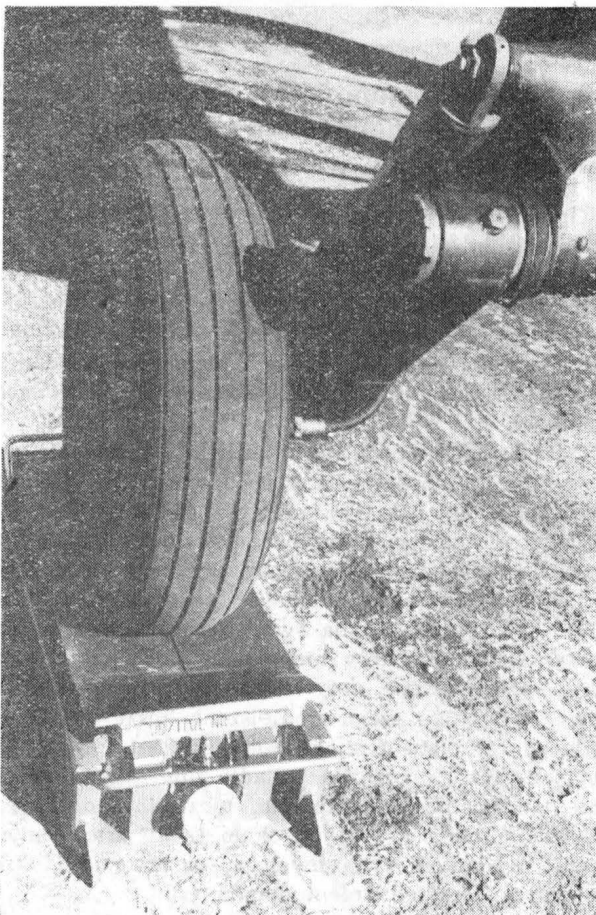
W Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych opracowano wagi sprężynowe umożliwiające pomiar wielotonowych ciężarów z dokładnością 0,1%. Wagi te są lekkie, łatwo przenośne, o małych gabarytach, dzięki czemu nie trzeba doprowadzać dużych obiektów trudnych do transportowania do wag stacjonarnych, dotąd stosowanych.

Wagi sprężynowe z wymiennym czujnikiem zegarowym na tensometryczny mają zakresy:

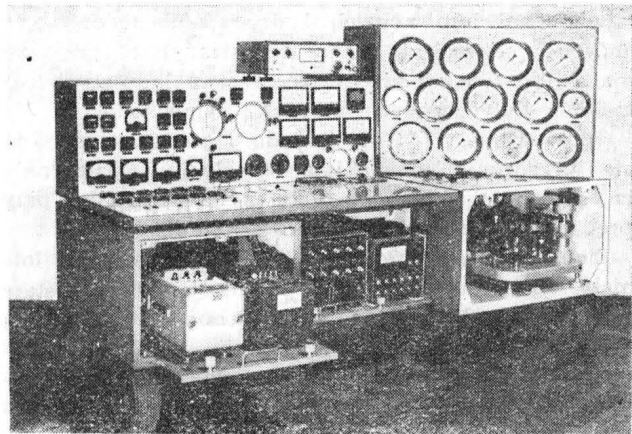
- 0— 2 500 kG przy ciężarze własnym 60 kG
- 0— 5 000 kG przy ciężarze własnym 60 kG
- 0—10 000 kG przy ciężarze własnym 85 kG

Uzyskanie dowolnych, innych potrzebnych zakresów nie nastęrcza żadnych trudności. Wagi sprężynowe zostały wykonane z ogólnie dostępnych materiałów najprostszymi obrabiarkami i narzędziami.

Wagi te, których twórcami są mgr inż. Mieczysław Łękowski i Waldemar Michalik uzyskały patent PRL nr 66044.



Przewoźne stanowisko diagnostyczne



Przewoźne stanowisko diagnostyczne typu 1-E7, przeznaczone jest do kontroli stanu technicznego turbiniowego silnika odrzutowego, urządzeń płatowca i węzła energetycznego samolotów E-6 i E-7. Stanowisko diagnostyczne umożliwia: obiektywną ocenę jakości regulacji kontrolowanych urządzeń, określenie elementów wymagających zmiany ewentualnie poprawy regulacji, szybką lokalizację uszkodzeń bez demontażu agregatów oraz przeprowadzenie analizy naturalnego zużywania się urządzeń i na tej podstawie prognozowanie ich stanu technicznego.

Stanowisko diagnostyczne eliminuje zbędne, długotrwałe prace kontrolne i regulacyjne wykonywane w sposób konwencjonalny, kosztowną, nieuzasadnioną wymianę części i urządzeń, co w rezultacie znacznie zmniejsza koszty eksploatacji i zdecydowanie zwiększa bezpieczeństwo lotów.

Opracowane w ITWL stanowisko diagnostyczne umożliwia ocenę stanu technicznego kontrolowanych urządzeń w postaci przebiegu rejestrowanych parametrów i jest pierwszym tego typu urządzeniem opracowanym i zbudowanym w Polsce (świadectwo ochronne Urzędu Patentowego PRL nr 20498).

Rozwiązanie konstrukcyjne zaworu iglicowo-przeponowego

Opracowano kilka rozwiązań konstrukcyjnych zaworu iglicowo-przeponowego, stosowanego do butli napełniającej gazem komorę pneumatycznej kamizelki lub łodzi ratunkowej. Zawory te umożliwiają ręczny lub automatyczny spust iglicy przebijającej przeponę zaworu, oddzielającą przestrzeń butli od komory pneumatycznej kamizelki lub łodzi ratunkowej. Automatyczny spust iglicy następuje w momencie, gdy układ w postaci butli i kamizelki lub łodzi ratunkowej znajdzie się w środowisku wodnym. Zawory te zapewniają jednocześnie stałe wyrównywanie się ciśnienia powietrza szczątkowego zawartego w komorze złożonej kamizelki lub łodzi ratunkowej z ciśnieniem atmosferycznym. Zawory te są przedmiotem zgłoszonych w Urzędzie Patentowym PRL projektów wynalazczych.

Urządzenie do określania współczynnika szepności koła z nawierzchnią

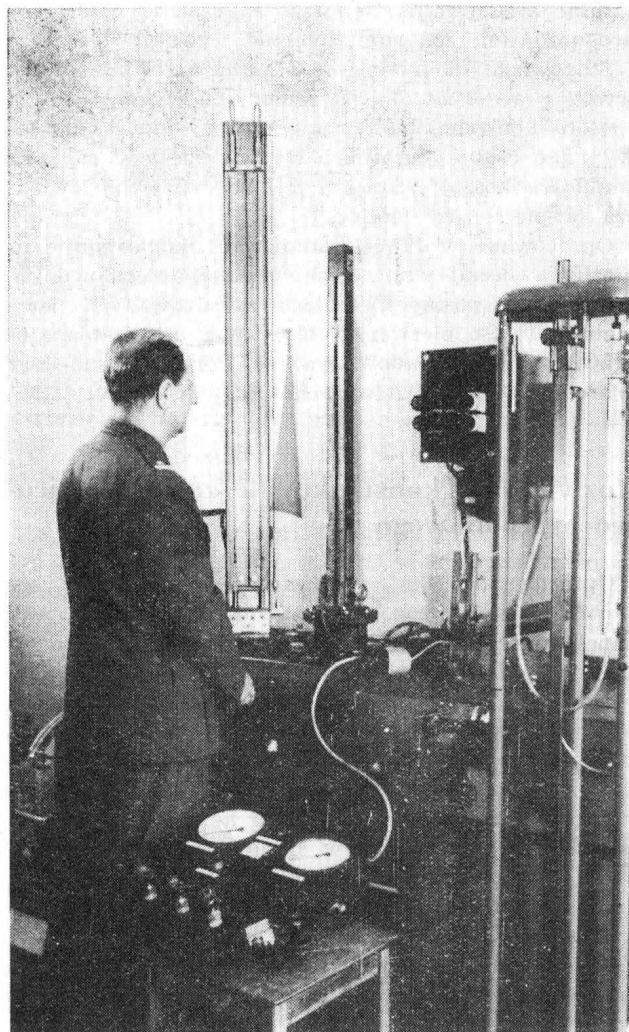
Znajomość współczynnika szepności koła z nawierzchnią umożliwia ocenę własności użytkowych nawierzchni lotniskowych i dróg samochodowych o dużych prędkościach ruchu (autostrady), co przyczynia się do zwiększenia bezpieczeństwa lądujących samolotów lub będących w ruchu samochodów.

Opracowana w ITWL metoda i przystosowane do niej urządzenie umożliwiają określenie współczynnika szepności koła samolotu z nawierzchnią przy prędkościach obwodowych do 200 km/h.

Elementem pomiarowym jest napędzane koło lotnicze, które po opuszczeniu na nawierzchnię zostaje zahamowane. Występujące siły pionowe i poziome są rejestrowane przez oscylograf pętlicowy. Rejestrowana jest także prędkość kątowna koła w czasie, co umożliwia ocenę współczynnika szepności dla zmiennych prędkości.

Urządzenie MRW-2 do sprawdzania wariometrów lotniczych o zakresach do 300 m/s

Opracowano urządzenie MRW-2/ITWL do sprawdzania wariometrów lotniczych o zakresach do 300 m/s. Urządzenie to ma postać jednoramiennego manometru rtęciowego, wyposażonego w elektrody kontakto-



we, umieszczone w naczyniu minusowym nad poziomem rtęci. Naczynie plusowe może być przesuwane w płaszczyźnie pionowej w stosunku do naczynia minusowego, co umożliwia wprowadzenie poprawek niezbędnych przy zmianach ciśnienia atmosferycznego.

Działanie urządzenia oparte jest na automatycznym pomiarze czasu zmiany ciśnienia, odpowiadającego zmianie wysokości. Charakteryzuje się prostą konstrukcją, małymi wymiarami i łatwością obsługi. Urządzenie to jest przedmiotem zgłoszonego w Urzędzie Patentowym PRL projektu wynalazczego.

Ręczny penetrometr stożkowy do określania wskaźnika nośności CBR

W czasie wykonywania gruntowego pola wzlotów, jak i przygotowywania podłoża gruntowego pod nawierzchnie sztuczne, niezbędne jest systematyczne określanie wskaźnika zagęszczenia gruntu i jego nośności.

Czynności te z uwagi na dużą pracochłonność i potrzebę stosowania specjalnego sprzętu stanowią „wąskie gardło” budowy lotnisk.

W ITWL opracowano metodę oraz przyrząd umożliwiające szybkie określenie wartości wskaźnika nośności CBR oraz wskaźnika zagęszczenia gruntów w trakcie budowy lotniska.

Terenowe określenie wskaźnika nośności CBR metodą tradycyjną trwa około 3 h, a metodą nową — penetracyjną, około 2 min.

Opracowany przyrząd: ręczny penetrometr stożkowy typ RPS-ITWL został zgłoszony do Urzędu Patentowego PRL jako wzór użytkowy.

Przewoźne stanowisko PSSM-630 do sprawdzania manometrów, o górnych granicach zakresów wskazań $4 \div 630 \text{ kG/cm}^2$

Opracowano przewoźne stanowisko PSSM-630 do sprawdzania manometrów o górnych granicach zakresów wskazań $4 \div 630 \text{ kG/cm}^2$. Zasadniczym elementem składowym tego stanowiska jest opracowany wcześniej również w ITWL manometr obciążnikowo-tłokowy MTO-630 Z, będący przedmiotem wydanego przez Urząd Patentowy PRL świadectwa ochronnego nr 20982.

Opracowane stanowisko umożliwia sprawdzenie manometrów o górnych granicach zakresów wskazań $4 \div 630 \text{ kG/cm}^2$, klas dokładności $0,25 \div 4$ bezpośrednio u użytkownika, bez potrzeby dostarczania ich do stacjonarnych laboratoriów legalizacyjnych. Wchodzący w skład stanowiska manometr obciążnikowo-tłokowy MTO-630 Z, z uwagi na swój szeroki zakres pomiarowy, zastępuje cztery manometry obciążnikowo-tłokowe produkowane dotychczas przez przemysł krajowy, w wyniku czego zmniejszono koszt wykonania jednego kompletu o około 20 000 zł. Zastosowanie tego manometru umożliwia ponadto zmniejszenie znacznie powierzchni laboratorium, niezbędnej do zorganizowania miejsca pracy o około 10 m^2 oraz zmniejszenie wydatków związanych z konserwacją i okresowym uwierzytelnianiem manometru.

Mgr inż. ADOLF JARCZYK

INSTYTUT TECHNICZNY WOJSK LOTNICZYCH

Cele holowane Gacek i Tukan

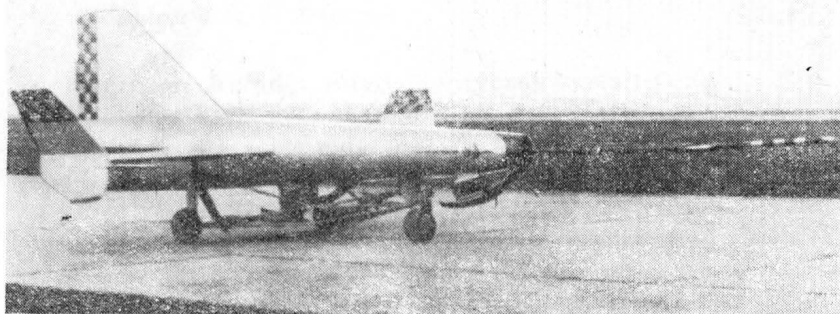
Na przełomie lat 1950—1960 w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych prowadzone były prace nad opracowaniem celu holowanego. W wyniku realizacji tych prac zaprojektowano i zbudowano dwa prototypy, z którymi przeprowadzono wiele prób w locie. Wcześniej-szy z nich, noszący oznaczenie Gacek, znalazł zastosowanie w strzelaniach powietrznych z broni pokładowej samolotów myśliwskich oraz artylerii przeciwlotniczej.

GACEK, opracowany przez inż. A. Lewandowskiego, zbudowany został w układzie tzw. sondy, charakteryzującym się znacznym przednim położeniem środka ciężkości (około 50% średniej ciężkości aerodynamicznej przed kra-

KONSTRUKCJA

Sredniopłat konstrukcji mieszanej, kadłub metalowy, skrzydło i statecznik pionowy — drewniane.

Płat nośny nie dzielony, o obrysie prostokątnym ma profil symetryczny 12% EC1240. Konstrukcja skrzydła bezdźwigarowa wykonana całkowicie z drewna. Pokrycie ze sklejki brzo-zowej usztywnione podłużnicami sosnowymi, żebra z desek sosnowych oklejone obustronnie sklejką. Całość skrzydła oklejona jest cienką tkaniną celonowaną bezbarwnie i celonem alu-miniovym oraz pomalowana lakierem bezbarwnym. Płyty brzegowe oraz statecznik pionowy



Prototyp Gacka w wersji z wózkiem startowym

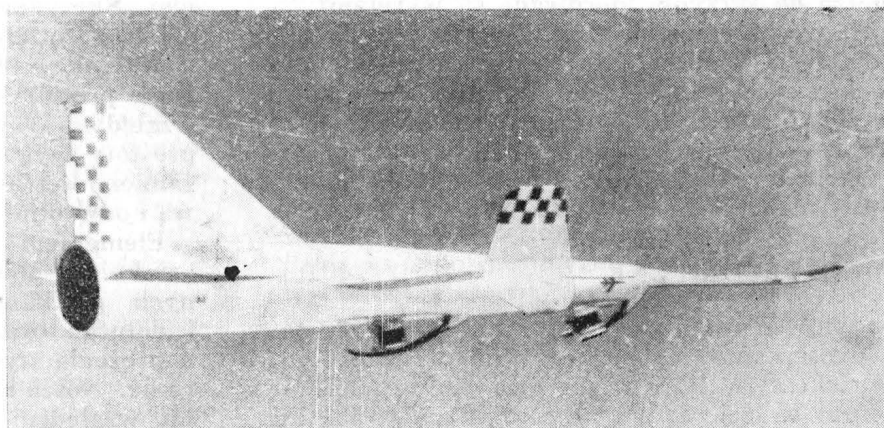
wędzią natarcia skrzydła) oraz brakiem usterzenia poziomego. Układ ten zapewnia dobrą stateczność w czasie każdej fazy holowania oraz to, że w całym zakresie prędkości lotu cel ma wyraźne przniżenie względem samolotu holującego. Owo przniżenie jest korzystne ze względu na bezpieczeństwo samolotu holującego w trakcie strzelań z broni pokładowej.

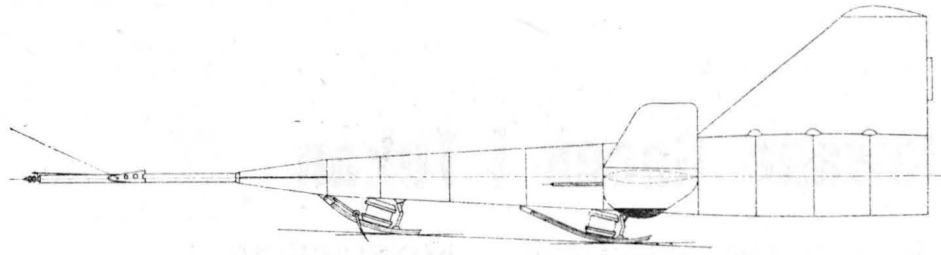
również konstrukcji drewnianej wykonane podobnie jak skrzydło.

Mocowanie płyt brzegowych do skrzydła za pomocą śrub. Do płyt brzegowych mocowane są wysięgniki rurowe z ciężarkami przeciw-flatterowymi skrzydła.

Kadłub wraz z dyszlem holowniczym jest konstrukcją całkowicie metalową. Wręgi kad-

Seryjny Gacek w locie





GACEK



łuba wykonane są z rur stalowych wzmocnionych nakładką z blachy stalowej, pokrycie z blachy duralowej sitowane do wręg. Kadłub podzielony jest na trzy części: przednią, środkową i tylną. Przednia część kadłuba wzmocniona jest dodatkowo rurą centralną o dużej średnicy. Do rury tej mocowany jest dyszel holowniczy. Środkowa część kadłuba połączona jest kołnierzami skrzydła za pomocą śrub, kołnierze do skrzydła mocowane są wkretami.

Statecznik pionowy zabudowany jest na tylnej części kadłuba. Start i lądowanie na płozach zamocowanych pod przednią i środkową częścią kadłuba. Holowanie za samolotem H-28 wyposażonym w urządzenia holownicze do rozwijania i zwijania liny w locie zespołu holownik — cel.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość całkowita	6,120 m
Długość całkowita	11,600 m
Wysokość (w linii lotu)	2,990 m
Ciężar w locie e	530 kG

TUKAN — drugi z wymienionych na wstępie prototypów celu holowanego (opracowany przez autora notki) stanowi również układ tzw. sondy, identycznie jak Gacek. Projektowany był na większe prędkości holowania — ponad 900 km/h.

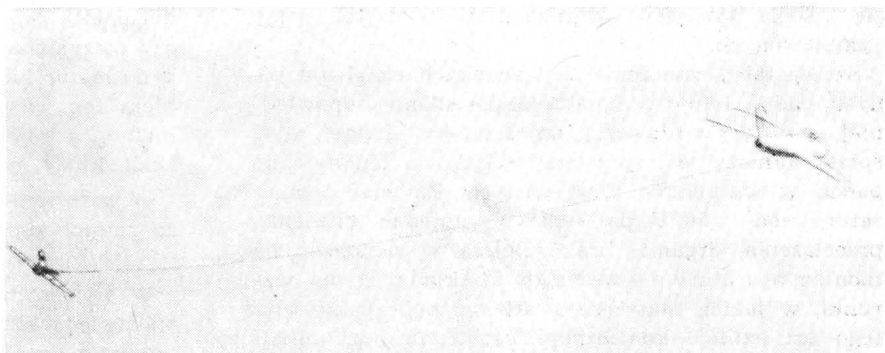
KONSTRUKCJA

Sredniopłat konstrukcji całkowicie metalowej. Skrzydła proste o obrysie trapezowym, dzielone, miały profil soczewkowy utworzony z wycinków dwóch okręgów. Wybór takiego typu profilu skrzydła podyktowany był m.in. względami zapewnienia możliwie największej prostoty wykonania oraz uzyskania całkowitej zamienności lewej połowy skrzydła przez prawą i odwrotnie.

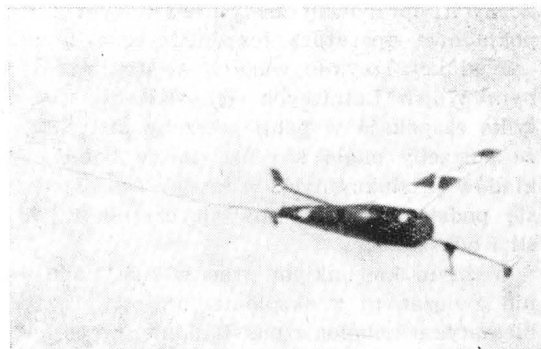
Elementem nośnym przekroju skrzydła był zamknięty obwód składający się z usztywnionych profilami omegowymi pokryć górnego i dolnego oraz dwóch ścianek przenoszących naprężenia styczne od sił poprzecznych i skręcenia. Nosek i splyw, rozmieszczone symetrycznie względem pionowej osi symetrii przekroju



Pierwszy prototyp Tukana



Tukan na holu za Migiem



Tukan w locie holowanym

poprzecznego skrzydła, miały identyczny kształt i traktowane były jako elementy nie pracujące.

Całe skrzydło wykonane było z blachy stalowej o grubości 0,5 mm z wyjątkiem ścianek, na które zastosowano blachy o grubości 0,7 mm.

Połączenia profilów usztywniających z pokryciami górnym i dolnym, górnego i dolnego pokrycia usztywnionego z żebrami i ściankami, jak również połączenia noska i spływu, wykonane były metodą zgrzewania punktowego. Połączenia żeber ze ściankami przenoszącymi naprężenia styczne wykonano metodą spoin otworowych. Łączenie kołnierzy mocowania połowy skrzydła do kadłuba z pracującymi pokryciami wykonano metodą mieszaną: zgrzewanie punktowe i nitowanie.

Obie połówki skrzydła są przymocowane do kadłuba za pomocą wkrętów, co umożliwia stosunkowo łatwą wymianę tych zespołów.

Struktura statecznika pionowego oraz jego sposób mocowania do kadłuba były identyczne jak w przypadku połówki skrzydła. Statecznik pionowy wykonywany był głównie z tych samych detali co i skrzydło i montowany w tym samym przyrządzie montażowym uzbrojonym w dodatkowe dwie skośne obejmy. Dawało to znaczne oszczędności w produkcji detali i wykonaniu oprzyrządowania.

Podzielenie kadłuba na trzy części, połączone między sobą za pomocą wkrętów, zapewniało łatwą wymianę każdej z tych części w przypadku ich uszkodzenia.

Przednia część kadłuba przeznaczona do wbiwania w ziemię przy odzyskiwaniu celu holowa-

nego na spadochronie wykonana była jako element siłowy składający się ze stożkowego pokrycia wzmacnionego centralnie biegnącą rurą stalową. Połączenie tej rury z pokryciem i wręgą wykonano metodą zgrzewania punktowego. Środkowa część kadłuba, której pokrycie stanowiła blacha o grubości 0,5 mm, usztywniona była trzema wręgami o przekroju kątowym, łączenie elementów pokrycia i wręg z pokryciem za pomocą zgrzewania punktowego.

Najbardziej siłowym elementem kadłuba była jego tylna część, do niej bowiem mocowane były obie połówki skrzydła i statecznik pionowy. Tę część kadłuba gęsto usztywniono wręgami o przekroju omegowym. Wręgi i pokrycia wykonane z blachy o grubości 0,7 mm; całość zgrzewana punktowo.

Podwozie Tukana, wykorzystywane tylko do startu, stanowiły trzy stalowe płozy stałe. Golenie tych płóz zawieszono na wahliwie

i amortyzowane blokami gumowymi. Pomyślne wyniki prób startu Tukana z tym podwoziem przyczyniły się do zastosowania tego samego rodzaju podwozia w Gacku.

Lądowanie celu holowanego odbywało się na spadochronie, którego pojemnik znajdował się w tylnej części kadłuba.

Dokończenie ze str. 5

NIKTÓRE PROBLEMY...

nych fazach lotu, zaprogramowanie zastępczego widma obciążeń i sprawdzenie teoretycznie opracowanej modyfikacji wału przez przeprowadzenie prób laboratoryjnych i określenia jego trwałości. Na podkreślenie zasługuje fakt, że pomiar obciążeń odbywał się w locie, a więc w warunkach rzeczywistych, a nie symulowanych.

Szczególne znaczenia w warunkach eksploatacyjnych badań lotniczych nabiera posiadanie odpowiedniej aparatury badawczej, najczęściej unikalnej, gdyż sprzęt lotniczy jest sprzętem wyjątkowo trudnym do badań w warunkach rzeczywistych. Zmienne temperatury (od $+50^{\circ}\text{C}$ do -60°C), zmienne ciśnienia, przeciążenia, drgania, brak miejsca w samolocie na montaż aparatury — wszystko to składa się na warunki, w jakich musi ona pracować poprawnie. Dlatego też istnieje konieczność konstruowania unikalnej miniaturowej aparatury pomiarowej. Przykładem licznych opracowań instytutu w tym zakresie jest pokładowa aparatura tensometryczna typu MT-10.

Produkcja wykonywanych w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych tensometrów foliowych nie tylko zaspokaja w pełni potrzeby instytutu, lecz także potrzeby około stu instytutów badawczych i zakładów produkcyjnych w kraju. Tensometry też stały się podstawą miniaturowych czujników do pomiaru sił i odkształceń.

Ważnym kierunkiem prac w instytucie, bezpośrednio związanym z eksploatacją, jest praktyczna problematyka tribologiczna. Badanie procesów powodujących niszczenie urządzeń jest niezmiernie istotne w celu prawidłowej diagnozy awarii lub katastrof, a także w celu określenia właściwego czasu trwałości tych urządzeń. Przykładem ilustrującym tego rodzaju prace wykonywane w ITWL jest praca z zakresu izotopowych metod badania zużycia warstw wierzchnich części silników lotniczych. Metoda ta oparta na badaniach rentgenowskiej fluorescencji radioizotopowej produktów ścierania zbieranych w oleju pozwala na określenie ilości zużytych poszczególnych pierwiastków, takich jak żelazo, miedź, chrom, cynk i innych, a tym samym umożliwia określenie stopnia zużycia grup części, zawierających ten sam pierwiastek, bez ich demontażu. Jej prostota, krótki czas przygotowania prób i pomiaru rokuje poważne nadzieje na wprowadzenie jej jako podstawowej metody do określania stanu technicznego silników lotniczych w czasie eksploatacji.

Innym przykładem zagadnień opracowanych w ITWL to — określenie aposterioryczne własności mechanicznych materiałów lotniczych z próbek o małych objętościach. Praca ta ma na celu rozwiązanie problemu badań materiałowych uszkodzonych podczas

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość całkowita (z płytami brzegowymi)	5,020 m
Długość	5,700 m
Wysokość	1,600 m
Ciężar (bez spadochronu)	98 kG

eksploatacji części lotniczych przez określenie takich ich własności, jak wytrzymałość doraźna, wydłużenie i inne, w celu porównania ich z warunkami technicznymi lub normami. Trudność polega na tym, że kształt części lotniczych, a zwłaszcza uszkodzonych, na ogół wyklucza możliwość wycięcia próbek o wymiarze przewidzianym normami. Zastąpienie próbki normalnej próbką znacznie mniejszą budzi obawy, czy otrzymane wyniki będą mogły być porównywane z normami lub też w ogóle brane pod uwagę. Problem ten sprowadza się do porównania próby normalnej z mikropróbą. Wiąże się on z tzw. efektem skali, który może objawiać się dwojako:

- wzrostem lub spadkiem badanej wielkości wraz ze zmniejszeniem wymiarów próbki,
- wzrostem rozproszenia wyników próby.

W wyjaśnieniu przyczyn uszkodzeń elementów niezmiernie ważnym czynnikiem jest fraktografia złomów zmęczeniowych. Szczególnie cenne są badania rzeczywistych złomów powstałych w eksploatacji. Pracująca bowiem część jest niepowtarzalnym nośnikiem historii obciążeń. Dlatego w ostatnich latach obserwuje się zwiększony nacisk na systematyczne badania dużej liczby uszkodzeń i opracowania statystyczne przyczyn ich powstania.

W wyniku podjęcia zagadnień z zakresu badania fraktograficznego złomów zmęczeniowych w statkach latających opracowany został w ITWL album typowych złomów zmęczeniowych oraz tok postępowania przy jego analizie. Podano w nim również charakterystykę złomów zmęczeniowych w skali makroskopowej dla bardziej typowych materiałów konstrukcyjnych i wybranych grup elementów. Jest to jedna z pierwszych prac tego typu w Polsce.

Współczesne samoloty startują i lądują przy dużych prędkościach stwarzając szczególnie ciężkie warunki pracy dla podwozia samolotu, a szczególnie dla jego ogumienia. Niektóre zagadnienia związane z użytkowaniem i zużyciem ogumienia lotniczego przy dużych prędkościach toczenia są przedmiotem prac prowadzonych w ITWL. Wynikają z nich praktyczne zalecenia dla konstruktorów, producentów i eksploataatorów opon.

Ten krótki przegląd prac zrealizowanych bądź realizowanych w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych nie wyczerpuje całej problematyki, którą zajmuje się instytut w zakresie eksploatacji techniki lotnictwa sił zbrojnych. Były to tylko przykłady reprezentatywne naszych prac.

Plany Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych na przyszłość przewidują nie tylko kontynuację tych kierunków, ale również ich pogłębienie, gdyż tematyka eksploatacyjna sprzętu lotniczego jest nadzwyczaj bogata.

KOWALCZYK J.

Some research programmes of the Air Force Technical Institute (ITWL)

In this article the short review of the research programmes realised and being realised at present in ITWL is made. One of the main research programmes of ITWL is the investigation and improvement of the airships operation. During the 20-year ITWL activity the statistical and technical reliability analysis have been carried out in order to increase the flight safety, the development and improvement of the techniques and organization of aircraft and helicopter maintenance and the training the technical personnel in detection and repair of failures. ITWL is carrying out the investigation of the influence of corrosion on aviation instructures strength and the diagnostic investigations.

JARCZYK A.

Increasing the critical rotational speed of the tail rotor drive shaft of SM-1 and SM-2 helicopters

In this article the constructional changes introduced into SM-1 and SM-2 helicopters that increase their flight safety are discussed. As a result of the many tests the optimum solution was chosen. It is the modification of the tail rotor drive shaft. Constructional changes that were introduced provide sufficient critical rotational speed margin relative to maximum operational speed, are simplest from manufacturing point of view and are least expensive.

MOKRZYSCZAK M., STUKONIS M.

Turbine failures of gas turbine engines

In this paper the most important reasons of turbine blades failures of gas turbine engines are discussed. This analysis is based upon the investigation and operation results. The operation conditions that cause blade failures are described and the characteristic failures of blades are analysed in details: the fatigue rupture on feather blade part on fire-tree foot and the failures resulting from blade material overheating for example because axial compressor surge.

GRUSZCZYŃSKI E.

The modern constructional materials in aviation

In this article the new materials being used in modern aircraft structures are discussed. The world trends in the research in the field of aviation materials are presented. The advantages and disadvantages and the examples of application of aluminium alloys, steels, titanium alloys, magnesium alloys, beryllium alloys and composite materials reinforced by the use of monocrystalline fibre, polycrystalline fibre and glass fibre are shown.

GRZYWACZ R.

Preparation of aerodromes surface for heavy and supersonic aircraft

In this article the necessity of preparation of aerodrome surface for great weight and supersonic speed aircraft is emphasized. The „Technical requirements for international airliners aerodromes and their lighting” elaborated by RWPG in 1961 year and ICAO in 1970 year, that determine the length and width of run ways and taxiing ways and the run way surface structures, are discussed.

Co piszą inni...

Informacyjne aspekty eksploatacji urządzeń

Organizacja systemu informacyjnego o strukturze odpowiadającej zadaniom i funkcjom systemu eksploatacji urządzeń ma kapitalne znaczenie. Dynamiczny postęp techniczny prowadzi bowiem do zwiększania zasobów informacji w zakresie projektowania, wytwarzania i eksploatacji urządzeń.

W artykule omówiono rolę procesów informacyjnych w eksploatacji urządzeń, podano klasyfikację informacji eksploatacyjnych, analizę informacyjnych uwarunkowań procesów kierowania eksploatacją oraz ocenę stanu i prognozowania rozwoju urządzeń i propozycję systemu informacyjnego eksploatacji i jego elementów.

„Eksploatacja maszyn” 1972 nr 2

Co piszą inni...

Eksploatyka techniczna — nauka o eksploatacji urządzeń

Eksploatyka techniczna jest to nauka, której przedmiotem badań jest optymalne wykorzystanie urządzenia przez człowieka. Nauka o eksploatacji urządzeń — obok projektowania i wytwarzania urządzeń — jest trzecią b. istotną gałęzią wiedzy.

W artykule podano podstawy eksploatyki zaczerpnięte z innych nauk, związek eksploatyki z innymi naukami, modele eksploatacyjne, propozycje kierunków dalszych badań i ich znaczenie dla gospodarki.

„Eksploatacja maszyn” 1972 nr 1

Rola diagnostyki w procesie eksploatacji

W artykule omówiono diagnostykę techniczną: formy i fazy badania stanu obiektów technicznych, budowanie programów badania stanu, niektóre kierunki praktycznych zastosowań diagnostyki oraz przedstawiono perspektywy jej rozwoju.

„Eksploatacja maszyn” 1972 nr 1

Przewidywanie niezawodności na podstawie prób eksploatacyjnych

W artykule przedstawiono problem, który dotąd nie jest w pełni opracowany. Brak jest bowiem na razie metod umożliwiających skorelowanie danych z prób eksploatacyjnych z wynikami prób w warunkach laboratoryjnych.

Autor uzasadnia potrzebę przewidywania niezawodności przy projektowaniu nowych urządzeń, omawia analizę danych o niezawodności, podaje przykładowy raport o niesprawności pojazdu mechanicznego.

„Eksploatacja maszyn” 1972 nr 1

Parametry eksploatacyjne urządzeń

W artykule podjęto próbę systematyzacji parametrów eksploatacyjnych, omówiono podstawowe parametry oraz ich wpływ na strukturę procesu eksploatacji urządzeń.

„Eksploatacja maszyn” 1972 nr 1

Gospodarka remontowa w zakresie obrabiarek

Wzrost produkcji, poprawa jej jakości oraz zmniejszanie kosztów własnych zależą od wyposażenia zakładów produkcyjnych w nowoczesny i sprawny park maszynowy.

W artykule omówiono aktualną sytuację i plany rozwoju gospodarki remontowej obrabiarek. Przedstawiono aktualną i przyszłą pozycję Kombinatu PONAR-REMO, który jest głównym wykonawcą remontów.

„Eksploatacja maszyn” 1972 nr 1

Pokłosie Sympozjum — kanony eksploatacji maszyn

W artykule podano kanony nowoczesnej eksploatacji urządzeń technicznych, sprecyzowane na III Krajowym Sympozjum Eksploatacji Urządzeń Technicznych. Obejmują one trzy grupy zagadnień: naukowe myślenie eksploatacyjne, kształcenie kadr eksploatacyjnych oraz usprawnianie eksploatacji urządzeń.

„Eksploatacja maszyn” 1972 nr 2

Model organizacji służb eksploatacyjnych

Nie od dzisiaj podkreśla się konieczność zmiany modelu działania służb konserwacyjno-remontowych i przystosowanie go do zmieniającej się struktury parku maszynowego oraz metod zarządzania gospodarką. W artykule przedstawiono ewolucję form organizacyjnych służb eksploatacyjnych w przemyśle w okresie przedwojennym, propozycje modelowe nowej organizacji służb, ich zadań oraz zadań zaplecza naukowo-badawczego. Przedstawiono też warunki konieczne do udanego zastosowania modelu w praktyce.

„Eksploatacja maszyn” 1972 nr 2

Podstawy naukowe planowania eksploatacji urządzeń

W artykule podano zakres problemowy planowania w zadanym systemie działania, pokazano sposób budowy modelu planowania eksploatacji urządzeń — elementy modelu, relacje między modelem a rzeczywistym systemem eksploatacji.

„Eksploatacja maszyn” 1972 nr 2

ZWIĘKSZENIE LICZBY...

Przebieg badań modelowych

Na podstawie doboru kryteriów modelowania dynamicznego określono geometrię modelu wału (wałek długości 1300 mm i średnicy 3 mm) i podatność zabudowy łożysk. Na stanowisku (rys. 2) przeprowadzono badania rezonansowe i próby kręceń modelu wału odpowiadające wariantom: 0, 2, 3 i 4.

Badania te posłużyły do wstępnej oceny, wytypowanych do przebadania, koncepcji wariantów modyfikacji wału oraz do opracowania założeń do zaprojektowania stoisk do badań wału w skali rzeczywistej.

Wyniki badań modelowych dla wariantu 3 uznano za wystarczające dla jego ostatecznej oceny i dalszych badań w skali rzeczywistej z tym wariantem nie prowadzono.

Przebieg badań wału w skali rzeczywistej

Badania rezonansowe prowadzone były przy użyciu wiskiej (warianty: 0, 1, 2 i 4) podzielone zostały na dwie fazy. Pierwsza z nich, stanowiąca badania zasadnicze, przeprowadzona była na stanowisku prób z wałem wyizolowanym (rys. 3), obejmowała próby rezonansowe i próby kręceń wału. Ponieważ stanowisko to nie uwzględniało wpływu podatności tylnej części kadłuba na warunki pracy wału, należało więc wpływ ten sprawdzić i drugą fazę badań stanowiły próby kręceń wału zabudowanego w tylnej części kadłuba.

Badania rezonansowe prowadzone były przy użyciu elektrodynamycznego wzbudnika drgań typu WED-04 oraz elektromagnetycznego czujnika prędkości drgań CE-1 (podobny do PR9200 Philips).

W trakcie kręceń wału wyizolowanego liczba obrotów krytycznych wyznaczona była dla każdego przęsła (przęsła I-IV oznaczenia, patrz rys. 1). Płynną regulację obrotów zrealizowano przez zastosowanie przekładni hydraulicznej (regulacja wydatku w układzie pompa-silnik hydrauliczny). Do pomiaru odkształceń wału stosowano bezdotykowy układ opracowany na bazie wspomnianego uprzednio czujnika CE-1 oraz mechaniczne wskaźniki odkształceń maksymalnych.

Pomiar liczby obrotów wału zrealizowano za pośrednictwem układu opartego na impulsowym przetworniku fotoelektrycznym IPF-2, współpracującym z miernikiem częstości RFT 3506.

nowości techniczne

Stacjonarny układ hydrauliczny do przeprowadzania eksploatacyjnych prób paliwa lotniczego w warunkach laboratoryjnych

Opracowano sposób i układ hydrauliczny stanowiska stacjonarnego do przeprowadzenia eksploatacyjnych prób paliwa lotniczego w warunkach laboratoryjnych. Przeprowadzone w ITWL próby paliwa PS-2 pozwoliły określić ujemny wpływ własności fizyko-chemicznych tego paliwa na pracę agregatów

Rezultaty przeprowadzonych badań wskazują, że:

— największe odkształcenia w trakcie przechodzenia przez obroty krytyczne występują na przęśle IV, a najmniejsze na przęśle I;

— największe przesunięcie obrotów krytycznych w kierunku większych wartości (dla przebadanych odmian modyfikacji) uzyskano w wariantach:

a) 3 — przyrost $n_{kryt\ 3} \geq 1000$ obr/min czyli $\geq 35\%$,

b) 1 — przyrost $n_{kryt\ 1} \geq 450 \div 480$ obr/min czyli $\geq 16,3 \div 18\%$,

c) wariant ostateczny wytypowany do zastosowania — przyrost $n_{kryt} = 600$ obr/min czyli 21%.

Omówienie użytkowej wersji modyfikacji wału

Spśród przebadanych wariantów modyfikacji, jako wersję wytypowaną do praktycznego zastosowania, wybrano poprawiony wariant 1. O uznaniu tego wariantu za rozwiązanie optymalne zdecydowały następujące względy:

— zapewnia wystarczający zapas liczby obrotów krytycznych wału w stosunku do maksymalnej liczby jego obrotów eksploatacyjnych, $n_{kryt} \geq 1,30/n_{max\ ekspl}$,

— najprostszy z punktu widzenia wykonawczego, zmiany konstrukcyjne dotyczą jedynie jednego przęsła wału, tylna część kadłuba bez przeróbek,

— najtańszy pod względem wielkości kosztów realizacji wykonania wału i jego zabudowy na śmigłowcu.

Zmiany konstrukcyjne, które dają w efekcie zmodyfikowaną wersję wału (rys. 4), sprowadzają się do zmiany starego przęsła na tuleję (1) wyposażoną w łącznik (2) i tulejkę dystansującą (3). Tuleja (1) jest adaptacją (zwiększenie długości o 150 mm) rury stanowiącej element konstrukcyjny wału tylnego pędni śmigła ogonowego.

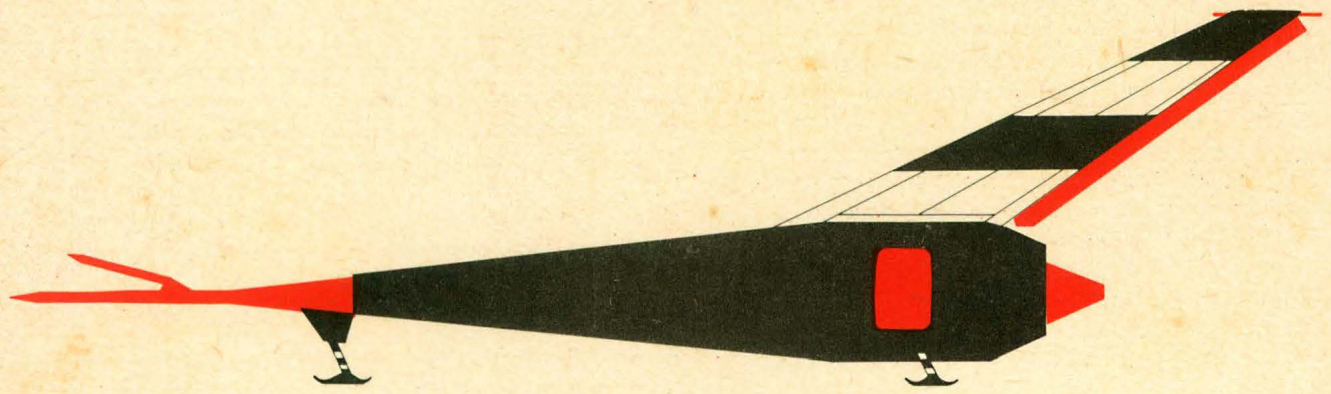
Końcowym etapem prac związanych z opracowaniem zmodyfikowanego wału napędu śmigła ogonowego były badania zmęczeniowe.

Badania te, których celem było określenie trwałości międzynaaprzej zmodyfikowanego wału, zaprogramowano na podstawie rzeczywistych obciążeń momentem skręcającym pędni śmigła ogonowego. Obciążenia, o których wspomniano wyżej, zostały zmierzone metodą tensometryczną, podczas prób w locie śmigłowca wg specjalnie opracowanego programu. Zakończeniem badań układu pędni były próby w locie śmigłowca z zabudowanym wałem zmodyfikowanym.

instalacji paliwowych turbinowego silnika odrzutowego.

W oparciu o wyniki tych prób paliwo PS-2 zostało zmodyfikowane i uzyskało atest zagranicznego ośrodka specjalistycznego. Przeprowadzenie tych prób w warunkach laboratoryjnych, a nie jak dotychczas w warunkach hamownianych na „żywym” silniku lotniczym, pozwoliło zaoszczędzić ponad 10 mln złotych.

W wyniku uzyskanych efektów technicznych i ekonomicznych twórcy otrzymali III nagrodę w VI Ogólnopolskim Konkursie Oszczędności Energii i Paliw.



TUKAN

