



technika lotnicza i astronautyczna

Stan obecny i perspektywy dalszego rozwoju lotniczych silników turbinowych

Uszkodzenia silników turbinowych przez ciała obce

Zaplecze naukowo-badawcze przemysłu lotniczego w Polsce

Kosmogoniczna teoria prof. G. A. Mokrzyckiego

Prelekcje techniczne na XXXVII Międzynarodowych Targach Poznańskich

W dniach od 9 do 25 czerwca Biuro Informacji Technicznej organizuje prelekcje techniczne. Odczyty połączone z prelekcjami filmowymi będą się odbywać w salach Biura Informacji Technicznej w Poznaniu przy ul. Śniadeckich 54/58.

Ramowy harmonogram prelekcji na XXXVII MTP przedstawia się następująco:

Górnictwo — 14 i 19 czerwca,

Ropa naftowa i jej przetwory — 14 i 19 czerwca

Metale — 11 i 17 czerwca

Maszyny, obrabiarki, narzędzia — 12, 13, 18 i 20 czerwca

Samochody, kolejnictwo, okrętownictwo — 11 i 21 czerwca

Elektrotechnika, elektronika, radio, telewizja — 13, 14 i 19 czerwca

Budownictwo, materiały budowlane, maszyny budowlane —
15 i 21 czerwca

Ceramika, szkło — 14 i 22 czerwca

Chemia — 12 i 18 czerwca

Przemysł włókienniczy i skórzaný — 11 i 22 czerwca

Drewno i wyroby z drewna — 10 i 20 czerwca

Rolnictwo i leśnictwo — 10 i 21 czerwca

Przemysł spożywczy, chłodnictwo, cukrownictwo — 17, 18, 19, 20 i 21
czerwca

Przyrządy pomiarowe — 14 i 20 czerwca

Ochrona zdrowia — 21 czerwca

Administracja i poligrafika — 13, 19 i 20 czerwca

Zagadnienia różne — 11, 15, 17 i 22 czerwca.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI

Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK

Redaktor techniczny: ALICJA BIL

Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. A. HADRAWA, mgr inż. S. KOCHAN-
SKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

RADA PROGRAMOWA

Prof. mgr inż. L. DULĘBA, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż.
A. LEWKOWICZ, inż. R. MACHNOWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, inż. J. WOJ-
CIECHOWSKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

Zakład Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 1526/C — R-2. Nakład 1050 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—

TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ

STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

Rok XXIII

Czerwiec 1968

Zeszyt 6

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,
tel. 27-25-53

Wydawca: Wydawnictwa Czasopism Technicznych
NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

TREŚĆ ZESZYTU

	Str.
W. Kordziński: Stan obecny i perspektywy dalszego rozwoju lotniczych silników turbinowych	1
T. Gajewski: Analityczna metoda wyznaczania linii współpracy wentylatora i sprężarki z turbinami w dwuwałowym silniku dwuprzepływowym	5
R. Bekiesiński, H. Rzewski: Uszkodzenia silników turbinowych przez ciała obce	9
J. Grzegorzewski: Zaplecze naukowo-badawcze przemysłu lotniczego w Polsce	14
Przegląd prasy technicznej	18
T. Gajewski: Pewne uwagi o polskiej terminologii lotniczo-silnikowej (artykuł dyskusyjny)	19
W. Kordziński: W odpowiedzi na artykuł dra inż. T. Gajewskiego „Pewne uwagi o polskiej terminologii lotniczo-silnikowej	20
E. Jungowski: Kosmogoniczna teoria prof. G. A. Mokrzyckiego	22
NOWOŚCI TECHNICZNE	23
APEL ZG SIMP	24
Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP	25
Notatki ze świata	26
KRONIKA	27
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	27
POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ: Obróbka i łączenie tytanu i jego stopów, cz. III — Obróbka skrawaniem tytanu i jego stopów — oprac. T. Radomski i A. Ciszewski	28

Warunki prenumeraty

Zamówienia i przedpłaty na TECHNIKĘ LOTNICZĄ I ASTRONAUTYCZNA należy kierować pod adresem:

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT
Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12

Prenumerata normalna:

kwartalna	36 zł
półroczna	72 zł
roczna	144 zł

Zamówienia można składać na okresy kwartalne, półroczne i roczne do dnia 15 miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty. Należność za prenumeratę należy wpłacać w PKO — Warszawa — konto 1-9-121697, Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.

PRENUMERATA ROCZNA DLA CZŁONKÓW SIMP
WYNOŚI 70 ZŁOTYCH

Prenumerata ulgowa:

kwartalna	24 zł
półroczna	48 zł
roczna	96 zł

Przypominamy, że z prenumeraty ulgowej korzystają członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych, zrzeszeni w NOT (zamówienia należy składać w kołach zakładowych NOT), studenci wyższych uczelni (zamówienia należy składać w kołach naukowych uczelni) oraz uczniowie szkół zawodowych (zamówienia należy składać w kołach dydaktyki szkoły).

621.431.75:621.454.001

KORDZIŃSKI W.

Актуальное состояние и перспективы дальнейшего развития авиационных газотурбинных двигателей

В статье рассматривается совершеннившийся за последние годы прогресс в области авиационных газотурбинных двигателей. Этот прогресс проявляется вводом в эксплуатацию новых типов двигателей, постоянным совершенствованием двигателей с газодинамической и конструктивной точки зрения, применением новейших систем регулирования, новых материалов, а также увеличением надежности и межремонтных периодов. Кратко представлены предвиденные направления развития газотурбинных двигателей и возможности их новых применений.

621.454

GAJEWSKI T.

Аналитический метод определения линии совместной работы вентилятора и компрессора с турбинами двухвальных двухконтурных двигателей

В статье описаны способы аналитического определения линии совместной работы компрессора с турбиной высокого давления и вентилятора с турбиной низкого давления в двухвальном двухконтурном двигателе без сжигания топлива в наружном контуре. Рассуждения касаются двух случаев: а) сверхкритического перепада давлений в выхлопном сопле внутреннего контура и в выхлопном сопле наружного контура, б) докритического перепада давлений внутреннего контура в выхлопном сопле наружного контура.

В обоих случаях предположен сверхкритический перепад давлений в сопловом аппарате турбины высокого давления.

BEKIESIŃSKI R., RZEWSKI H.

621.454.004.64

Повреждения газотурбинных двигателей от посторонних тел

В статье рассмотрены вопросы связанные с повреждениями газотурбинных двигателей посторонними телами проникшими в проточную часть извне двигателей. Представлен механизм проникновения посторонних тел вовнутрь двигателей а также характер и размеры повреждений вызванных посторонними телами. В заключительной части статьи представлены новые конструктивные решения и новая техника эксплуатации направленные на уменьшение опасности связанной с проникновением вовнутрь двигателей посторонних тел, затронут также вопрос модернизации самого обслуживания аэродромов и авиационного оборудования с целью удаления посторонних тел из поверхности аэродромов.

629.13.002:629.13.001.6

GRZEGORZEWSKI J.

Научно-исследовательская база польской авиационной промышленности

Затем рассмотрены научно-исследовательские работы проводимые в Польше в области двигателей, аэродинамики, летных испытаний, прочности конструкции, авиационного оборудования а также материалов и топлива. Эти работы ведутся главным образом в Институте Авиации в Варшаве, который оснащен современными лабораториями, аэродинамическими трубами, в том числе двумя сверхзвуковыми трубами а также тормозными стендами для испытания двигателей. Институт Авиации занимается кроме того издательской и нормализационной деятельностью.

JUNGOWSKI E.

Космогоническая теория проф. Г. А. Мокжикого

Во вступительной части статьи кратко рассмотрена научная деятельность проф. Г. А. Мокжикого, которая восходит к периоду до II мировой войны. В дальнейшей части представлена разработанная им в 1942 году аэродинамическая теория возникновения вселенной, согласно которой все небесные тела образовались из вихрей. В 1964 г. эта теория была расширена путем введения понятия космической метеорологии. Проф. Мокжикого намерен провести космические исследования при помощи аэктронных счетно-решающих машин.



technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

— 621.431.75:621.454.001

Mgr inż. WALERIAN KORDZIŃSKI

Stan obecny i perspektywy dalszego rozwoju lotniczych silników turbinowych

W artykule omówiono postęp, jaki dokonuje się w ostatnich latach w dziedzinie lotniczych silników turbinowych — wyraża się on wprowadzaniem nowych typów silników, statym doskonaleniem silników pod względem przepływowym i konstrukcyjnym, stosowaniem nowoczesniejszych systemów sterowania, stosowaniem nowych materiałów oraz zwiększaniem niezawodności i okresów międzynaprawczych silników. Pokróćce przedstawiono przewidywane kierunki rozwoju silników turbinowych i możliwości nowych ich zastosowań.

Jeszcze do niedawna panował dość rozpowszechniony pogląd, że nieuniknione jest poważne ograniczenie rozwoju samolotów wojskowych na rzecz różnego rodzaju pocisków rakietowych. W związku z tym sądzono również, że nastąpi zahamowanie postępu w dziedzinie lotniczych silników turbinowych. Przewidywania te jednak nie sprawdziły się i obecnie — w wyniku powstania nowych doktryn strategicznych — kładzie się jednakowy nacisk na rozwój lotnictwa i broni rakietowej. Jest przy tym rzeczą charakterystyczną, że obok samolotów o dużych prędkościach naddźwiękowych i samolotów o nowych układach buduje się również poddźwiękowe samoloty odrzutowe, konwencjonalne samoloty śmigłowe oraz śmigłowce. Wprowadzono już m.in. strategiczny samolot rozpoznawczy o prędkości $Ma = 3,5$, szturmowy samolot pionowego startu z silnikiem nośno-napędowym, samolot wielozadaniowy ze skrzydłem o zmiennym skosie, samolot śmigłowy typu COIN oraz szybki śmigłowiec bojowy.

Postępuje również szybko naprzód rozwój samolotów cywilnych z napędem turbinowym. Ostatnie osiągnięcia w tej dziedzinie to budowa pasażerskich samolotów naddźwiękowych i autobusów powietrznych oraz licznych samolotów pasażerskich na linie lokalne i samolotów służbowych.

Rozwój samolotów wywiera wpływ na postęp w dziedzinie silników i odwrotnie, osiągnięcia w dziedzinie silnikowej umożliwiają realizację nowych koncepcji samolotów i śmigłowców.

Postęp w budowie silników turbinowych wyraża się powstawaniem nowych rodzajów silników, doskonaleniem ich pod względem przepływowym, doskonaleniem konstrukcji, stosowaniem nowoczesniejszych systemów sterowania, wprowadzaniem nowych materiałów oraz zwiększaniem niezawodności i okresów międzynaprawczych silników.

W przyszłości należy oczekiwać nowych zdobyczy w budowie lotniczych silników turbinowych i zwiększenia zakresu ich zastosowań. Dotyczy to przede wszystkim silników odrzutowych, lecz wydaje się, że również silniki śmigłowe i śmigłowcowe nie utracą swego znaczenia.

Nowe rodzaje silników

Jednym z poważniejszych osiągnięć w dziedzinie silników turbinowych są silniki nośne, odznaczające się b. dużym stosunkiem ciągu do ciężaru i małymi gabarytami, oraz dwuprzepływowe silniki nośno-napędowe z obrotowymi dyszami wylotowymi.

Pionierem budowy silników nośnych jest firma Rolls-Royce. Silniki RB.162 o ciągu 2000—2500 kG i o stosunku ciągu do ciężaru 16:1 (tak duży stosunek ciągu do ciężaru został osiągnięty w dużym stopniu dzięki użyciu do budowy sprężarki tworzyw sztucznych zbrojonych włóknem szklanym) zostały już zastosowane na doświadczalnych samolotach pionowego startu lub na prototypach tych samolotów i są przewidziane do zastosowania na samolotach seryjnych. Obecnie firma Rolls-Royce wspólnie z amerykańską firmą Allison pracuje

nad dwuprzepływowymi silnikami nośnymi o stosunku ciągu do ciężaru 24:1, mającymi w porównaniu z silnikami RB.162 dwukrotnie mniejszą długość przy dwukrotnie większym ciągu. Również w Japonii projektuje się silniki nośne o stosunku ciągu do ciężaru 20:1.

Budowę silników nośno-napędowych rozpoczęła firma Bristol Siddeley (połączona obecnie z firmą Rolls-Royce) silnikiem BS.153 „Pegasus”, który stanowi obecnie napęd pierwszego seryjnego samolotu pionowego startu Hawker Siddeley P.1127 „Harrier” i doświadczalnego samolotu transportowego Dornier Do.31. Jak wiadomo, jest to silnik dwuprzepływowy z czterema obrotowymi dyszami wylotowymi, umożliwiającymi sterowanie wektorem ciągu. Dwuprzepływowe silniki nośno-napędowe buduje również firma Rolls-Royce wspólnie z firmą MAN — jest to silnik RB.153, zaopatrzony w dopalacz i dwie dodatkowe dysze wylotowe z obrotowymi kierownicami (są one umieszczone przed dopalaczem) oraz silnik RB.193 ze spalaniem w zewnętrznym strumieniu i z układem czterech dysz wylotowych, opracowanym przez firmę Bristol Siddeley. Ten ostatni silnik ma być zastosowany, obok silników RB.162, do napędu szturmowego samolotu pionowego startu VAK 191. Do budowy silników nośno-napędowych przystąpiły również firmy General Electric i Pratt and Whitney, przy czym stosunek ciągu do ciężaru tych silników ma wynosić 8:1 — dwukrotnie więcej niż silników Bristol Siddeley i Rolls-Royce.

Nową grupę silników stanowią także silniki dwuprzepływowe o dużym stosunku wydatków, przeznaczone do napędu autobusów powietrznych i dużych wojskowych samolotów transportowych. Są to silniki General Electric TF39 i CF6/34, Pratt and Whitney JT9D i JT18D oraz silniki trójwałowe Rolls-Royce RB.207 i RB.211. Ciąg tych silników wynosi od 15 000 do ponad 20 000 kG, stosunek wydatków waha się od 5:1 do 8:1, spręż ogólny dochodzi do 27:1 (silniki Rolls-Royce), a stosunek ciągu do ciężaru przekracza 5:1. Dzięki dużym wartościom stosunku wydatków i sprężu ich jednostkowe zużycie paliwa w warunkach przelotowych wynosi ok. 0,6 kG/kGh. Wymienione silniki wykazują poza tym wyjątkowo płaski przebieg jednostkowego zużycia paliwa w szerokim zakresie obciążenia, tj. prędkości obrotowej zespołu wysokiego ciśnienia.

Opracowano poza tym silniki dwuprzepływowe o ciągu od 900 do 4400 kG i stosunku wydatków ok. 3,0:1, przeznaczone do napędu samolotów służbowych i mniejszych samolotów pasażerskich. Są to: UACL (United Aircraft of Canada) JTF15, SNECMA M45H i trójwałowy Rolls-Royce RB.203 „Trent”.

Do napędu samolotów bojowych zastosowano silniki dwuprzepływowe o mniejszych stosunkach wydatków i z dopalaniem w zmieszanych strumieniach. Należą do nich silniki Rolls-Royce „Spey”, w które wyposażono samoloty myśliwsko-bombowe McDonnell „Phantom”, silniki Pratt and Whitney TF30-P-6, napędzające pierwszy samolot ze skrzydłem o zmiennym skosie General Dynamics F-111A, silniki SNECMA TF306 (samoloty „Mirage”: 3V, F1 i 3G) i silniki Svenska Flygmotor RM8 (samolot SAAB 37 „Viggen”). Inne silniki znajdują się w rozwoju, m.in. Rolls-Royce/Turbomeca „Adour” do napędu naddźwiękowego samolotu treningowo-bojowego „Jaguar”. W silnikach dwuprzepływowych dopalanie w zmieszanych strumieniach zwiększa ciąg o 70–100% (w warunkach statycznych). Należy przypomnieć, że również silniki dwuprzepływowe bez dopalania znalazły zastosowanie do napędu samolotów bojowych, np. silnik Pratt and Whitney TF30-P-8 (później ma on być zastąpiony silnikiem Allison TF41) na samolocie LTV „Corsair” 2. Jak wiadomo, silniki dwuprzepływowe zwiększają bardzo poważnie zasięg samolotów bojowych, w szczególności przy wykonywaniu zadań na małych wysokościach lotu.

Opracowano silniki do napędu naddźwiękowych samolotów pasażerskich o prędkościach odpowiadających $Ma = 2,2$ i $Ma = 2,7–3,0$: silnik Bristol Siddeley/SNECMA „Olympus” 593, przeznaczony do samolotu „Concorde”, oraz silniki Pratt and Whitney JTF17A i General Electric GE4 do amerykańskiego naddźwiękowego samolotu pasażerskiego. W przypadku samolotu „Concorde” szereg czynników przemawiało do zdecydowania za silnikiem jedno-przepływowym, jakim jest silnik „Olympus” 593; najważniejszy z nich

to wyeliminowanie konieczności dopalania w warunkach przelotowych, a tym samym zwiększenie ekonomii przelotów. Jeżeli chodzi o samolot amerykański, o większej prędkości, to zarówno silniki dwuprzepływowe jak i jednoprzepływowe wymagają stosowania w warunkach przelotowych dopalania i dlatego wybór rodzaju silnika był trudniejszy. Decyzja zastosowania jednoprzepływowego silnika General Electric GE4 została prawdopodobnie podyktowana mniejszym przekrojem czołowym silnika i mniejszym wydatkiem powietrza, ułatwiającym konstrukcję skomplikowanych układów wlotowych i wylotowych. Silnik GE4 ma jednozespołową sprężarkę i rozwija z dopalaniem ciąg 27 000 kG. Charakterystyczną cechą silnika JTF17A jest zastosowanie spalania w zewnętrznym kanale, co w porównaniu z dopalaniem ma poważne zalety, jak np. niższa temperatura na wylocie i mniejsza hałaśliwość silnika.

Ostatnio zarysowała się tendencja budowy całych rodzin silników w oparciu o jedną wspólną wytwornicę gazu. Kierunek ten zapoczątkowała firma General Electric budując wytwornicę GE1 stanowiącą podstawę rozwoju jednoprzepływowych silników odrzutowych bez dopalacza i z dopalaczem, silników dwuprzepływowych o małych i dużych stosunkach wydatków, z dopalaniem i bez dopalania, silników nośno-napędowych i ewentualnie silników śmigłowych. Za tym przykładem poszła francuska firma SNECMA, która wspólnie z firmą Bristol Siddeley rozwija rodzinę silników M45 w oparciu o jednoprzepływowy silnik bez dopalacza.

W dziedzinie turbinowych silników śmigłowych i śmigłowcowych pomysłnie rozwiązano problem budowy silników o mocy 250 do 300 KM i małym jednostkowym zużyciu paliwa (np. silnik Turbomeca „Oredon” 3 ma jednostkowe zużycie paliwa 0,25 kG/KMh). Powstało również kilka udanych silników w zakresie mocy 500–900 KM.

Należy jeszcze wspomnieć o małych turbinowych silnikach odrzutowych, przeznaczonych do napędu bezpilotowych samolotów i pocisków rozpoznawczych oraz szybowców. Należy do nich silnik Williams Research Corp. o ciągu 18 kG, który napędza kanadyjski pocisk rozpoznawczy Canadair CL-89, i silnik Bristol Siddeley BS347 o ciągu 64 kG i ciężarze 13,5 kG.

Doskonalenie silników pod względem przepływowym

Jak wiadomo, w latach pięćdziesiątych firma Bristol Engines zastosowała na silnikach „Olympus” sprężarkę dwuzespołową. Ostatnio firma Rolls-Royce uczyniła następny krok w kierunku udoskonalenia warunków pracy zespołów wirnikowych silników wprowadzając w silnikach dwuprzepływowych układ trójwałowy (silniki RB.203, RB.207 i RB.211). Układ trójwałowy umożliwia dostosowanie prędkości obrotowej wentylatora i sprężarki niskiego ciśnienia do wymagań dyktowanych warunkami

mi przepływu, zwiększa zapas statecznej pracy sprężarki i wentylatora, czyniąc zbędnymi przestawialne łopatki kierownic i zawory upustowe, oraz pozwala na zmniejszenie hałaśliwości silnika w czasie podchodzenia do lądowania przez zmniejszenie prędkości obrotowej wentylatora (za pomocą zdławienia dyszy wylotowej kanału wewnętrznego). Trójwałowe silniki RB.207 i RB.211 mają spręż 27:1, tj. największy z dotychczas zastosowanych.

Inny kierunek rozwoju silników reprezentuje firma General Electric, która stosuje wyłącznie sprężarki jednozespołowe, zapewniając niezbędny zapas statecznej pracy za pomocą bardzo daleko posuniętej ich mechanizacji. Charakterystyczny pod tym względem jest silnik GE4 (do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego), który ma przestawialne łopatki kierownic wszystkich stopni sprężarki.

Ostatnio dosyć szeroko rozpowszechniły się przydźwiękowe stopnie sprężarek, poczynając od dużych silników dwuprzepływowych, w których spręż jednostopniowego wentylatora osiąga wartość 2,0:1, i kończąc na małych silnikach śmigłowych (i śmigłowcowych), w których spręż osiowych stopni sprężarek osiowo-odśrodkowych wynosi 1,7:1 (silniki Turbomeca „Astazou” i „Oredon” oraz silniki Continental).

Przeprowadza się studia nowych zasad projektowania sprężarek, komór spalania i turbin, co ma m.in. na celu zmniejszenie długości silników. Godne uwagi są pod tym względem osiągnięcia firmy Rolls-Royce, której udało się skrócić bardzo znacznie komory spalania silników nośnych, firmy Pratt and Whitney, której nowy silnik dwuprzepływowy JTF16B (w wersji nośno-napędowej przewidziany do niemiecko-amerykańskiego samolotu myśliwskiego V/STOL o zmiennym skosie skrzydła) jest dwukrotnie krótszy od silnika TF30 o tym samym ciągu, a także firmy Curtis-Wright, która w ramach programu rozwoju nowej techniki budowy silników turbinowych skonstruowała i przebadala doświadczalny silnik odrzutowy TJ-60 o ciągu 5000 kG. Przez optymalizację podstawowych parametrów konstrukcyjnych sprężarki — obciążenie stopni, ilość łopatek w stopniu i ich cięciwa, stosunek średnicy wewnętrznej do zewnętrznej — oraz zastosowanie tłumików drgań na końcach łopatek (pozwoliło to na zwiększenie stosunku średnic) zdolno dwukrotnie zmniejszyć długość sprężarki tego silnika, w porównaniu ze sprężarkami konwencjonalnymi o tym samym sprężu, przy zmniejszonej równocześnie średnicy. Komorę spalania udoskonalono przez dopracowanie szczegółów konstrukcyjnych poczynając od przekroju wlotowego i kończąc na przekroju wylotowym komory. Zastosowano przy tym nowy rodzaj wtryskiwaczy paliwa, które wytwarzają mieszkankę paliwowo-powietrzną. W wyniku uzyskano przyspieszenie procesu spalania, dzięki czemu objętość komory spalania można było zmniejszyć czterokrotnie w porównaniu z obecnie sto-

sowanymi. W turbinie zastosowano kierownicę z przestawialnymi łopatkami oraz transpiracyjne chłodzenie łopatek wirnikowych. Dzięki przestawialnym łopatom kierownicy, w połączeniu z dyszą wylotową o zmiennym przekroju, można utrzymywać stały spadek entalpii w turbinie, a tym samym stałą prędkość obrotową w szerokim zakresie zmian temperatury przed turbiną. Oznacza to, że silnik może pracować z dużą sprawnością w szerokim zakresie zmian ciągu, co zapewnia dużą ekonomię eksploatacji niezależnie od warunków lotu.

Doskonalenie konstrukcji silników

Wprowadzenie do konstrukcji silników układów dwuwałowych, a ostatnio również trójwałowych wymagało uprzedniego rozwiązania szeregu problemów konstrukcyjnych związanych z łożyskowaniem wałów (np. zagadnienia olejenia i chłodzenia łożysk umieszczonych wewnątrz wałów) i opanowania drgań rezonansowych.

W dziedzinie walki z drganiami silników dokonano poważnego postępu przez zastosowanie podatnych podpór oraz podpór z hydraulicznym tłumieniem (luźno osadzone łożysko ze szczeliną między pierścieniem łożyska a obudową, wypełnioną olejem pod ciśnieniem). Zmniejszono w ten sposób poważnie poziom drgań (w przypadku silnika Rolls-Royce „Conway” o 60%) przenoszących się na obudowy silnika i jego zamocowanie.

Rozwiązanie problemów związanych z łożyskowaniem i drganiami umożliwiło również budowę silników o prędkościach obrotowych dochodzących do 60 000 obr/min.

Obecnie często spotyka się wysięgnikowe łożyskowanie wentylatora lub przednich stopni sprężarek, brak kierownic wlotowych oraz wirujące kołpaki wlotowe. Takie rozwiązanie czyni zbędnym instalowanie urządzeń zapobiegających oblodzeniu wlotowej części silnika.

Udoskonalono znacznie powietrzne chłodzenie łopatek turbinowych. Umożliwia ono obecnie obniżenie temperatury łopatek wirnikowych o 300 °C w stosunku do temperatury gazu, podczas gdy na silnikach starszych typów (np. Rolls-Royce „Conway” i „Spey”) różnica tych temperatur wynosiła tylko 200 °C. Dzięki skutecznemu chłodzeniu łopatek stosuje się już w niektórych silnikach temperatury przed turbiną przekraczające 1200 °C (np. w silniku JTF-17A). Opracowano poza tym transpiracyjne chłodzenie łopatek, polegające na tym, że powietrze przechodzi przez porowatą powierzchnię łopatek chłodząc ją i tworząc na niej warstwę izolacyjną. Chłodzenie to umożliwi podwyższenie temperatury przed turbiną do ok. 1400 °C.

Można obserwować tendencję zabudowy osprzętu silnikowego we wspólnej ognioodpornej skrzynce, umieszczonej przeważnie pod silnikiem. Poza tym zrobiono już pierwszy krok w kierunku integracji z silnikiem jego urządzeń pomocniczych zabudowując pompę paliwową wraz z regulatorem wydatku w przednim

kołpaku silnika RB.162. W następnych typach silników nośnych Rolls-Royce pompa paliwowa ma być umieszczona wewnątrz wirnika sprężarki. Zamierza się również stosować prądnico-rozruszniki wykonane jako integralna część wirnika sprężarki, bez zewnętrznych osłon i bez skrzynki napędów.

Postęp w sterowaniu silników

W związku z dążeniem do zwiększenia dokładności systemów sterowania silników turbinowych systemy te uległy znacznemu skomplikowaniu. Jako impulsy sterujące wykorzystuje się obecnie dużą ilość parametrów, takich jak ciśnienie i temperatura na wlocie do silnika, temperatura za turbiną, prędkości obrotowe zespołów wirujących, moment obrotowy (w przypadku silników śmigłowych i śmigłowcowych), położenie selektora prędkości obrotowej lub mocy, oraz kombinacje parametrów i zależności między nimi. Skłania to do stosowania przeliczników opracowujących impulsy wykonawcze, przy czym obok przeliczników elektronicznych wprowadza się również przeliczniki fluidydykowe (np. na silnikach UACL PT6).

Warto zaznaczyć, że w silnikach śmigłowych zaczyna się stosować — na wzór silników śmigłowcowych — system sterowania mocą, który polega na tym, że stała prędkość obrotowa śmigła jest utrzymywana przez regulator działający na układ zasilania silnika (nie zaś na mechanizm skoku śmigła). Taki system sterowania ułatwia pilotowi podchodzenie do lądowania i zwiększa stabilność prędkości lotu w warunkach przelotowych. Jest on zaopatrzony w ograniczniki skoku śmigła, zapobiegające przed przekroczeniem maksymalnej lub minimalnej wartości skoku dla danej prędkości lotu oraz w urządzenie utrzymujące maksymalną moc silnika niezależnie od prędkości samolotu, np. w czasie startu. System sterowania mocą zastosowano na silnikach Turbomeca „Astazou”.

Nowe rodzaje materiałów

Jak już wspomniano, do uzyskania bardzo dużego stosunku ciągu do ciężaru silników nośnych przyczyniło się w dużym stopniu zastosowanie zbrojonych tworzyw sztucznych. W przypadku silników RB.162 jest to tworzywo zbrojone włóknem szklanym. Wykonano z niego obudowę i łopatki (z wyjątkiem łopatek pierwszego stopnia) sprężarki oraz obudowę wlotu. Natomiast w najnowszych silnikach dwuprzepływowych firmy Rolls-Royce, a mianowicie w silnikach RB.207 zastosowano tworzywo zbrojone włóknem węglowym. Tworzywo to o nazwie Hyfil ma ciężar właściwy 1,8 G/cm³, wytrzymałość na rozciąganie 180 kG/mm² i moduł Younga 1,75 · 10⁶ kG/cm². Użyto go do wykonania łopatek wentylatora i sprężarki niskiego ciśnienia. Dzięki właściwościom tego materiału łopatki wentylatora można było ukształtować zgodnie z wymaganiami aerodynamicznymi (małe zwienie łopa-

tek, duża cięciwa na ich końcach), co dało w wyniku wentylator o dużej sprawności i dużym zapasie statecznej pracy.

Przewiduje się również stosowanie tworzyw zbrojonych włóknem z boru, wolframu, grafitu, azotku krzemu, tlenku aluminium itp.

Zbrojone tworzywa sztuczne mają szereg dodatkowych zalet, jak możliwość odpowiedniego ukierunkowania włókien i wpływania w ten sposób na drgania skrętno-giętne, duże tłumienie drgań oraz „strzępienie się”, zamiast pęknięcia, wskutek uderzeń przez ciała obce.

W oparciu o tworzywa zbrojone powstała koncepcja integralnego wirnika, którego zasada budowy polega na tym, że włókna wzmacniające łopatek przechodzą przez tarczę wirnika, co zapewnia optymalne wykorzystanie materiału.

Firma Pratt and Whitney opracowała materiał na łopatki turbinowe noszący oznaczenie PWA 1409 i określony jako stop jednokrystaliczny (jest to prawdopodobnie stop eutektyczny o krysztalach włosowatych). Stop ten zapewnia czterokrotnie większą trwałość wykonanych z niego łopatek i wykazuje dużą odporność na uderzenia cieplne.

Zwiększanie niezawodności i okresów międzynaprawczych silników

Doświadczenia konstrukcyjne i eksploatacyjne wytwórni silnikowych, jak również stosowanie doskonalszych materiałów i metod technologicznych doprowadziły do bardzo znacznego zwiększenia niezawodności pracy i okresów międzynaprawczych lotniczych silników turbinowych. Jako przykład można podać, że w latach 1964—1965 na 50 000 wylatanych godzin przez samoloty pasażerskie z silnikami „Conway” RCo. 12 nastąpiło tylko jedno wyłączenie silnika w locie, a okresy międzynaprawcze tych silników osiągają już 10 000 godz. W związku z tym zaczyna się obecnie przeprowadzać naprawy silników w zależności od ich stanu technicznego, nie zaś po upływie określonej ilości godzin pracy. Jest to koncepcja tzw. planowej nie planowanej obsługi silników. Aby ją dalej rozwijać, wprowadza się udoskonalone metody przeglądów silników w czasie eksploatacji oraz specjalne urządzenia zabudowywane bezpośrednio na silnikach. Stosuje się m.in. magnetyczne wskaźniki zanieczyszczenia opiłkami oleju odsysanego z łożysk, co pozwala na wczesne wykrycie ich uszkodzenia, otwory do wprowadzania światłowodów umożliwiających kontrolę od wewnątrz sprężarki, komory spalania i turbin oraz czujniki drgań zabudowane na przedniej i tylnej części silnika. Poza tym wykorzystując drażone wały silników przeprowadza się kontrolę radiograficzną wnętrza silnika za pomocą promieni Roentgena i gamma. Zarysowała się również tendencja stosowania modułowej konstrukcji silników, pozwalającej na wymianę głównych zespołów bez demontażu całego silnika. Dzielone w płaszczyźnie poziomej lub pionowej obudowy zapewniają łatwy dostęp do wnętrza

silnika i umożliwiającą wymianę pojedynczych łopatek bez demontażu wirników.

Amerykanie wprowadzają na samolotach wojskowych układy umożliwiające ciągłą kontrolę stanu silnika w locie. Są to systemy EASY (Engine Analyser System) i AIDS (Aircraft Integrated Data System), które rejestrują na taśmach magnetycznych poszczególne parametry silników. Zarejestrowane dane są na ziemi analizowane przez maszynę matematyczną, która wydaje następnie orzeczenie na temat stanu silnika — czy i kiedy silnik powinien zostać przekazany do przeglądu.

Perspektywy dalszego rozwoju silników

Ogólnie rzecz biorąc, przyszły rozwój silników turbinowych będzie postępował zgodnie z kierunkami wytyczonymi w ostatnich latach. Pod względem przepływowym należy spodziewać się dalszego zmniejszenia gabarytów sprężarek i komór spalania, zastosowania przestawialnych łopatek kierownic turbin, w celu zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa w pozaobliczeniowych warunkach pracy silnika, oraz dalszego podwyższania temperatury przed turbiną, co będzie możliwe m. in. dzięki transpiracyjnemu chłodzeniu łopatek. Podwyższenie temperatury przed turbiną przyczyni się do zmniejszenia gabarytów (i ciężaru) silników odrzutowych i rozszerzy ich zakres pracy w kierunku większych prędkości lotu, zmniejszy jednostkowe zużycie paliwa silników śmigłowych i śmigłowcowych oraz umożliwi dalsze zwiększenie stosunku wydatków silników dwuprzepływowych.

W dziedzinie konstrukcji prawdopodobna jest częściowa integracja silnika z płatowcem. I tak np. istnieje pomysł zabudowy silników jedno- i dwuprzepływowych w skrzydle, którego

skrzynkowy dźwigar stanowi równocześnie zewnętrzną osłonę komory spalania i turbiny silników. Silniki dwuprzepływowe byłyby natomiast zabudowywane w gondolach podskrzydłowych lub przykadłubowych, w ten sposób, że kanał zewnętrzny silników tworzyłaby gondola. Integracja konstrukcji może spowodować poważne zmniejszenie ciężaru silników — przypuszcza się, że przy równoczesnym szerokim zastosowaniu tworzyw zbrojonych będzie możliwe zwiększenie stosunku ciągu do ciężaru niektórych rodzajów silników nawet do wartości 50:1.

Jeżeli chodzi o zakres zastosowań poszczególnych rodzajów silników, to można oczekiwać, że silniki dwuprzepływowe — głównie trójwałowe — o dużych stosunkach wydatków wyprą silniki śmigłowe z napędu samolotów transportowych, patrolowych, do zwalczania łodzi podwodnych i wczesnego ostrzegania. Warto tu przypomnieć, że firma Allison opracowała silnik śmigłowy T78 o mocy 5000 KM, zaopatrzony w wymiennik ciepła i przeznaczony do napędu wymienionych wyżej samolotów. Jednak dalszy jego rozwój został przerwany z powodu braku zapotrzebowania na tego rodzaju silnik. Wydaje się, że rozwój silników śmigłowych o większych mocach pójdzie raczej w kierunku zwiększania sprężu, temperatury przed turbiną i zastosowania przestawialnych łopatek kierownicy turbiny. Silniki śmigłowe znajdują szerokie zastosowanie do napędu małych samolotów pasażerskich STOL, samolotów pasażerskich VTOL z przestawialnym skrzydłem (lub przestawialnymi wałami śmigieł), do napędu mniejszych samolotów transportowych i tanich samolotów służbowych oraz samolotów wojskowych: łącznikowych, obserwacyjnych, samolotów COIN i VTOL.

Duże przeobrażenia dokonają się prawdopodobnie w napędzie śmigłowców. W niedalekiej bowiem

przyszłości można spodziewać się wprowadzenia do eksploatacji dużych śmigłowców z ciśnieniowym napędem wirnika nośnego. Śmigłowce te wymagać będą do zasilania wirnika wytwornic gazu lub powietrza. Wytwornice znajdą również zastosowanie do napędu śmigłowców z wirnikiem Doranda (wirnik z klapą strumieniową) i wirnikiem z supercyrkulacją. Opracowuje się poza tym projekty szybkich śmigłowców z wirnikami chowanymi lub przekształcanymi w skrzydło w locie poziomym. Napęd tych śmigłowców będą stanowiły silniki odrzutowe, jedno- lub dwuprzepływowe, których strumień wylotowy będzie kierowany za pomocą zaworów albo do dyszy głównej albo do dyszy wirnika nośnego (ewentualnie do turbiny napędzającej wirnik). Silniki tego typu będą oprócz tego stosowane do napędu samolotów VTOL z wentylatorami nośnymi (należy tu przypomnieć samolot doświadczalny Ryan XV).

Zakres zastosowań turbinowych silników odrzutowych zostanie znacznie rozszerzony dzięki koncepcji silnika turbinowo-strumieniowego, stanowiącego połączenie silnika turbinowego z silnikiem strumieniowym. W praktycznym rozwiązaniu będzie to silnik turbinowy, jedno- lub dwuprzepływowy, z dopalaczem zaopatrzonym w dodatkowy wlot otwierany dopiero przy dużych prędkościach lotu. Silniki turbinowo-strumieniowe zostaną zastosowane do napędu pasażerskich samolotów hipersonicznych, pierwszych stopni transportowych pojazdów kosmicznych i odzyskiwanych stopni rakiet nośnych. Jako paliwo przewiduje się ciekły wodór. Oczywiście, tego rodzaju zastosowania silników turbinowych są sprawą dosyć odległej przyszłości, niemniej jednak istnieją już konkretne projekty wspomnianych pojazdów, które wcześniej czy później zostaną prawdopodobnie urzeczywistnione.

30 LAT ZAKŁADÓW LOTNICZYCH w MIELCU

W bieżącym roku mija XXX rocznica założenia Zakładów Lotniczych w Mielcu, które powstały pod nazwą Państwowe Zakłady Lotnicze — Wytwórnia Płatowców Nr 2. Wychodząc naprzeciw zapotrzebowaniu przedsiębiorstwa na społeczny wkład pracy w przygotowanie imprez, organizowanych dla uczczenia tego, tak ważnego dla rzeszowskiego regionu wydarzenia, aktyw Sekcji Lotniczej Koła SIMP przy WSK Mielec zorganizował w marcu br. spotkanie z Jubilatami, pracującymi w przedsiębiorstwie od początku lotniczej historii Mielca. Wśród nich był obecny dawny asystent dyrektora technicznego WP-2 w okresie 1938—39, Tadeusz Wondolowski. Na spotkanie przybył również dawny pracownik zakładów, nestor polskiego lotnictwa, Mieczysław Działowski.

Celem spotkania było zebranie relacji pracowników z pierwszego okresu działalności przedsię-

biorstwa, obejmującego lata 1938 — do 1944, a także z pierwszych lat po wyzwoleniu Mielca spod okupacji hitlerowskiej oraz relacje na temat nie wyjaśnionych zdarzeń.

Spotkanie — otwarte przez kol. mgr inż. Ryszarda Legięckiego — upłynęło w miłej, koleżeń- skiej atmosferze. Uczestniczyli w nim również: korespondent „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”, członek zarządu Sekcji Lotniczej przy Zarządzie Głównym SIMP oraz przedstawiciel Rady Zakładowej WSK Mielec. Zebrane materiały, w tym również unikalne zdjęcia, zostały przekazane Komitetowi Redakcyjnemu monografii XXX-lecia i stanowią cenną pomoc we wzbogaceniu i uściśleniu faktów historycznych, wiążących się z dziejami przedsiębiorstwa.

Stanisław Orczykowski

Analityczna metoda wyznaczania linii współpracy wentylatora i sprężarki z turbinami w dwuwałowym silniku dwuprzepływowym

W artykule opisano sposoby analitycznego wyznaczania linii współpracy sprężarki z turbiną wysokiego ciśnienia i wentylatora z turbiną niskiego ciśnienia w dwuwałowym silniku dwuprzepływowym bez spalania w kanale zewnętrznym. Rozważania dotyczą dwóch przypadków: a) nadkrytycznego stosunku ciśnień w dyszy wylotowej kanału wewnętrznego i w dyszy wylotowej kanału zewnętrznego oraz b) podkrytycznego stosunku ciśnień w dyszy wylotowej kanału wewnętrznego i w dyszy wylotowej kanału zewnętrznego. W obu przypadkach zrobiono założenie nadkrytycznego stosunku ciśnień w kierownicy turbiny wysokiego ciśnienia.

W przypadku dwuwałowego silnika dwuprzepływowego zmianie warunków pracy silnika (wskutek zmiany prędkości obrotowej lub zmiany warunków lotu) towarzyszą niejednakowe zmiany prędkości obrotowych nie związanych ze sobą mechanicznie zespołów wirujących*) oraz zmiana podziału wydatku powietrza między kanał wewnętrzny i zewnętrzny silnika.

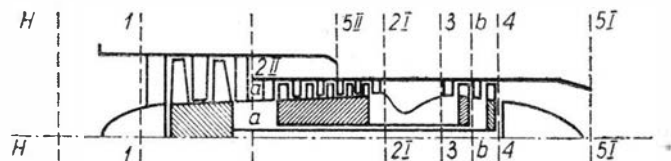
W związku z tym w celu obliczenia charakterystyk silnika należy wyznaczyć na charakterystykach wentylatora i sprężarki linie współpracy odpowiednio wentylatora i turbiny oraz sprężarki i turbiny. W niniejszym artykule przedstawiono analityczną metodę wyznaczania tych linii dla dwóch przypadków przepływu w dyszach wylotowych silnika:

- przy nadkrytycznym stosunku ciśnień w dyszy wylotowej kanału wewnętrznego i w dyszy wylotowej kanału zewnętrznego,
- przy podkrytycznym stosunku ciśnień w dyszy wylotowej kanału wewnętrznego i w dyszy wylotowej kanału (jak wiadomo, w tym przypadku linie współpracy są słuszne tylko dla danej liczby Macha lotu).

Przedstawione metody mogą być z łatwością transponowane na przypadki mieszane, tzn. nadkrytycznego stosunku ciśnień w dyszy wylotowej kanału wewnętrznego i podkrytycznego stosunku w dyszy wylotowej kanału zewnętrznego i odwrotnie.

Oznaczenia

- G — wydatek czynnika
 $\mu = G_{II}/G_I$ — współczynnik podziału wydatku między kanał zewnętrzny i wewnętrzny (stosunek wydatków silnika)
 F — pole przekroju
 j, j' — współczynniki w równaniu wydatku odpowiednio powietrza i mieszaniny powietrza ze spalinami
 k, k' — wykładnik izentropy odpowiednio powietrza i mieszaniny powietrza ze spalinami
 R, R' — stałe gazowe odpowiednio powietrza i mieszaniny powietrza ze spalinami
 T — temperatura w skali bezwzględnej
 p — ciśnienie całkowite, z wyjątkiem p_{II} , które jest ciśnieniem statycznym (ciśnieniem otoczenia)
 β — odwrotność krytycznego stosunku ciśnień
 L_e — rzeczywista praca jednostkowa
 $\tau = L_{eTn}/L_{eTw}$ — współczynnik podziału pracy rzeczywistej między turbiną wysokiego i niskiego ciśnienia.
 π — stosunek ciśnień całkowitych, z wyjątkiem:
 $\pi_d = p_I/p_{II}$, $\pi_I = p_{2I}/p_{II}$ i $\pi_{II} = p_{2II}/p_{II}$
 $e = \pi \frac{k-1}{k}$ — przy czym stosunek ciśnień π dotyczy te-



Rys. 1

go zespołu silnika, którego symbol jest indeksem, a wykładnik w zależności od rodzaju czynnika zawiera k lub k'

η — sprawność izentropowa odniesiona do parametrów całkowitych

η_m — sprawność mechaniczna łożyskowania silnika;

$q = \frac{c_p}{(c_p)_{kr}}$ — względny wydatek czynnika

σ — współczynnik zachowania ciśnienia całkowitego.

Indeksy dotyczą:

I, II — odpowiednio przepływu przez kanał wewnętrzny i zewnętrzny, W — wentylatora, S — sprężarki, KS — komory spalania, K — kierownice pierwszego stopnia turbiny, T — turbiny, D — dyszy wylotowej, n, w — odpowiednio turbiny niskiego i wysokiego ciśnienia.

Pozostałe indeksy odnoszą się do przekrojów silnika zaznaczonych na schemacie (rys. 1).

Nadkrytyczny stosunek ciśnień w dyszach wylotowych

Współpraca sprężarki i turbiny wysokiego ciśnienia

Charakterystyka turbiny wysokiego ciśnienia dana jest w postaci następujących przybliżeń:

$$\eta_{Tw} = \text{const}; \quad \frac{G_I \sqrt{T_3}}{p_3} = \text{const} \quad (1)$$

To ostatnie równoznaczne jest z założeniem, że w kierownicy turbiny wysokiego ciśnienia występuje nadkrytyczny stosunek ciśnień, niezależnie od warunków pracy silnika i warunków lotu.

Praca turbiny wysokiego ciśnienia przy nadkrytycznym stosunku ciśnień w dyszy wylotowej**) jest proporcjonalna do temperatury przed turbiną T_3 i wobec tego można napisać równanie:

$$T_a \frac{e_S - 1}{\eta_S} = \text{const } T_3 \quad (2)$$

Równanie ciągłości napisane dla przepływu między przekrojem wejściowym sprężarki a przekrojem mini-

**) Ściślej rzecz biorąc, powinien być spełniony również warunek nadkrytycznego stosunku ciśnień w kierownicy turbiny niskiego ciśnienia — *przyp. redakcji*.

*) Podobnie jak w przypadku silnika z dwuzespołową sprężarką (niektóre szczegóły na temat zasad pracy sprężarek dwuzespołowych może czytelnik znaleźć w artykule „O podstawowych właściwościach dwuzespołowych sprężarek lotniczych silników turbinowych”, W Kordziński, Technika Lotnicza nr 10 z 1963 r.).

malnym kierownicy turbiny wysokiego ciśnienia ma postać:

$$j F_a q_a = j' F_{Kw} \sigma_{Ks} \sigma_{Kw} \pi_s \sqrt{\frac{T_a}{T_3}} \quad (3)$$

Dla ustalonych warunków pracy z równań (2) i (3) otrzymuje się równanie linii współpracy sprężarki i turbiny wysokiego ciśnienia dla przypadku nadkry-

$$\text{const}_2 = \frac{j'}{j} \sqrt{\frac{k'-1}{k'-1} \frac{k-1}{k} \frac{R'}{R} \frac{F_{Kw}}{F_1}} q_{Kw} \sigma_{Ks} \sigma_{Kw} \cdot \sqrt{\left(1 - \frac{1}{e_{Tn}}\right) \left[1 - \left(1 - \frac{1}{e_{Tw}}\right)\right] \eta_{Tn} \eta_{Tw} \eta_{mn}}$$

tycznego stosunku ciśnień w nieregulowanej dyszy wylotowej:

$$q_a = (q_a)_{obl} \frac{\pi_s}{(\pi_s)_{obl}} \sqrt{\frac{(e_s)_{obl} - 1}{e_s - 1}} \sqrt{\frac{\eta_s}{(\eta_s)_{obl}}} \quad (4)$$

Punkty linii współpracy spełniające równanie (4) znajduje się drogą kolejnych przybliżeń.

Równanie (4) jest identyczne z równaniem współpracy sprężarki i turbiny jedoprzepływowego silnika jednolowego.

Współpraca wentylatora i turbiny niskiego ciśnienia

W ustalonych warunkach pracy silnika są spełnione następujące warunki współpracy wentylatora i turbiny niskiego ciśnienia:

Wydatek czynnika przez wentylator jest równy sumie wydatków czynnika przez minimalny przekrój kierownicy turbiny wysokiego ciśnienia i minimalny przekrój dyszy wylotowej kanału zewnętrznego:

$$j F_1 q_1 \frac{p_1}{\sqrt{T_1}} = j' F_{Kw} q_{Kw} \sigma_{Ks} \sigma_{Kw} \frac{p_{2I}}{\sqrt{T_3}} + j F_{5II} q_{5II} \sigma_{DII} \frac{p_{2II}}{\sqrt{T_{2II}}} \quad (5)$$

Moc turbiny niskiego ciśnienia równa jest mocy napędu wentylatora (po uwzględnieniu straty mocy turbiny na napęd agregatów i tarcie w łożyskach):

$$(G_I + G_{II}) \frac{k}{k-1} \frac{R T_1}{\eta_w} \frac{e_w - 1}{\eta_w} = G_I \frac{k'}{k'-1} R' T_b \left(1 - \frac{1}{e_{Tn}}\right) \eta_{Tn} \eta_{mn} \quad (6)$$

Przy nadkrytycznym stosunku ciśnień w dyszy wylotowej kanału wewnętrznego praca efektywna turbiny niskiego ciśnienia jest proporcjonalna do temperatury T_3 , wobec czego równanie (6) sprowadza się do postaci:

$$\frac{T_3}{T_1} = \text{const}_1 (1 + \mu) \frac{e_w - 1}{\eta_w} \quad (7)$$

gdzie:

$\text{const}_1 =$

$$= \frac{k}{k-1} R \left\{ \frac{k'}{k'-1} R' \left(1 - \frac{1}{e_{Tn}}\right) \left[1 - \left(1 - \frac{1}{e_{Tw}}\right)\right] \eta_{Tn} \eta_{Tw} \eta_{mn} \right\}^{-1}$$

Wykorzystując powyższą zależność w równaniu (5) i uwzględniając, że:

$$\eta_w = \frac{e_w - 1}{\frac{T_{2II}}{T_1} - 1}$$

otrzymuje się równanie linii współpracy wentylatora i turbiny niskiego ciśnienia dla nadkrytycznego stosunku ciśnień w kierownicy turbiny wysokiego ciśnienia i w dyszy wylotowej kanału zewnętrznego:

$$q_1 = \pi_w \sqrt{\frac{\eta_w}{e_w - 1}} \left(\text{const}_2 \pi_s \sqrt{\frac{1}{1 + \mu}} + \frac{\text{const}_3}{\sqrt{\frac{\eta_w}{e_w - 1} + 1}} \right) \quad (8)$$

gdzie:

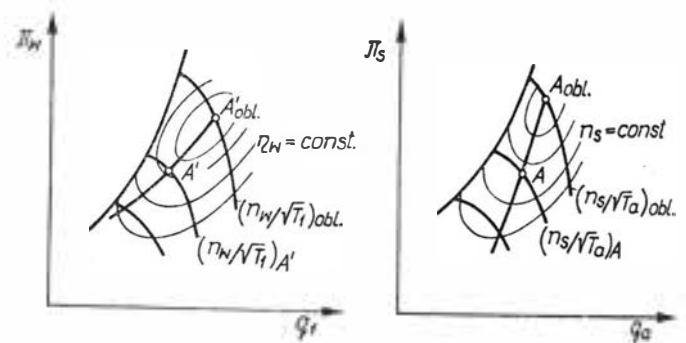
$$\text{const}_3 = \sigma_{DII} \frac{F_{5II}}{F_1} q_{5II}$$

Z równania (8) wynika, że przebieg linii współpracy na charakterystyce wentylatora zależy od sprężarki wysokiego ciśnienia i podziału wydatku między kanał zewnętrzny i wewnętrzny. Do wyznaczenia tego przebiegu konieczna jest znajomość dla każdej wartości π_s współczynnika μ oraz wartości

$$\frac{e_w - 1}{\eta_w} = \frac{\Delta T_w}{T_1}$$

lub wartości T_3/T_1 .

Zakłada się, że są znane wszystkie obliczeniowe parametry silnika, którym odpowiadają punkty A_{obl} na charakterystykach wentylatora i sprężarki (rys. 2), oraz że wyznaczona jest już linia współpracy sprężarki i turbiny wysokiego ciśnienia.



Rys. 2

Względny przyrost temperatury w sprężarce wynosi:

$$\frac{\Delta T_s}{T_a} = \frac{e_s - 1}{\eta_s} \quad (9)$$

i może być wyznaczony w danym punkcie A linii współpracy sprężarki i jej turbiny po odczytaniu w tym punkcie wartości π_s i η_s .

Związek między względnym przyrostem temperatury w sprężarce i względnym przyrostem temperatury w wentylatorze jest zależny od stosunku rzeczywistych prac turbin τ :

$$\tau = \frac{L_{eTn}}{L_{eTw}} = \left(1 + \mu\right) \frac{\Delta T_w}{\Delta T_s} \quad (10)$$

Wykorzystując tożsamość $\frac{\Delta T_W}{T_1} = \frac{\Delta T_W}{T_a - \Delta T_W}$

otrzymuje się z równania (10) poszukiwaną zależność względnych przyrostów temperatury w wentylatorze i sprężarce:

$$\frac{\Delta T_W}{T_1} = \frac{\frac{\tau}{1+\mu} \frac{\Delta T_S}{T_a}}{1 - \frac{\tau}{1+\mu} \frac{\Delta T_S}{T_a}} \quad (11)$$

Związek między współczynnikiem podziału wydatku a parametrami charakterystyk wentylatora i sprężarki można wyprowadzić z równań wydatków czynnika przez kanał wewnętrzny i zewnętrzny:

$$1 + \mu = \frac{F_1 q_1}{F_a q_a \pi_w} \sqrt{1 + \frac{\Delta T_W}{T_1}} \quad (12)$$

Równania (11) i (12) pozwalają na określenie metodą kolejnych przybliżeń wartości względnego przyrostu temperatury w wentylatorze oraz współczynnika podziału μ w punkcie A' charakterystyki wentylatora odpowiadającego punktowi A charakterystyki sprężarki (przy nieziennej wartości τ zachodzącej w przypadku nadkrytycznego stosunku ciśnień w dyszy wylotowej kanału wewnętrznego), co umożliwia już wyznaczenie za pomocą równania (8) linii współpracy wentylatora z turbiną niskiego ciśnienia.

Obecnie można również wyznaczyć odpowiadającą punktowi A względną temperaturę przed turbiną $(T_3/T_1)_A$, posługując się w tym celu zależnością (7), napisaną w cokolwiek innej postaci:

$$\frac{T_3}{T_1} = \text{const}_1 (1 + \mu) \frac{\Delta T_W}{T_1} \quad (7')$$

Wykorzystując zależność (7) równanie linii współpracy (8) można powiązać z względną temperaturą przed turbiną:

$$q_1 = \pi_w \left\{ \text{const}_4 \pi_s \sqrt{\frac{T_1}{T_3}} + \sqrt{\frac{\text{const}_3}{\left[\sqrt{\frac{T_1}{T_3}} (1 + \mu) \text{const}_1 \right]^{-1} + 1}} \right\} \quad (13)$$

gdzie const_1 jest stałą z równania (7);

$$\text{const}_1 = \frac{j' F_{Kw}}{j F_1} q_{Kw} \sigma_{KS} \sigma_{Kw};$$

$$\text{const}_3 = \sigma_{DII} \frac{F_{5II}}{F_1} q_{5II}$$

Zakładając szereg punktów A na linii współpracy sprężarki i turbiny wysokiego ciśnienia można w opisany wyżej sposób wyznaczyć — w oparciu o równanie (8) lub równanie (14) — odpowiadające tym punktom punkty A' na charakterystyce wentylatora, a tym samym określić przebieg linii współpracy zespołu wentylator-turbina.

*) Wartość $(T_3/T_1)_A$ można również wyznaczyć z zależności $G_I \sqrt{T_3/p_3} = \text{const}$, co pozwala na obliczenie wartości $(\Delta T_W/T_1)_A$ i μ_A , wprost z równań (11) i (7') — przyp. redakcyjna.

Podkrytyczny stosunek ciśnień w dyszach wylotowych

Współpraca sprężarki i turbiny wysokiego ciśnienia

Dla zbudowania linii współpracy można się oprzeć na równaniach:

1) charakterystyki turbiny wysokiego ciśnienia — równanie (1),

2) ciągłości przepływu przez sprężarkę i turbiny — równanie (3),

3) bilansu mocy sprężarki i turbiny wysokiego ciśnienia:

$$\frac{k}{k-1} R T_a \left(e_s - 1 \right) \frac{1}{\eta_s} = \frac{k'}{k'-1} R' T_3 \left(1 - \frac{1}{e_{Tw}} \right) \eta_{Tw}$$

Z równań tych otrzymuje się równanie linii współpracy sprężarki i turbiny wysokiego ciśnienia na charakterystyce sprężarki:

$$q_a = \left(q_a \right)_{obl} \frac{\pi_s}{(\pi_s)_{obl}} \sqrt{\frac{(e_s)_{obl} - 1}{e_s - 1}} \sqrt{\frac{1 - \frac{1}{e_{Tw}}}{1 - \frac{1}{(e_{Tw})_{obl}}}} \sqrt{\frac{\eta_s}{(\eta_s)_{obl}}} \quad (14)$$

Korzystanie z tego równania możliwe jest dopiero po określeniu zmian stopnia rozprężania π_{Tw} w turbinie wysokiego ciśnienia wzdłuż linii jej współpracy ze sprężarką. W tym celu należy najpierw określić zmiany stopnia rozprężania π_T w obu turbinach łącznie wzdłuż linii współpracy, a następnie na podstawie znajomości charakterystyki turbiny wysokiego ciśnienia znaleźć wartości π_{Tw} odpowiadające danym wartościom π_T .

Do wyznaczenia wartości π_T wykorzystuje się równanie ciągłości przepływu między przekrojem minimalnym F_{Kw} kierownicy pierwszego stopnia turbiny a przekrojem minimalnym F_{5I} dyszy wylotowej:

$$F_{Kw} \sqrt{2 \frac{k'}{k'+1} R' T_3 \frac{\beta_{Tw} p_3}{k'+1} \frac{1}{R' T_3}} = F_{5I} \frac{p_4}{\sqrt{T_4}} \sqrt{2 \frac{k'}{k'-1} \frac{1}{R'} \left[\left(\frac{p_H}{p_4} \right)^{\frac{2}{k'}} - \left(\frac{p_H}{p_4} \right)^{\frac{k'+1}{k'}} \right]} \quad (15)$$

z którego otrzymuje się po prostych przekształceniach:

$$\frac{\frac{1}{e_T^2} \left(\sigma_{KS} \pi_I \right)^{-\frac{2}{k'}} - \frac{1}{e_T} \left(\sigma_{KS} \pi_I \right)^{-\frac{k'+1}{k'}}}{1 - \eta_T \left(1 - \frac{1}{e_T} \right)} = \text{const}_1 \quad (16)$$

$$\text{gdzie } \text{const}_1 = \left(\frac{F_{Kw}}{F_{5I}} \right)^2 \frac{k' - 1}{k' + 1} \frac{2}{\beta_{Tw}}$$

Zależność ta pozwala na wyznaczenie dla dowolnych wartości stosunków ciśnień w kanale wewnętrznym silnika odpowiadających im wartości stopnia rozprężania.

Jak już powiedziano, stopień rozprężania π_{Tw} w turbinie wysokiego ciśnienia określa się przy danym π_T z charakterystyki tej turbiny. Do wyznaczenia charakterystyki turbiny można zalecić szczególnie nadającą

się do omawianego celu przybliżoną graficzno-analityczną metodą przedstawioną przez P. K. Kazandżana w pracy [1].

Konieczne jest jeszcze określenie sprężu sprężarki odpowiadającego danemu stopniowi rozprężania w turbinach π_T .

Wymagany związek można znaleźć z równań bilansu mocy:

$$(G_I + G_{II}) \frac{k}{k-1} R \Delta T_w + G_I \frac{k}{k-1} R \Delta T_s = G_I \frac{k'}{k'-1} R' T_3 \left(1 - \frac{1}{e_T}\right) \eta_T \eta_m \quad (17)$$

$$q_1 = \pi_w \sqrt{\frac{\gamma_{IW}}{e_w - 1}} \left\{ \text{const}_2 \pi_s \sqrt{\frac{1}{1 + \mu} \left[1 - \eta_{TW} \left(1 - \frac{1}{e_{TW}}\right)\right] \left(1 - \frac{1}{e_{Tn}}\right) \eta_{Tn} \eta_{mn} + \frac{\text{const}_3}{\sqrt{\frac{\gamma_{IW}}{e_w - 1}} + 1} \sqrt{\left(\frac{1}{\pi_d \pi_w}\right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{1}{\pi_d \pi_w}\right)^{\frac{k+1}{k}}}} \right\} \quad (22)$$

oraz:

$$\frac{k}{k-1} R \Delta T_s = \frac{k'}{k'-1} R' T_3 \left(1 - \frac{1}{e_{TW}}\right) \eta_{TW} \eta_{mw} \quad (18)$$

i stąd:

$$\frac{1 + \mu}{\frac{\gamma_{IW}}{e_I} - 1} = \frac{e_s - 1}{\gamma_{IS}} \left(\frac{1 - \frac{1}{e_T}}{1 - \frac{1}{e_{TW}}} \frac{\eta_T \eta_m}{\eta_{TW} \eta_{mw}} - 1 \right) \quad (19)$$

Przyjmując w pierwszym przybliżeniu wartości μ , η_w , η_s równe ich wartościom obliczeniowym, można określić spręż sprężarki odpowiadający danemu π_T .

Obecnie równanie (14) może być już wykorzystane dla wyznaczenia punktu A na linii współpracy sprężarki i turbiny wysokiego ciśnienia. Ponieważ tak znalezione położenie punktu A jest jedynie położeniem przybliżonym, dla jego dokładnego określenia należy znaleźć odpowiadający mu punkt A' na linii współpracy wentylatora i turbiny niskiego ciśnienia na charakterystyce wentylatora. Do tego celu trzeba naturalnie rozporządzać równaniem linii współpracy wentylatora i turbiny niskiego ciśnienia.

Współpraca wentylatora i turbiny niskiego ciśnienia

Równaniami współpracy w tym przypadku będą:

1) równanie ciągłości przepływu między przekrojem wejściowym wentylatora a przekrojami minimalnymi kierownicy turbiny wysokiego ciśnienia i dyszy wylotowej kanału zewnętrznego — równanie (5),

2) równanie bilansu mocy wentylatora i turbiny niskiego ciśnienia:

$$\left(G_I + G_{II} \right) \frac{k}{k-1} R T_1 \frac{e_w - 1}{\gamma_{IW}} = G_I \frac{k'}{k'-1} R' T_3 \left[1 - \eta_{TW} \left(1 - \frac{1}{e_{TW}} \right) \right] \left(1 - \frac{1}{e_{Tn}} \right) \eta_{Tn} \eta_{mn} \quad (20)$$

Z tego ostatniego otrzymuje się równanie zmiany względnej temperatury przed turbiną T_3/T_1 wzdłuż linii współpracy wentylatora z turbiną niskiego ciśnienia:

$$\frac{T_3}{T_1} = \frac{\frac{k}{k-1} R}{\frac{k'}{k'-1} R'} \frac{1 + \mu}{\left[1 - \eta_{TW} \left(1 - \frac{1}{e_{TW}} \right) \right] \left(1 - \frac{1}{e_{Tn}} \right) \eta_{Tn} \eta_{mn}} \frac{e_w - 1}{\gamma_{IW}} \quad (21)$$

Wykorzystując w równaniu (5) równanie (21) oraz zależność:

$$q_{sII} = \beta_{DII}^{\frac{1}{k}} \sqrt{\left(\frac{1}{\pi_{II}} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{1}{\pi_{II}} \right)^{\frac{k+1}{k}}}$$

otrzymuje się poszukiwane równanie linii współpracy wentylatora i turbiny niskiego ciśnienia:

gdzie:

$$\text{const}_2 = \frac{j' \frac{k'}{k'-1} R' F_{Kw}}{j \frac{k}{k-1} R F_1} \frac{q_{KW}}{F_1} \sigma_{KS} \sigma_{KW}$$

$$\text{const}_3 = \frac{F_{sII}}{F_1} \frac{\sigma_{DII}}{\beta_{DII}^{\frac{1}{k}}}$$

Równanie (22) pozwala określić w pierwszym przybliżeniu punktu A' leżącego na linii współpracy turbiny i wentylatora. Z kolei możliwe jest określenie wartości współczynnika podziału wydatku μ za pomocą zależności (12) i skorygowanie położenia punktu A na charakterystyce sprężarki.

Każdej parze punktów A' i A odpowiadają określone wartości sprężów, względnej temperatury przed turbiną, względnych przyrostów temperatury w wentylatorze i sprężarce oraz sprowadzonych prędkości obrotowych.

Znajomość wartości tych parametrów wzdłuż linii współpracy wentylatora i sprężarki z ich turbinami pozwala na wyznaczenie charakterystyk silnika w locie i na stoisku przy założonym sposobie jego sterowania.

Literatura

1. Stieczkin S.: „Teoria rieaktywnych dwigatielej. Łopaczniye maszyny” Oborongiz 1956.
2. Stieczkin S.: „Teoria silników odrzutowych”, MON 1961.
3. „Theoretische Forschungen der Zweikreistriebwerken” Luftfahrt, Forschungsberichte, nr 17 z 1963.

Uszkodzenia silników turbinowych przez ciała obce

W artykule omówiono problemy związane z uszkodzeniami silników turbinowych przez ciała obce dostające się do nich z zewnątrz. Przedstawiono mechanizm dostawania się ciał obcych do silników oraz charakter i rozmiary spowodowanych przez ciała obce uszkodzeń. W zakończeniu artykułu przedstawiono nowe rozwiązania konstrukcyjne i nową technikę eksploatacji zmierzającą do zmniejszenia niebezpieczeństwa wskutek dostawania się do silników ciał obcych, a także poruszono zagadnienie unowocześnienia samej obsługi lotnisk i sprzętu lotniskowego w celu eliminacji ciał obcych z powierzchni lotnisk.

Powietrze dostające się do dyfuzorów wlotowych silnika turbino-owego podczas jego pracy na ziemi zawiera z reguły różne zanieczyszczenia mechaniczne wpływające na zwiększenie stopnia zużycia elementów silnika oraz w skrajnych przypadkach powodujące jego zniszczenie.

Z praktyki eksploatacji wiadomo, że uszkodzenia silników turbino-owych powstają najczęściej wskutek:

- dostania się obcych ciał spoza samolotu,
- pozostawienia przez obsługę naziemną różnych przedmiotów w dyfuzorze wlotowym,
- uszkodzenia elementów dyfuzora wlotowego.

Ważność problemu najlepiej ilustruje fakt, że w 1953 roku na 100% remontowanych silników amerykańskich sił powietrznych 32% skierowano do remontu z powodu uszkodzeń przez ciała obce.

Tablica 1, sporządzona wg danych pochodzących z raportów organów remontowych sił powietrznych USA za okres 3 miesięcy 1953 roku, ilustruje rozmiary uszkodzeń spowodowanych przez ciała obce w rozbi-
ciu na silniki ze sprężarką osiową i silniki ze sprężarką odśrodkową.

Z tablicy widać, że większość uszkodzeń spowodowanych przez obce ciała dotyczyła silników ze sprężarką osiową. Najmniej uszkodzeń było w tych silnikach, które miały kanały wlotowe umieszczone na znacznej wysokości od ziemi.

Uszkodzenia silników spowodowane przedmiotami pozostawionymi w dyfuzorze wlotowym przez obsługę jak również uszkodzonymi elementami samego dyfuzora wlotowego zależą przede wszystkim od wykształcenia i kultury technicznej personelu obsługującego sprzęt latający i lotniskowy. W związku z tym w artykule omówiono jedynie problemy związane z uszkodzeniami silników spowodowanymi zasysaniem przez nie ciał obcych pochodzących spoza samolotu.

Mechanizm dostawania się ciał obcych do silnika

W większości przypadków zanieczyszczenia mechaniczne (spoza samolotu) dostają się do silnika przez jego dyfuzor wlotowy wskutek:

- zasysania zanieczyszczonego pyłami powietrza przez silnik,
- nadmuchu do dyfuzora wlotowego zanieczyszczeń mechanicznych, np. przez inny samolot czy wirnik śmigłowca.
- podrzucania ciał obcych przez koła podwozia,
- zasysania ciał obcych przez wiry.

Powietrze dostające się do silnika pracującego na ziemi lub w jej pobliżu jest zanieczyszczone pyłami, drobnymi cząstkami kamyków, betonu, gazami spalinowymi itp. Gęstość nasycenia powietrza pyłami k waha się w granicach od 0,003 do 18 G/m³ w zależności od warunków

terenowych, struktury i rodzaju podłoża (gruntu), warunków klimatycznych, intensywności ruchu kołowego w rejonie lotniska i intensywności ruchu samolotów i śmigłowców na samym lotnisku. Zasadniczy wpływ na zużycie elementów silnika pracującego w atmosferze nasyconej pyłami ma skład chemiczny cząstek pyłu, ich wielkość, forma i koncentracja. Najgroźniejszymi dla elementów silnika są twarde cząstki o znacznych wymiarach, np. kwarc. Drugim czynnikiem mającym zasadniczy wpływ na zużycie elementów silnika jest wielkość cząstek i ich procentowa zawartość w jednostce ciężarowej zasysanego przez silnik powietrza.

Duży wpływ na zapylenie powietrza mają warunki atmosferyczne. Pogodne, suche dni sprzyjają powstawianiu dużej koncentracji pyłu w powietrzu. Dlatego też w takich okresach stosuje się sztuczne nawilgocenie tych rejonów lotnisk, w których są uruchamiane silniki oraz przeprowadzane starty i lądowania.

Ruch kołowy środków pomocniczych obsługi naziemnej samolotów jest następnym czynnikiem powodującym wzrost zapylenia atmosfery. Intensywność ruchu samolotów na lotnisku ma również istotny wpływ na zapylenie. Nawet na lotniskach z betonowymi pasami startowymi przy dużym ruchu samolotów i śmigłowców obserwuje się znaczny wzrost zapylenia atmosfery. Start i lądowanie samolotów powoduje powstanie obłoku pyłowego za samolotem, natomiast śmigłowce wytwarzają takie obłoki wokół siebie wskutek oddziaływania łopaty wirnika nośnego.

Wielkość cząstek pyłowych unoszonych przez wiry wywołane pracą łopat wirnika nośnego śmigłowca dochodzi do $\delta = 400 \mu$. Jednak w okolicy wlotów do silników (przy ich umiejscowieniu w górnej części kadłuba) dochodzi jedynie do $\delta = 80 \mu$. Dane te uzyskano podczas prób przeprowadzonych ze śmigłowcami typu Mi-1 i Mi-4 na gruncie piaszczystym i piaszczysto-gliniastym.

Turbinowe silniki odrzutowe samolotów zasysają obce ciała z powierzchni lotniska już od momentu rozruchu silnika. Dzieje się to wskutek wirów, tworzących się podczas pracy silnika przed jego dyfuzorami wlotowymi. Powstający przy tym wir składa się z dwóch stref, a mianowicie: z jądra wiru i otaczającej go strefy rozrzedzenia. Największą zdolność zasysania ma jądro wiru,

Tablica 1

Przyczyny uszkodzeń silników skierowanych do remontu w okresie 3 miesięcy

Silniki skierowane do remontu	Ze sprężarką osiową		Ze sprężarką odśrodkową		Wszystkie	
	Liczba	%	Liczba	%	Liczba	%
Uszkodzone	533	60	492	68	1025	64
Nie uszkodzone	355	40	234	32	589	36
Razem	888	100	726	100	1614	100
Przyczyny remontu						
Ciała obce	370	42	110	15	480	30
Inne czynniki	518	68	616	85	1134	70
Razem	888	100	726	100	1614	100

pociągające w swoim ruchu obce ciała z powierzchni lotniska. Dolna podstawa wiru nie ma jakiegos ustalonego położenia i znajduje się w ciągłym ruchu, którego charakter jest przypadkowy. Częstki znajdujące się na zewnętrznej powierzchni wiru zostają z niego wyrzucone i do silnika nie dostają się. Strefa jądra wiru zdolna jest unosić z powierzchni lotniska dość znaczne pod względem wielkości i ciężaru ciała obce, jak np. stalowe druty ze szczotek maszyn oczyszczających pasy startowe o długości do 200 mm i ciężarze 2 do 3 G, cząstki kruszywa o wymiarach $18 \times 26 \times 7$ mm i ciężarze $\sim 3,2$ G, stalowe podkładki o średnicy 10 mm itp.

Strefa rozrzedzenia, otaczająca jądro wiru, zasysa przedmioty o dużej powierzchni, jak np. kawałki sklejki, szmat itp. Nie zasysa jednak cząstek o większym ciężarze właściwym (np. cząstek gruntu).

Stopień intensywności wiru zależy od wydatku powietrza przepływającego przez silnik, odległości między jego dyfuzorem wlotowym a powierzchnią lotniska, prędkości kołowania samolotu i prędkości oraz kierunku wiatru.

Jak wiadomo, wraz ze wzrostem wydatku powietrza przepływającego przez silnik, tj. ze wzrostem prędkości obrotowej silnika, zwiększa się intensywność wiru; wzrastający równocześnie ciąg silnika powoduje zmniejszenie wysokości położenia dyfuzorów wlotowych nad powierzchnią lotniska. Im jest ona mniejsza, tym wir jest bardziej intensywny i prawdopodobieństwo zasysania ciał obcych jest większe.

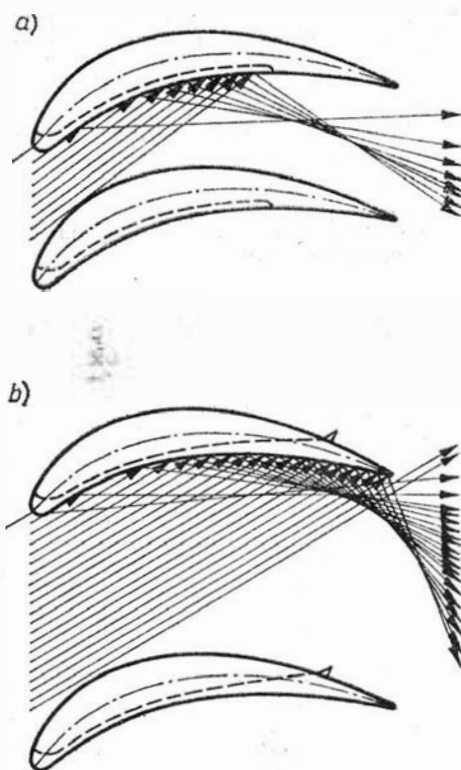
Podczas kołowania samolotu po betonowych nawierzchniach lotniska prawdopodobieństwo wpadania do silnika ciał obcych znacznie maleje. Jest ono tym mniejsze, im większa jest prędkość kołowania. Przy dużej prędkości kołowania nie obserwuje się zjawiska zasysania ciał obcych nawet przy prędkości obrotowej silnika bliskiej maksymalnej. Zatrzymanie samolotu powoduje jednak natychmiastowe powstanie wiru. Identyczne zjawisko obserwuje się podczas startu samolotu, gdy zasysanie ciał obcych występuje tylko w pierwszej fazie rozbiegu. W miarę wzrostu prędkości samolotu wir słabnie i po przebyciu przez samolot kilkunastu metrów drogi zanika. Na lotniskach trawiastych o dobrze utrzymanej nawierzchni zasysania cząstek nie obserwuje się. Do dyfuzora wlotowego dostają się jedynie niewielkie ilości trawy. W czasie pracy silnika w warunkach bliskich startowemu grunt w okolicach dyfuzora wlotowego nie ulega naruszeniu przez wiry, chociaż obserwuje się krótkotrwałe wiry pyłowe.

Podobnie wygląda sprawa wpływu prędkości wiatru. W miarę wzrostu prędkości wiatru wiejącego w kierunku wlotu silnika wzdłuż osi samolotu intensywność wiru maleje. Odchylenie kierunku wiatru od osi samolotu zwiększa intensywność wiru.

Charakter i stopień uszkodzenia poszczególnych elementów silnika przez ciała obce

Wpływ pyłów zawartych w powietrzu zasysanym przez silnik turbinowy przejawia się głównie w postaci uszkodzeń powierzchni łopatek sprężarki i turbiny. Wywołane są one uderzeniami dużej ilości drobnych cząstek pyłu, przepływających ze znaczną prędkością przez kanały sprężarki i turbiny. Doprowadza to w efekcie do wyraźnych zmian w gładkości powierzchni i do erozji łopatek.

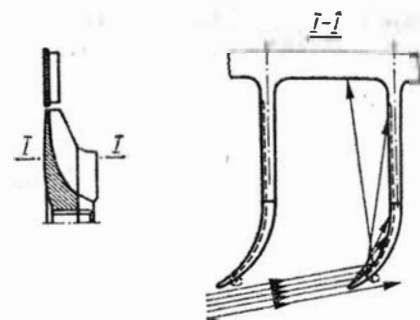
Najbardziej narażonym zespołem silnika na działanie twardych cząstek pyłu jest sprężarka. Rysunek 1 pokazuje zmianę profilu łopatek



Rys. 1. Charakter zużycia łopatek sprężarki osiowej podczas pracy na zapyłonym powietrzu. Liniami przerywanymi pokazano zmianę profilu po przeprowadzeniu prób ($\delta = 140-200 \mu$, piasek $k = 2 \text{ G/m}^3$): a) mała gęstość łopatek w wieńcu b) duża gęstość łopatek w wieńcu

sprężarki osiowej poddanej próbom na specjalnym stoisku do badania zużycia elementów silnika pracującego na zapyłonym powietrzu, a rys. 2 — charakter zmiany profilu łopatek ruchomego wieńca kierującego (tzw. zabieraka) i łopatek roboczych sprężarki odśrodkowej.

W przypadku sprężarek osiowych największemu zużyciu ulegają łopatki robocze na krawędzi natarcia i wklęsłej stronie profilu, znacznie mniejszym — łopatki kierownic. Łopatki pierwszych stopni zużywają się wzdłuż całej swej wysokości, natomiast ostatnich stopni — zwykle w górnej części. Jest to spowodowane działaniem sił odśrodkowych,

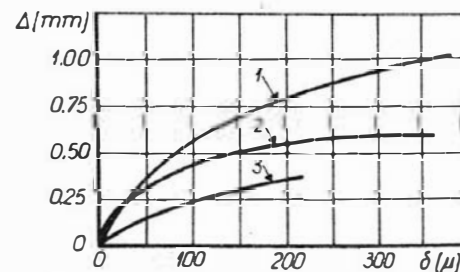


Rys. 2. Charakter zużycia sprężarki odśrodkowej pracującej na zapyłonym powietrzu. Liniami przerywanymi pokazano zmianę profilu po przeprowadzeniu prób $\delta = 140-200 \mu$, piasek $k = 2 \text{ G/m}^3$

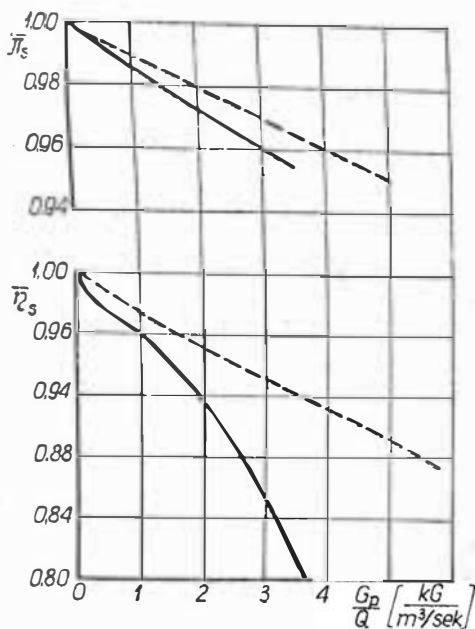
które odrzucają drobiny pyłu w kierunku promieniowym. W związku z tym delikatne łopatki ostatnich stopni sprężarki ulegają bardzo poważnym uszkodzeniom. Niekorzystne oddziaływanie odrzucanych siłami odśrodkowymi drobin pyłu odbija się także na wypełniaczach obudowy sprężarki, mających za zadanie zmniejszenie luzu promieniowego między wieńcem łopatek roboczych i obudową. Zwiększenie luzów promieniowych powoduje również dalsze pogarszanie charakterystyk silnika.

Stopień uszkodzeń sprężarek odśrodkowych jest znacznie mniejszy ze względu na ich masywniejszą budowę i inny charakter przepływu, chociaż i tutaj obeskrwuje się zmiany w gładkości łopatek i efekty erozyjne. Na rysunku 3 przedstawiono stopień zużycia łopatek sprężarki odśrodkowej w zależności od wielkości cząstek pyłu, uzyskany w czasie pracy sprężarki na specjalnym stoisku. Rysunek 4 ilustruje zmianę sprężu i sprawności w wartościach względnych sprężarek pracujących na zapyłonym powietrzu. Spadek sprawności sprężarki osiowej o $7,5\%$ wystąpił już po 15 min pracy, natomiast taki sam spadek sprawności sprężarki odśrodkowej osiągnięto dopiero po 25 min jej pracy.

Mniejszym uszkodzeniom ulegają elementy turbiny. Przede wszystkim przedwczesnemu zużyciu podlegają



Rys. 3. Zależność stopnia zużycia Δ elementów sprężarki odśrodkowej od wielkości cząstek pyłu δ [3]: 1 — zużycie wklęsłej części łopatek dyfuzora w okolicy krawędzi natarcia, 2 — zużycie łopatek roboczej wirnika na zewnętrznym promieniu, 3 — zużycie łopatek zabieraka na zewnętrznym promieniu



Rys. 4. Względna zmiana współczynnika sprawności η_s i sprężu π_s sprężarki w zależności od ciężaru zanieczyszczeń w jednostce objętościowego wydatku powietrza podczas pracy na zapyłonym powietrzu. ($\delta = 140-200 \mu$, piasek; $k = 2 \text{ G/m}^3$) Materiał łopatek: dural D1T i AK4. Linia ciągła odnosi się do sprężarki osiowej, przerywana — do odśrodkowej [3]

krawędzie spływu łopatek kierownic turbiny, co prowadzi do wzrostu przekroju przelotowego turbiny. Łopatki robocze turbin ulegają uszkodzeniom w nieznacznym stopniu.

Duże znaczenie ma wybór młej-sca, z którego odprowadza się powietrze przeznaczone do chłodzenia poszczególnych elementów silnika, a przede wszystkim łożysk. Jeżeli znajduje się ono w strefie dużej koncentracji pyłów, to zanieczyszczeniu ulegają kanały doprowadzające powietrze chłodzące, co w konsekwencji może wywołać uszkodzenie łożysk.

Wpływ pyłów zawartych w powietrzu na zużycie zespołów silnika najlepiej zilustrują dane dotyczące prób śmigłowca Bell UH-1 z silnikiem Lycoming T53-L-1 przeprowadzonych w pustynnych rejonach Arizony. Podczas prób trwających 40,5 godz. (w tym 14 godz. przy ziemi) stwierdzono spadek mocy silnika o 1,5%. Ten sam silnik poddany próbom stoiskowym w atmosferze o koncentracji zapylenia rzędu $0,35 \text{ G/m}^3$ i wymiarach cząstek pyłu $105-210 \mu$ po 25 godz. pracy wykazał spadek mocy o 14% i wzrost zużycia paliwa o 10%.

Nieco inny charakter uszkodzeń powodują wpadające do silnika ciała obce o większych wymiarach i ciężarze.

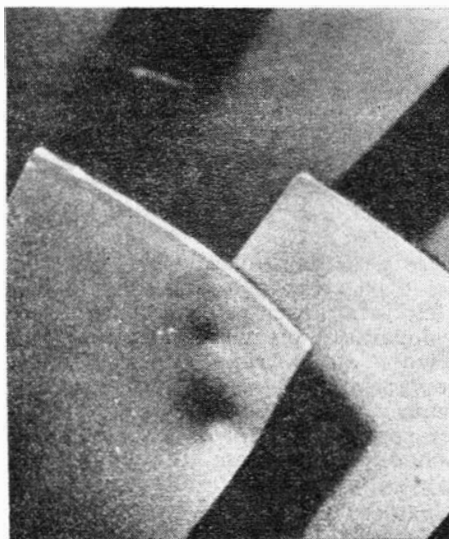
Przedmioty pozostawione w kanałach wlotowych silnika podczas końcowego montażu samolotu i przygotowań do wstępnych prób w locie w wytwórni samolotów i warsztatach remontowych mogą stanowić główną przyczynę uszkodzeń we wstępnej fazie użytkowania silnika.

Odlamki z nawierzchni lotniska, w tym otoczaki, beton i przedmioty metalowe powodują z reguły większą ilość uszkodzeń po oddaniu silnika do normalnej eksploatacji.

Sprężarki osiowe z powodu cech konstrukcyjnych oraz w związku z mechanizmem przepływu obcego przedmiotu przez sprężarkę są nadzwyczaj podatne na uszkodzenia przez ciała obce. Najbardziej narażone na uszkodzenia są łopatki pierwszych stopni. Wynika to z faktu wyhamowywania na kierownicach pierwszych stopni sprężarek ruchu nadanego obcym cząsteczkom przez łopatki wirników. Spowodowane tym zniszczenia obejmują zwykle znaczny procent całkowitej ilości łopatek.

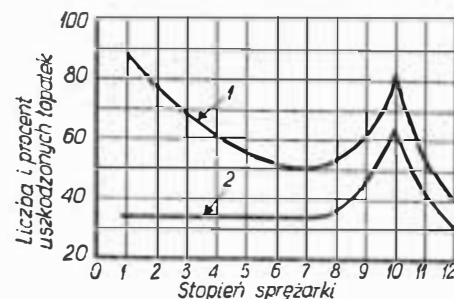
Kruszywo (granit, dolomit) o wymiarach do 5 mm wpadając do dyfuzora wlotowego silnika pracującego na prędkości obrotowej biegu jałowego uszkadza krawędzie natarcia łopatek roboczych pierwszego i drugiego stopnia sprężarki osiowej. Powstałe w wyniku uderzeń wgłębienia mają głębokość do 0,3 mm na łopatkach pierwszego i 0,1 do 0,2 mm na łopatkach drugiego stopnia (rys. 5). Wgłębienia mają płynne zarysy bez poszarpanych krawędzi. Podobny charakter mają uszkodzenia powstałe przy pracy silnika na maksymalnej prędkości obrotowej.

Kruszywo o wymiarach rzędu 5 do 12 mm powoduje uszkodzenia w większym obszarze sprężarki. Rysunek 6 przedstawia wynik przejścia przez sprężarkę ciała obcego o takich wymiarach. Wartości liczbowe nie obejmują łopatek kierownic,



Rys. 5. Uszkodzenie roboczej łopatki sprężarki osiowej przez kruszywo o wymiarach 5-12 mm

które nie są tak bardzo narażone na uszkodzenia ze względu na brak sił odśrodkowych. Ponieważ ilość łopatek wzrasta w końcowych stopniach sprężarki, stopień pierwszy wykazuje największy procent uszkodzeń. Uszkodzenia powstałe w czasie pracy silnika na maksymalnej prędkości obrotowej charakteryzują się rozerwaniem materiału łopatki.



Rys. 6. Stopień uszkodzeń łopatek sprężarki osiowej w wyniku przejścia przez nią kruszywa o wymiarach 5-12 mm [2]:

- 1 — procent uszkodzeń w stopniu,
- 2 — liczba uszkodzonych łopatek

Niewielkie otłuczenia profilu, bez rozerwania materiału, same w sobie nie są groźne, lecz zwiększają wielokrotnie naprężenia od drgań, wywołując lub znacznie przyspieszając uszkodzenia zmęczeniowe. Dlatego otłuczenia u podstawy łopatki, na krawędzi natarcia lub spływu, mają większą doniosłość niż w pobliżu jej końca.

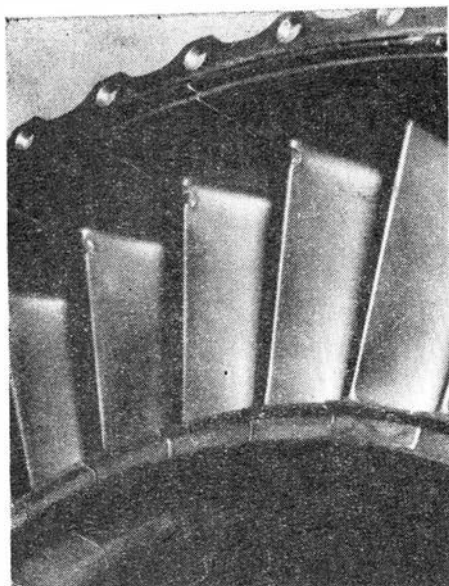
Uderzenia w rejonie krawędzi natarcia łopatki od strony wklęsłej profilu (tam gdzie jej grubość jest jeszcze niewielka) są bardziej niebezpieczne niż na samej krawędzi natarcia. W pierwszym przypadku następuje rozerwanie materiału, a w drugim powstają uszkodzenia o niewielkich wymiarach i gładkich krawędziach.

We wszystkich przypadkach uszkodzeń łopatek roboczych pierwszego stopnia sprężarki (nawet dość znacznych pod względem wymiarowym), pozostałe stopnie wykazują ślady znacznie mniejszych uszkodzeń. W wielu przypadkach dają się one usunąć drogą zacyzyszczenia, o ile naturalnie są to jedynie otłuczenia, bez naruszenia spójności materiału. Zacyzyszczone wgłębienie praktycznie nie obniża zmęczeniowej wytrzymałości łopatki.

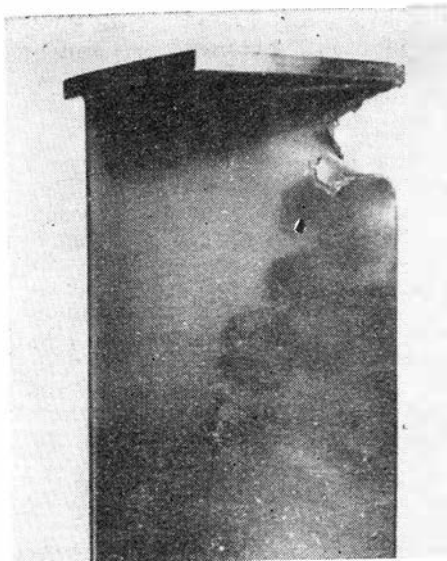
Bardziej niebezpieczne dla silnika jest zasysanie przedmiotów metalowych, nawet o niewielkich wymiarach. Ślady pozostawione przez uderzające w łopatkę silnika przedmioty metalowe z reguły różnią się od śladów powstałych w wyniku wpadającego do silnika kruszywa. Poza tym procent uszkodzenia łopatek jest znacznie większy niż w przypadku zassania cząstek kruszywa. Typowy charakter uszkodzeń silnika przez metalowe przedmioty pokazano na rys. 7 i 8.

Z charakteru „odcisków” pozostawionych przez ciała obce udaje się niekiedy określić jego pochodzenie. Na rys. 9, 10 i 11 pokazano ślady, jakie pozostawia śruba uderzając w łopatkę turbiny.

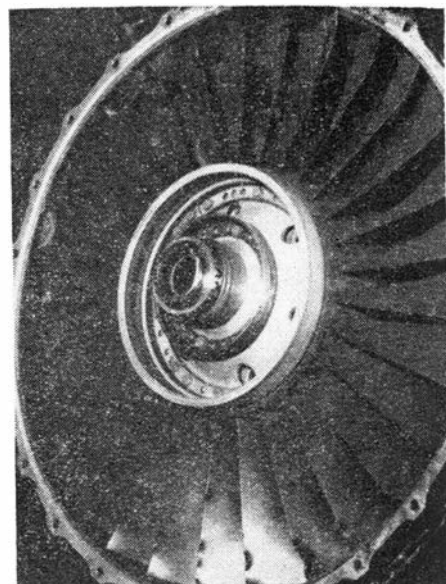
Wpadające do silnika przedmioty metalowe mogą stać się także przyczyną urwania łopatki. Ponieważ urwana część łopatki jest na ogół przerzucana przez kolejne stopnie sprężarki, rozpoczyna ona reakcję łańcuchową uszkodzeń łopatek. Urwanie pojedynczej łopatki może więc zniszczyć cały silnik, a często samolot.



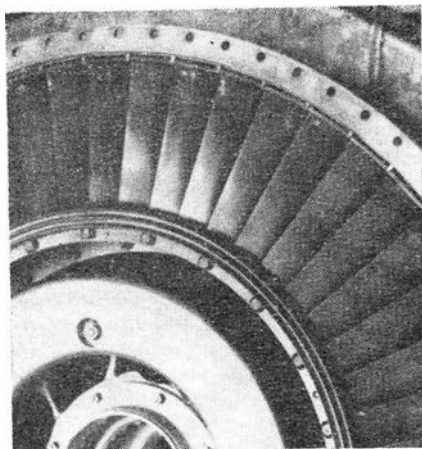
Rys. 7. Uszkodzenie łopatek kierownicy sprężarki przez zassany do silnika kawałek metalu



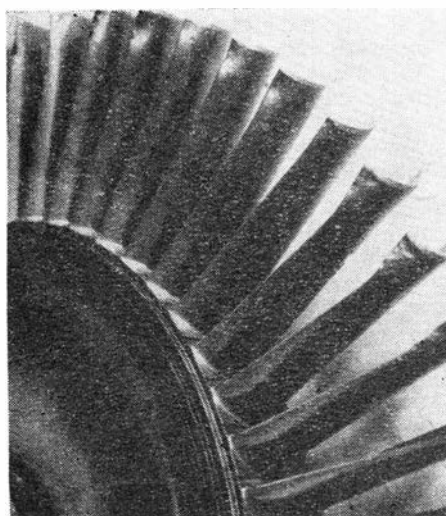
Rys. 10. Uszkodzona przez śrubę łopaska aparatu kierownicy turbiny



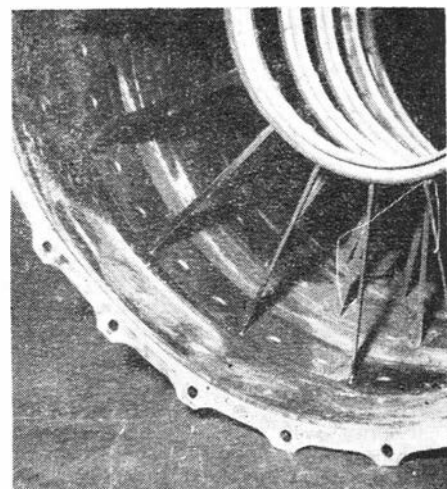
Rys. 12. Uszkodzenie łopatek roboczych pierwszego stopnia sprężarki osiowej przez drut stalowy



Rys. 8. Uszkodzenie łopatek kierownicy turbiny przez przedmiot metalowy



Rys. 11. Uszkodzenie łopatek roboczych turbiny przez śrubę zassaną do silnika



Rys. 13. Uszkodzenie warstwy talku w sprężarce osiowej przez drut stalowy

Rys. 9. Uszkodzenie łopatek kierownicy turbiny przez zassaną do silnika śrubę



Druty ze szczotek maszyn oczyszczających powodują uszkodzenia łopatek wszystkich stopni sprężarki. Na łopatkach pierwszego stopnia obserwuje się z reguły uszkodzenia krawędzi natarcia. Głębokość wgłębienia sięga zwykle 1 do 1,5 mm, lecz spotyka się również wgłębienia dochodzące do 3 mm. Wgłębienia te mają charakterystyczne krawędzie w formie nadcięć, co pozwala je dość łatwo odróżnić od wgłębieni powstałych przez wpadające kruszywo. Niekiedy obserwuje się wyrwania materiału i pogięcia krawędzi natarcia łopatek roboczych pierwszego i drugiego stopnia sprężarki oraz uszkodzenia warstwy talku nad łopatkami roboczymi pierwszego stopnia. Typowy obraz uszkodzeń tego typu pokazują rys. 12 i 13.

Przy najmniejszym podejrzeniu, że do silnika wpadło jakieś ciało obce poddaje się oględzinom wszystkie stopnie sprężarki i turbiny. Dobre wyniki kontroli stanu łopatek sprężarek i turbin daje zastosowa-

nie cystoskopu, chociaż przy jego użyciu niezbędne jest wyrobienie sobie pewnych nawyków.

Zapobieganie uszkodzeniom silników spowodowanym przez ciała obce

Procent uszkodzeń spowodowanych pochłanianiem ciał obcych przez silniki turbinowe można zmniejszyć przez:

- masywniejszą konstrukcję silników,
- odpowiednią konstrukcję samolotu,
- stosowanie osłon wlotów silnika,
- odpowiednią budowę lotniska i jego konserwację,
- odpowiednią technikę eksploatacji sprzętu latającego.

W silnikach ze sprężarkami osiowymi coraz szersze zastosowanie znajdują łopatki wykonane ze stali, luźno mocowane do tarcz, co znacz-

nie zwiększa ich odporność na uderzenia.

Wpływ materiału łopatek na ich zużycie podczas pracy silnika na zapyłonym powietrzu ilustruje tablica 2. Zawarte w niej dane odnoszą się do względnego zużycia materiału (w stosunku do duralu marki D1T) mierzonych podczas prób przeprowadzanych na specjalnych stoiskach w identycznych warunkach laboratoryjnych.

Wpływ materiału łopatek na względną odporność na zużycie podczas pracy badanych łopatek na zapyłonym powietrzu (względna odporność na zużycie określono jako stosunek sumarycznych wydatków pyłów koniecznych dla jednakowego zużycia łopatki duralowej i takiej samej łopatki wykonanej z porównywanego materiału)

Material	Sprężarka osiowa		Sprężarka odśrodkowa		
	Krawędź natarcia	Wkłęsa strona profilu	Zabierak na końcu	Łopátka wirnika na końcu	Łopátka dyfuzora
Dural D1T $HB = 90 \div 110$	1,0	1,0	1,0*	1,0*	1,0*
Stal 45	2,3	2,5	—	—	2,0
Stal 18 HNWA	2,6	3,4	2,2	3,0	2,1
Stal EJ268	2,8	2,9	—	—	—

* materiał AK4

Konstruktorzy nowych silników wchodzących obecnie do eksploatacji starają się zmniejszyć do minimum ryzyko spowodowane pochłanianiem ciał obcych zwiększając współczynniki bezpieczeństwa konstrukcji łopatek oraz stosując specjalnego typu łopatki kierownic, których dodatkowym zadaniem jest powstrzymywanie rozprzestrzeniania się uszkodzeń w sprężarce osiowej. Łopatki te noszą niekiedy nazwę łopatek osłaniających.

Rozpatrując zagadnienie wpływu konstrukcji samolotu na częstotliwość uszkodzeń silnika przez wpadające do niego ciała obce stwierdzono, że najistotniejszy wpływ ma wysokość wlotów silnika nad powierzchnią lotniska podczas jego pracy na ziemi oraz ich umieszczenie w stosunku do przedniego koła podwozia samolotu. Szczegóły konstrukcyjne kanału wlotowego mogą także wpływać na problem zasysania ciał obcych.

Stosowanie osłon jako ochrony przed uszkodzeniem silników turbiniowych jest sprawą sporną. Dobra osłona kanału wlotowego silnika powinna się charakteryzować: dobrą aerodynamiką, małymi wymiarami oczek siatki, zdolnością zatrzymywania schwytych przedmiotów, odpowiednią wytrzymałością.

Za użyciem osłon przemawia fakt, że mogą one zapobiec pochłanianiu dużych przedmiotów, które mogłyby spowodować, kompletne i nagłe uszkodzenie silnika, a w następstwie wypadek lotniczy.

Niemniej poważne są także argumenty przeciw ich stosowaniu, a mianowicie: osłony powodują spadek ciągu, zmniejszają zapas statycznej pracy sprężarki, małe przedmioty przelatują między elementami osłony, a duże przebijają ją i po-

wodują uszkodzenia silnika, osłony chowane w czasie chowania w locie wrzucają do silnika nagromadzone w nich przedmioty, uszkodzone osłony tracą skuteczność i stwarzają dodatkowe źródło przyczyn uszkodzenia silnika, są wrażliwe na oblodzenie, zwiększają ciężar i komplikują konstrukcję.

Argumenty przeciw stałym osłonom, a szczególnie kłopoty z ich oblodzeniem, spowodowały w 1952 r.

Tablica 2

wierzchni, w rejonie prób silników i startu, przez polewanie wodą. Prawdopodobieństwo zasysania obcych ciał znacznie wtedy maleje. Operację tę można stosować także na lotniskach z nawierzchniami betonowymi. W obydwu przypadkach należy jednak pamiętać, że nadmiar wody prowadzi do wręcz odwrotnych skutków, gdyż ciała obce na powierzchni wody grupują się zwykle w strefie działania wiru, co polepsza warunki ich zasysania. Przy lekkim nawilgoceniu nawierzchni lotniska zjawiska tego nie obserwuje się.

Nie mniej ważne znaczenie od czynników omówionych powyżej ma technika eksploatacji sprzętu latającego. Wytrobienie u personelu obsługującego nawyku do dokładnego przeglądania i usuwania przedmiotów znajdujących się we wlotach i na ziemi pod wlotami, stosowanie naziemnych osłon rozruchowych, stosowanie specjalnych wsporników przedniej gołenii podwozia uniemożliwiających osiadanie amortyzatora (a więc i zmniejszanie wysokości wlotu silnika nad powierzchnią lotniska), ustawianie samolotów na starcie w kierunku pod wiatr, unikanie masowych kołowań i startów, wykonywanie startów w sposób identyczny, jak z lotnisk gruntowych, a mianowicie przez stopniowe zwiększanie prędkości samolotu (prędkości obrotowej silnika) wzdłuż całej drogi startu i bez uprzedniego trzymania samolotu na hamulcach, dokładne przeglądy silników po każdym locie w poszukiwaniu uszkodzeń osłon, kanałów wlotowych i pierwszych stopni sprężarek niewątpliwie mogą się przyczynić do ograniczenia ilości uszkodzeń silników spowodowanych przez ciała obce.

Literatura

1. Wardanian B. i Bibikow W.: „Kak predupredit powrieżdenie dwigatiela postoronnyimi czasticami”, *Awiacja i Kosmonawtika*, nr 7 z 1966 r.
2. Praca zbiorowa: „Factors that affect operational reliability of turbojet engines” by Lewis Conter Staff 1960, Technical report R-54.
3. Praca zbiorowa pod red. prof. M. M. Mastennikowa, „Wiertoletnyje gazoturbinyje dwigatieli”, Moskwa 1966 r.

usunięcie ich z większości samolotów sił powietrznych USA. Pociągnięciu temu towarzyszył jednak znaczny wzrost wypadków lotniczych. Późniejsze, ponowne zainstalowanie osłon chowanych poprawiło bezpieczeństwo lotów. Stan nawierzchni lotnisk ma bardzo duży wpływ na procent uszkodzeń silników przez ciała obce. Zastosowanie ulepszonych materiałów, które nie wytwarzałyby kruszywa przy poddawaniu ich powtarzającym się cykлом zamarzania, podgrzewania strumieniem gazów wylotowych silnika, oblewaniu paliwem i innym formom niszczącego działania, to jedna z najskuteczniejszych broni w walce z uszkodzeniami przez ciała obce. Jednakże jest to kwestia znalezienia nowych materiałów i ulepszenia samej techniki budowy lotnisk.

Do utrzymania nawierzchni lotniska w stanie względnej czystości używa się specjalnych maszyn oczyszczających, zdolnych usunąć wszelkie kruszywo włącznie z przedmiotami znajdującymi się w szczelinach. Stosowane w nich szczotki z drutu stalowego zastępuje się obecnie szczotkami z tworzyw sztucznych, ponieważ wypadające ze szczotek podczas oczyszczania nawierzchni druty są niebezpieczne w przypadku zasysania ich przez silnik. Próby wykazały, że np. włókna ze szczotek kapronowych wpadające do dyfuzora wlotowego silnika pracującego na maksymalnej prędkości obrotowej nie powodują żadnych uszkodzeń silnika.

Na lotniskach trawiastych bardzo ważnym czynnikiem jest utrzymanie odpowiednio gęstego pokrycia trawiastego.

Na lotniskach gruntowych dobre rezultaty daje nawilgacanie ich po-

Zaplecze naukowo-badawcze przemysłu lotniczego w Polsce

We wstępie artykułu przedstawiono krótko historię rozwoju zaplecza naukowo-badawczego przemysłu lotniczego w Polsce. Następnie omówiono prace naukowo-badawcze prowadzone w dziedzinie napędów aerodynamiki, prób w locie, wytrzymałości konstrukcji, osprzętu lotniczego oraz materiałów i paliw. Prace te wykonywane są głównie w Instytucie Lotnictwa w Warszawie, który jest wyposażony w nowoczesne laboratoria, tunele aerodynamiczne łącznie z dwoma tunelami naddźwiękowymi i hamownię silników odrzutowych. Instytut Lotnictwa zajmuje się poza tym działalnością wydawniczą i normalizacyjną.

Po I wojnie światowej w latach 1918—1925 rozpoczęły działalność w Polsce lotnicze komórki naukowo-techniczne oparte o organizację wojskową, mające na celu przede wszystkim badanie lotniczego sprzętu wojskowego, odbiór samolotów i nadzór nad przemysłem lotniczym. Stopniowo rozszerzały one swoją bazę kadrową oraz zakres działania w kierunku badawczym i naukowym.

W roku 1926 Wojskowa Centrala Badań Lotniczych (WCBL) została przekształcona w Instytut Badań Technicznych Lotnictwa (IBTL). W roku 1930 kierownikiem IBTL został prof. Mokrzycki, który zaangażował do Instytutu wielu wybitnych fachowców, między innymi znanych na świecie profesorów: Hubera, Witoszyńskiego, Wolfkego i Smoleńskiego.

Przed II wojną światową Instytut składał się z 10 działów: Badań w Locie, Obliczeniowego, Silnikowego, Technologicznego, Osprzętu, Uzbrojenia, Paliw i Smarów, Optycznego, Wydawnictw i Administracji.

W początkach roku 1946 utworzono Instytut Techniczny Lotnictwa (ITL) zlokalizowany początkowo na terenie Politechniki Warszawskiej, a od 1947 r. na Okęcu w obecnej siedzibie. 3 marca 1952 r. Instytut Techniczny Lotnictwa został przemianowany na Instytut Lotnictwa (ILot).

Instytut zajmuje się zagadnieniami techniki lotniczej, a od lutego 1966 r. spełnia również zadania centralnego zaplecza naukowo-badawczego w dziedzinie silników wysokoprężnych.

Instytut należy do większych resortowych instytutów naukowo-badawczych w kraju. Wśród pracowników naukowo-badawczych 15% stanowią samodzielni pracownicy naukowo-badawczy, a 49% adiunkci. Ponad 30% pracowników Instytutu legitymuje się stażem 10 i więcej lat pracy w tej placówce. Instytutem kieruje dyrektor poprzez trzech zastępców do spraw: naukowo-badawczych, technicznych oraz administracyjno-finansowych.

Zakres prac Instytutu obejmuje wiele dziedzin wiedzy lotniczej, które pokrótce zostaną omówione.

Napędy

Podstawą działania w tej dziedzinie stało się opracowanie metod obliczeń gazodynamicznych silników turbinowych o różnych układach zespołów oraz metod obliczeń gazodynamicznych i profilowania wieńców łopatkowych sprężarek i turbin osiowych. Metody wymagające obliczeń wielowariantowych zostały przystosowane do wykonania na maszynie cyfrowej ZAM-2.

W dziedzinie spalania prowadzi się badania komór spalania silników turbinowych, opracowując takie procesy, jak: wtrysk i spalanie paliwa, tworzenie mieszanki palnej, zapłon i stateczność spalania.

Problematyka regulacji i sterowania silników została opracowana w zakresie: obliczeniowych analiz układów zasilania i sterowania, badania typowych zespołów oraz całych układów, określania ich charakterystyk i kojarzenia z charakterystykami obiegów regulacji.

Pierwszą próbę turbinowego silnika odrzutowego przeprowadzono w 1948 roku w hamowni nieuciszzonej.

W roku 1950 zbudowano hamownię wodną przeznaczoną do badań silników tłokowych o mocach do 3000 KM. Nową uciszoną hamownię turbinowych silników odrzutowych zbudowano w połowie lat pięćdziesiątych.

Zbudowane dużym nakładem środków inwestycyjnych hamownie naziemne oraz hamownia latająca pozwalają na prowadzenie prób funkcjonalnych i trwałościowych silników, jak np. próby zdatności, kontrolne, określanie charakterystyk, badania rozwojowe i próby długotrwałe. W swoim czasie używano również hamownię typu polowego do specjalnych badań turbinowych silników odrzutowych.

Stoiska i wyposażenie laboratorium sprężarkowego umożliwiają badanie gazodynamiczne sprężarek osiowych lub poszczególnych wieńców łopatkowych, a także wentylatorów, ssaw i dmuchaw. Do badań sprężarek o większym zapotrzebowaniu mocy zbudowano komorę wstępną, obniżającą ciśnienie na wlocie do sprężarki, co pozwala na próby sprężarek w naturalnej wielkości przy zmniejszonej mocy napędu.

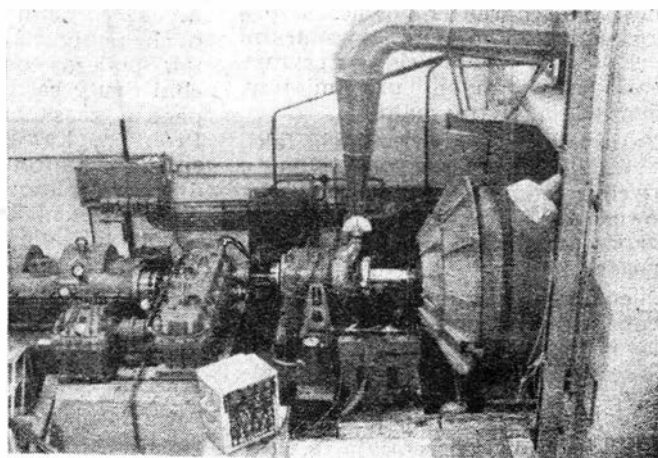
Laboratorium turbin wyposażono w stoisko z hamulcem wodnym do badania turbin osiowych, na którym możliwe jest również wykonywanie badań pierścieniowych palisad kierownic.

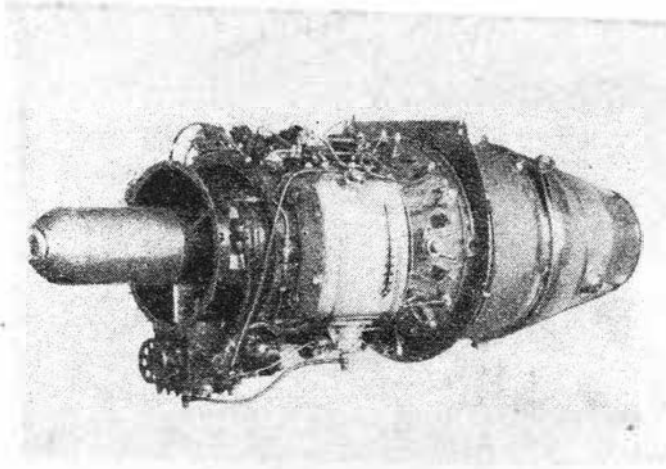
Zaplecze badawcze komór spalania obejmuje stoiska, na których można badać komory w całości lub ich segmenty oraz poszczególne procesy.

Laboratorium spalania pozwala na badanie procesów spalania paliw stałych, ciekłych i gazowych przy nad- i podciśnieniu w przestrzeni spalania oraz na wizualizację przepływu płaskiego i przestrzennego przy użyciu specjalnej aparatury optycznej.

Stoiskowe wyposażenie laboratorium układów zasilania i sterowania silników pozwala na prowadzenie badań podstawowych elementów układów paliwowych i hydraulicznych oraz określanie charakterystyk, kontrolę i regulację zespołów i całych układów, np. badanie różnych typów pomp paliwowych i olejowych, regulatorów ciśnienia, sterowników przepływu itp.

Rys. 1. Stoisko do badania sprężarek



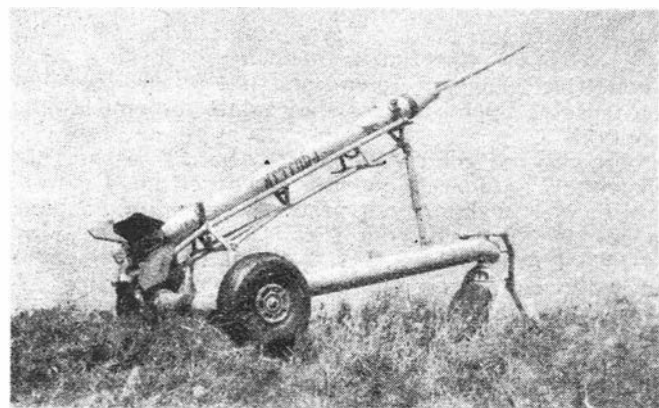


Rys. 2. Turbinowy silnik odrzutowy SO-1 opracowany w Instytucie

W dziedzinie wytrzymałości silników i ich elementów wyposażenie stoiskowe i aparatura pomiarowa umożliwiają wykonywanie pomiarów tensometrycznych na elementach wirujących oraz pomiarów i analizy drgań.

W Instytucie opracowano w oparciu o istniejącą bazę badawczą turbinowy silnik odrzutowy SO-1 o ciągu 1000 kG stanowiący napęd samolotu szkolno-treningowego „Iskra”.

Prowadzono poza tym prace z dziedziny silników pulsacyjnych i strumieniowych oraz opracowano silnik



Rys. 3. Rakieta meteorologiczna „Meteor”-1 opracowana w Instytucie

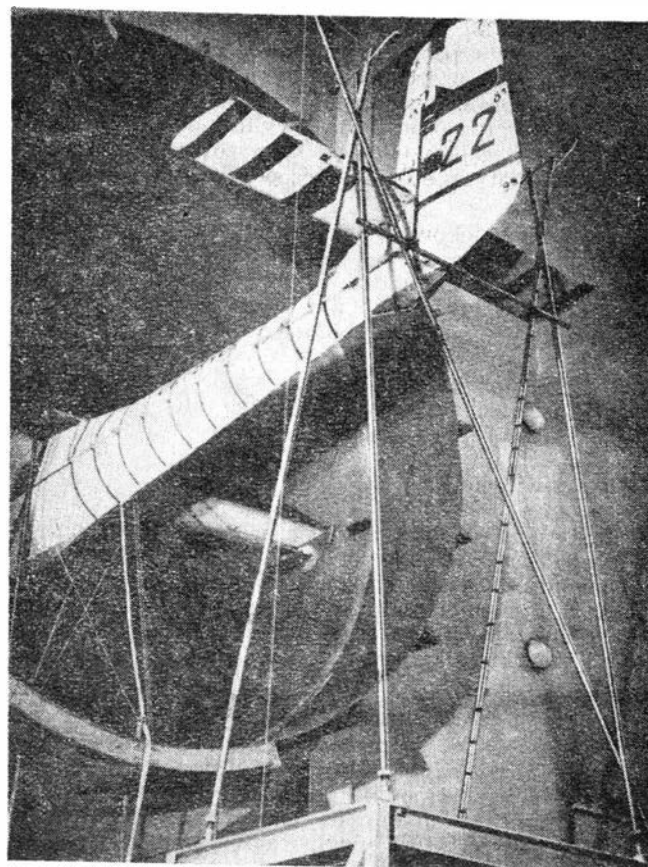
rakietowy do rakiety meteorologicznej „Meteor”-1. Jest to silnik na paliwo stałe o średnim ciągu 1400 kG w czasie 2,3 sek.

Badania aerodynamiczne

W dziedzinie aerodynamiki prowadzone są prace o charakterze teoretycznym i badawczym dla potrzeb lotnictwa oraz innych gałęzi przemysłu.

Tunel aerodynamiczny T-1 o średnicy 1,5 m i prędkości maksymalnej strumienia 40 m/sek wyposażony jest w trójskładową wagę aerodynamiczną, która umożliwia dokonywanie pomiarów siły nośnej, oporu i momentu pochylającego. W skład wyposażenia tunelu wchodzi stoisko do badania stateczności statycznej kierunkowej oraz stoisko umożliwiające przeprowadzanie badań urządzeń hipernośnych z przepływem wewnętrznym, np. klap strumieniowych, klap z nadmuchem i skrzydeł z odsysaniem warstwy przyściennej. W tunelu tym badane były m.in. elementy i całe modele takich samolotów, jak „Bies”, „Iskra”, „PZL-102 Kos” oraz szybowce „Salamandra”, „SZD-13” itd.

W roku 1958 uruchomiono tunel T-3, który stał się podstawowym narzędziem badawczym w zakresie aerodynamiki małych prędkości. Jest to urządzenie, które znacznie rozszerzyło możliwości badawcze dla



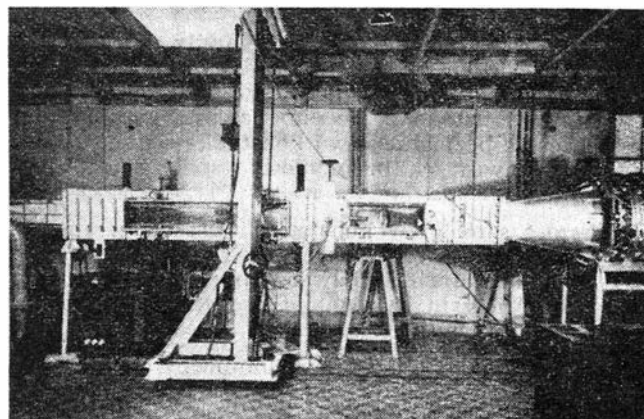
Rys. 4. Badania aerodynamiczne szybowca w tunelu

przemysłu lotniczego. Tunel o średnicy przestrzeni pomiarowej 5 m i długości 7,5 m przeznaczony jest do prowadzenia prac naukowo-badawczych oraz przemysłowych z dziedziny aerodynamiki małych prędkości. Wyposażony jest w sześciokładową wagę aerodynamiczną umożliwiającą określenie charakterystyk aerodynamicznych sił i momentów działających na badany obiekt.

W tunelu T-3 badane elementy lub całe modele, m.in. samolotów „Iskra”, „Wilga”, „An-2” oraz szybowce „Mucha-Standard”, również badania flatterowe samolotu „Iskra” (usterzenie z kadłubem). Duża średnica przestrzeni pomiarowej umożliwia przeprowadzanie prób wyrobów w naturalnej wielkości. Ze względu na dużą uniwersalność tunel ten nadaje się do badań przemysłowych. Np. przeprowadzono w nim badania mające na celu poprawienie chłodzenia silnika skutera „Osa” oraz pewne badania dla przemysłu okrętowego. W roku 1961 podjęto badania mające na celu opracowanie metod wyznaczania obciążeń od wiatru, które działają na konstrukcję żurawi budowlanych.

Tunel dużych prędkości N-3, o działaniu nieciągłym, wydmuchowy, z częściową recyrkulacją, przeznaczony jest do przeprowadzania pomiarów i badań zarówno przemysłowych, jak i naukowych w dziedzinie aero- i gazodynamiki średnich i dużych prędkości. W zakre-

Rys. 5. Dysza pomiarowa tunelu nadźwiękowego



sie lotniczym można przeprowadzać badania aero- i gazodynamiczne prototypów samolotów, profili skrzydeł i śmigieł, dyfuzorów silników lotniczych oraz elementów przepływowych tych silników. Maksymalny, nieprzerwany czas pracy tunelu wynosi od 1,5 do 4 min. Tunel ten jest całkowicie zautomatyzowany i wyposażony w automatyczne urządzenia pomiarowe i rejestrujące.

Tunel naddźwiękowy N-2, wydmuchowy o działaniu ciągłym, przeznaczony do badań podstawowych w zakresie aerodynamiki naddźwiękowej, przy zastosowaniu przede wszystkim techniki wizualizacji przepływu oraz pomiarów ciśnień lub pomiarów wagowych. Tunel służy do badania dysz i dyfuzorów naddźwiękowych, oscylacji fal uderzeniowych oraz zjawisk oddziaływania fali uderzeniowej i warstwy przyściennej.

Badania w locie

W Instytucie przeprowadza się próby w locie sprzętu latającego oraz wydaje orzeczenia w sprawie jego użytkowania. Istniejące wyposażenie pozwala na prowadzenie wszelkich prac z zakresu oceny osiągnięć i własności lotnych, a także prób z zakresu wytrzymałości konstrukcji, drgań i właściwości użytkowych.

W dziedzinie samolotów przeprowadza się badania w locie samolotów o napędzie tłokowym i turbinowym. Przedmiotem badań są prototypy samolotów po przejściu prób fabrycznych, półprototypy samolotów, które uległy zasadniczym modyfikacjom w celu przystosowania do nowych zadań (wersja sanitarna, rolnicza itp.), samoloty seryjne, które uległy częściowym modyfikacjom, samoloty produkcji krajowej i zagranicznej, które wykazały usterki rzutuujące na bezpieczeństwo w użytkowaniu oraz samoloty zagraniczne zakupione przez Polskę.

Zakres badań w locie śmigłowców obejmuje podobne zagadnienia jak dla samolotów w dostosowaniu do specyfiki techniki śmigłowcowej. Zbliżony zakres tematyczny badań obejmuje zagadnienia szybowców, które jak wiadomo od lat przodują w tej dziedzinie techniki lotniczej na świecie.

Inną dziedziną badań w locie są próby silników i kompletnych zespołów napędowych, prowadzone zarówno na sprężce, w skład którego wchodzi, jak i na latającej hamowni.

Tematyka badań w locie oprócz przeprowadzenia prób na konkretnym sprzęcie wymaga opracowywania, sprawdzania i wdrażania nowych metod pomiarów oraz prowadzenia prób o charakterze badań podstawowych z dziedziny aerodynamiki, mechaniki lotu i aerosprężystości.

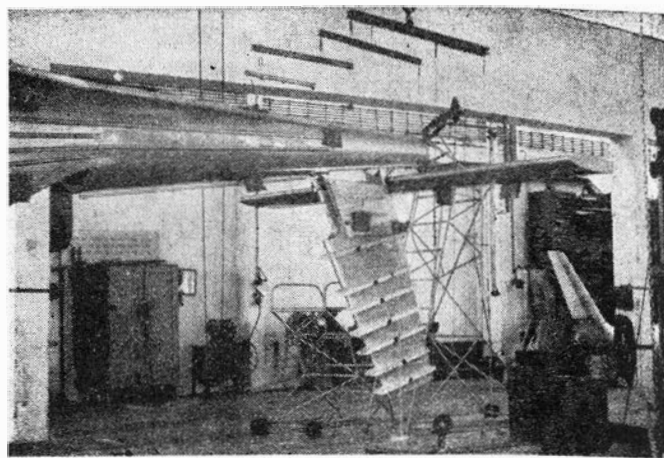
Wytrzymałość konstrukcji

Zagadnienia wytrzymałości konstrukcji lotniczych obejmują przede wszystkim problemy statyki lotniczej, dynamiki układów sprężystych, teorii wytrzymałości i badań doświadczalnych elementów i zespołów konstrukcyjnych, badań rozkładów naprężeń za pomocą metod analogii i tensometrii oraz prace opiniotwórcze w oparciu o kontrolę dokumentacji wytrzymałościowej i badania samolotów, szybowców, śmigłowców, balonów i sprzętu ratowniczego.

Badania wytrzymałościowe stanowiły i stanowią w Instytucie jeden z bardzo ważnych kierunków działalności naukowo-badawczej, którego znaczenie w technice lotniczej trudno przecenić. Zagadnienia lekkości i jednocześnie bezpieczeństwa konstrukcji stanowią jeden z podstawowych problemów współczesnego lotnictwa.

Większość samolotów konstrukcji krajowej, np. samoloty „Junak”, „Bies”, „Iskra”, oraz prawie wszystkie typy produkowanych szybowców poddawano próbom wytrzymałościowym, szczególnie statycznym, w laboratoriach Instytutu.

W sumie w ciągu 20 lat wykonano próby statyczne 23 samolotów, szybowców i śmigłowców w pełnym zakresie oraz 16 — w ograniczonym.



Rys. 6. Badania zmęczeniowe samolotu „Wilga”

Tensometryczna aparatura do pomiarów statycznych pozwala na jednoczesny pomiar naprężeń w 100 różnych punktach konstrukcji. Urządzenia obciążające umożliwiają jednoczesne realizowanie obciążeń do wartości 200 ton. W związku z tym mogą być wykonywane badania wytrzymałościowe dużych elementów konstrukcyjnych, a nawet całych konstrukcji, które ze względu na swe wymiary nie mogą być badane na typowych maszynach wytrzymałościowych.

Inny dział wytrzymałości, to zagadnienia dynamiki maszyn i ustrojów sprężystych. Większość prac związana jest z analizą procesów drganiowych. Przeprowadzane są studia teoretyczne, obliczenia i pomiary laboratoryjne. Między innymi przeprowadzane są obliczenia i pomiary drgań silników tłokowych, turbinowych, śmigieł, łopat wirników nośnych oraz powłok. Określenie rozkładów naprężeń w elementach maszyn oraz w konstrukcjach przeprowadzane jest na drodze obliczeń teoretycznych oraz doświadczalnie za pomocą elastooptyki.

Począwszy od roku 1954 podjęto bardzo ważne dla konstrukcji lotniczych badania zmęczeniowe. Do najważniejszych wykonanych prac można zaliczyć badania zmęczeniowe skrzydła i kadłuba szybowca „Mucha-100” i samolotów „Iskra” oraz „Wilga”, badania nad wpływem „włosowin” na wytrzymałość zmęczeniową wału silnika WN-3, badania łopat wirnika nośnego śmigłowca SM-1 i inne.

W ciągu kilku ostatnich lat przeprowadzono ważne prace w dziedzinie elektrycznej tensometrii oporowej. Opracowano i opanowano technologię wytwarzania tensometrów oporowych o różnych charakterystykach, przystosowanych również do pomiarów w temperaturach podwyższonych do 200 °C. Wyprodukowano dla potrzeb własnych i na zamówienie około 60 000 tensometrów oporowych.

Prace w dziedzinie aerosprężystości obejmują zagadnienia związane z zabezpieczeniem samolotów, szybowców i śmigłowców przed flatterem i innymi niebezpiecznymi zjawiskami z tej dziedziny. Prowadzi się badania flatteru na modelach w tunelu aerodynamicznym.

Duże doświadczenie nagromadzone w zagadnieniach wytrzymałości lotniczej umożliwiło wykonanie szeregu badań dla innych przemysłów. Np. przeprowadzono pomiar naprężeń w przednim widelcu motocykla SHL-175 w warunkach normalnej eksploatacji.

Osprzęt i wyposażenie lotnicze

W dziedzinie osprzętu i wyposażenia lotniczego prowadzi się prace naukowo-badawcze i doświadczalno-konstrukcyjne w zakresie przyrządów, miernictwa elektrycznego i elektronicznego, osprzętu hydraulicznego, podwozi, teledyktacji i automatyki.

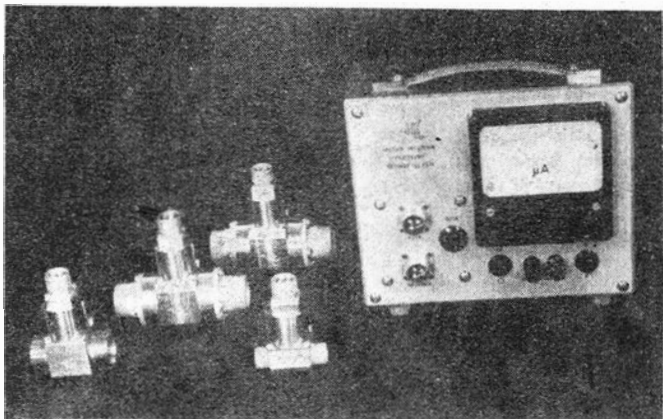
W zakresie przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych prowadzone są prace nad lotniczymi przyrządami pokładowymi pilotażowo-nawigacyjnymi, typowymi i specjalnymi oraz przyrządami i urządzeniami pomiarowymi nielotniczymi o zbliżonej technice. Spośród konstrukcji wymienić można barografy, spidobarografy, girografy, przyspieszeniomierze, przyrządy giroskopowe.

we do pomiaru prędkości kątowych obiektów, czasowe mechanizmy opóźniające itd.

W dziedzinie przyrządów kontroli pracy silnika prowadzone są prace naukowo-badawcze i konstrukcyjne z zakresu pomiarów temperatur, prędkości obrotowych, zużycia paliwa, ciśnień itp. Przepływomierze i paliwomierze zostały zastosowane do samolotów i śmigłowców i weszły do seryjnej produkcji.

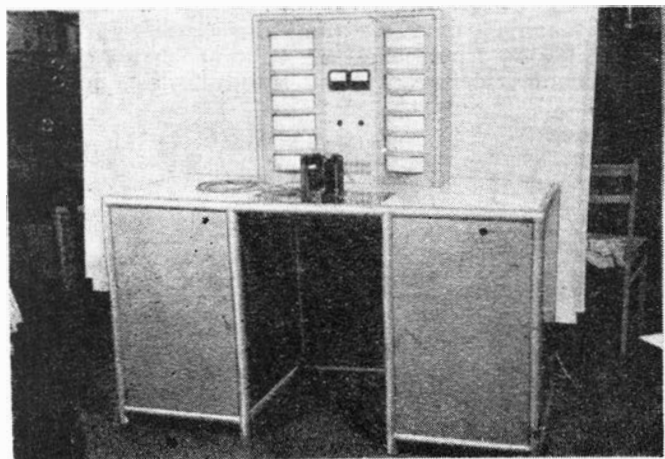
W dziedzinie podwozi prowadzone są badania kompletnych podwozi lotniczych oraz ich elementów, tj. amortyzatorów, hamulców i ogumienia. Prowadzi się prace rozwojowe w dziedzinie uszczelnień na wysokie ciśnienia (do 3000 kG/cm²) oraz materiałów ciernych używanych do produkcji okładzin hamulcowych.

W dziedzinie elektroniki i elektrotechniki lotniczej poza pracami ściśle związanymi z radiowymi i elektrycznymi urządzeniami pokładowymi prowadzone są również prace z zakresu techniki pomiarów dynamicznych wielkości mechanicznych (miernictwa elektrycznego) i telemetrii.



Rys. 7. Miernik natężenia przepływu czynnika

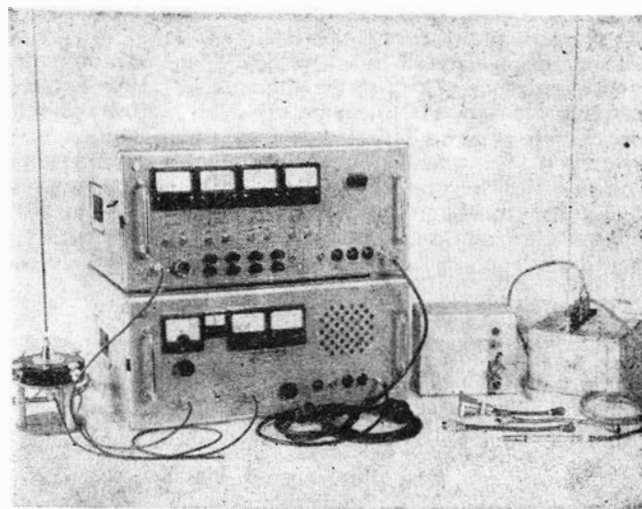
Opracowano urządzenie do badań częstotliwości drgań własnych łopatek maszyn wirnikowych, stoisko do badań profili łopatek maszyn wirnikowych, oscylograficzny miernik obrotów, oscylograficzny miernik wielkości mechanicznych z kamerą fotograficzną, które umożliwiają prowadzenie prac naukowo-badawczych na wysokim poziomie.



Rys. 8. Stoisko do badań drgań własnych łopatek turbin

W zagadnieniach telemetrii opracowuje się metody i urządzenia do bezprzewodowych pomiarów zdalnych, począwszy od podzespołów aż do prototypów nowych, wielokanałowych systemów telemetrycznych oraz kodowych. Opracowano dwa niezależne wielokanałowe systemy radiotelemetryczne. Np. czterokanałowy system służy do bezprzewodowych pomiarów zdalnych czterech niezależnych parametrów. Nadaje się do pomiaru naprężeń i drgań w różnego rodzaju maszynach, konstrukcjach nośnych, elementach ruchomych, itp.

W zakresie radiotechniki lotniczej prowadzi się prace naukowo-badawcze i prototypowo-konstrukcyjne nad



Rys. 9. Zestaw nadawczo-odbiorczy czterokanałowego łącza telemetrycznego

urządzeniami radiotechnicznymi samolotów, a zwłaszcza systemami radionawigacyjnymi oraz antenami lotniczymi.

W dziedzinie maszyn i urządzeń elektrycznych projektuje się i wykonuje instalacje elektryczne na obiektach latających, urządzenia zapłonowe dużej energii dla silników turbinowych, bada się elektryczny osprzęt lotniczy i chemiczne źródła zasilania.

Z zagadnień automatyki opracowuje się elementy i układy elektroniczne sterowania i kontroli obiektów latających, elementy automatycznej regulacji, układy programujące przerzutnikowe i giroskopowe, liczniki impulsów. Prowadzone są także prace związane ze sterowaniem i stabilizacją obiektów latających, w zakresie analizy systemowej złożonych automatycznych i półautomatycznych układów sterowania i regulacji, zastosowań techniki analogowej i hybrydowej do badania układów automatyki i rozwiązywania niektórych problemów matematycznych, opracowywania unikalnych analogowych urządzeń liczących (np. symulatory treningowe) itd.

W dziedzinie hydrauliki prowadzone są prace naukowo-badawcze i doświadczalno-konstrukcyjne, przy czym doświadczenia zdobyte w pracach dla lotnictwa wykorzystuje się obecnie dla rozwiązań przemysłowych.

Z dziedziny lotniczego sprzętu pomocniczego opracowano, wykonano i przebadano szybowcowy aparat tlenowy SAT-3, który wszedł do produkcji seryjnej.

Materiały i paliwa

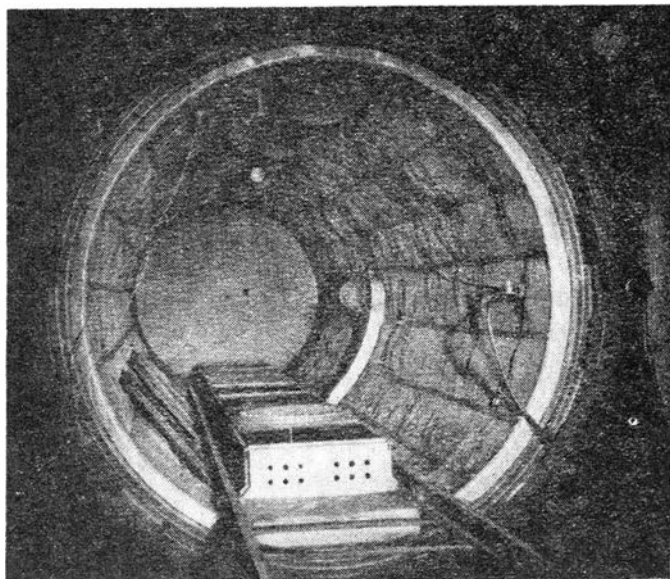
Po wojnie utworzono laboratorium technologiczne, którego głównym zadaniem były ekspertyzy i odtwarzanie przedwojennych warunków technicznych oraz opracowywanie nowych.

Pod koniec 1956 r. rozpoczęto badania nad nowoczesnymi tworzywami niemetalowymi dla potrzeb lotnictwa. W krótkim czasie zbadano możliwości klejenia metalu z metalem „na zimno” w zastosowaniu do łopatek śmigłowca i opanowano technologię klejenia tych łopatek. Przeprowadzono badania laminatów poliestrowych fenolowych i epoksydowych z dostępnych w kraju surowców, które umożliwiły wykonanie z nich elementów szybowców i samolotu „Iskra”, jak również gondol sanitarnych dla śmigłowców.

Zagadnienia tworzyw sztucznych związane są ze stosowaniem ich w obciążonych elementach konstrukcyjnych. W związku z tym prowadzi się prace dotyczące oceny przydatności różnych tworzyw do wytwarzania obciążonych elementów, prace nad doбором i zestawieniem najbardziej odpowiednich kompozycji, uwzględniając zarówno warunki pracy elementów konstrukcyjnych, jak i sposób ich wytwarzania. Obecny kierunek prac obejmuje przede wszystkim tworzywa wzmocnione włóknem szklanym, kleje do metali oraz lekkie rdzenie komórkowe typu „plastra miodu” dla konstrukcji przekładkowych. Opracowano proces technologiczny i urządzenia do wykonywania rdzeni ko-

mórkowych typu „plastra miodu” z folii aluminiowej oraz papieru przesyconego sztuczną żywicą.

Zarówno na użytek własny, jak i na zamówienia przeprowadza się ekspertyzy własności fizyko-mechanicznych materiałów niemetalowych stosowanych w lotnictwie oraz badania i oceny własności wytrzymałościowych i trwałości nowych materiałów niemetalowych mogących znaleźć zastosowanie w lotnictwie. Między innymi bada się własności klejów, połączeń klejowych, rdzeni komórkowych i elementów przekładkowych z rdzeniem komórkowym, tworzyw wzmocnionych itp.



Rys. 10 Autoklaw o $\varnothing$ 2 m do klejenia metali. Ciśnienie robocze do 10 kG/cm², temperatura do 200 °C

W dziedzinie spawalnictwa wykonuje się prace naukowo-badawcze i usługowe z zakresu technologii procesów łączenia drogą spawania, zgrzewania, lutowania oraz opracowuje nowe techniki (np. zgrzewanie z klejeniem) ze szczególnym uwzględnieniem metod łączenia elementów cienkościennych (o grubości 0,4–2,0 mm) ze stali i stopów żaroodpornych, stali nierdzewnych i stopowych oraz ze stopów lekkich.

Głównym zadaniem w zakresie paliw, olejów i smarów oraz cieczy hydraulicznych jest ocena przydatności eksploatacyjnych tych produktów oraz opracowywanie wymagań dotyczących ich własności. Pracuje się

nad metodami badań niestandardowych, szczególnie dla oceny nowych paliw, olejów smarowych i hydraulicznych, np. badania dotyczące korozyjności paliw, zależności charakterystyki spalania od składu, jak również własności fizycznych cieczy hydraulicznych. Od kilku lat prowadzone są prace związane z syntetycznymi olejami smarowymi, które doprowadziły do wprowadzenia do produkcji olejów potrzebnych lotnictwu.

W podnoszeniu kwalifikacji zawodowych i naukowych pomaga pracownikom Instytutu Branżowy Ośrodek Informacji Technicznej i Ekonomicznej z biblioteką o zasobach około 30 000 książek, 12 500 tomów czasopism, 1200 tłumaczeń i 4700 mikrofilmów. Prenumerata czasopism obejmuje 140 tytułów zachodnich, 100 polskich, 100 radzieckich i 20 z krajów demokracji ludowej. Ośrodek prowadzi szeroką wymianę wydawnictw naukowych z zagranicą, które obejmują m.in. materiały z odbywających się w Instytucie konferencji naukowo-technicznych, które są przeglądem dorobku pracowników naukowo-badawczych w określonych dziedzinach.

Ostatnia konferencja pod nazwą „Konstrukcje lekkie” odbyła się w czerwcu 1966 r. W połowie 1968 r. będzie zorganizowana konferencja na temat „Miernictwo dynamicznych wielkości mechanicznych”.

Ośrodek wydaje „Prace Instytutu Lotnictwa”, w których publikowane są zazwyczaj artykuły naukowe pracowników Instytutu, odzwierciedlające studia i prace prowadzone w Instytucie. Dotychczas ukazały się 32 zeszyty „Prace ILot”. Drugim wydawnictwem jest ukazujący się od września 1964 r. dwumiesięcznik „Biuletyn Informacyjny Instytutu Lotnictwa”. W dwutygodniku „Ekspressowa Informacja Lotnicza” omawiane są krótko artykuły naukowe zamieszczane w fachowych zagranicznych czasopismach lotniczych. W specjalnych zeszytach „Prace Instytutu Lotnictwa” oraz „Prace Przemysłu Lotniczego” podawane są zwięzłe streszczenia tematów naukowo-badawczych, konstrukcyjnych i technologicznych wykonanych w poszczególnych latach w instytucie i przemyśle lotniczym.

W dziedzinie normalizacji Instytut Lotnictwa jest Branżowym Centralnym Ośrodkiem Normalizacyjnym dla przemysłu lotniczego.

Instytut Lotnictwa dysponuje własną bazą produkcyjną w postaci wydzielonego Zakładu Produkcji Doświadczalnej, który wykonuje prototypy opracowane w pionie naukowo-badawczym.

Wysoki poziom techniczny i nowoczesność rozwiązań konstrukcyjnych i technologicznych prac wykonywanych w Instytucie znalazły swoje odbicie w 19 patentach przyznanych na rzecz Instytutu Lotnictwa tylko w latach 1965 — I półrocze 1967. Kilkanaście wniosków o przyznanie pierwszeństwa znajduje się jeszcze w Urzędzie Patentowym.

Przegląd Prasy Technicznej

OCHRONA PRACY, nr 3 z 1968 r.

Kontynuacją cyklu na temat siedzisk jest artykuł „Siedziska specjalne” mgr inż. M. Stępowskiego. Autor podaje klasyfikację siedzisk specjalnych, omawia charakterystyczne typy, ich cechy konstrukcyjne i zasadę działania oraz zasadę doboru do danego typu pracy. Zagadnienie racjonalnego siedziska jest problemem w równym stopniu technicznym, jak i medycznym. Uzupełnieniem wspomnianego wyżej cyklu jest artykuł „Siedziska do pracy a podstawowe wymagania fizyko-higieniczne” dra A. Hanse- na. Autor zajmuje się fizjologiczno-higieniczną problematyką wykonywania pracy na racjonalnie dostosowanym siedzisku.

POMIARY, AUTOMATYKA, KONTROLA, nr 2 z 1968 r.

O zastosowaniu podstawowych zależności teorii informacji do

oceny własności metrologicznych aparatów pomiarowej pisze inż. S. Orzepowski w artykule „Własności informacyjne urządzeń rejestrujących”. Podane tu zostały niektóre własności informacyjne najbardziej rozpowszechnionych urządzeń rejestrujących — analogowych i cyfrowych.

PRZEGLĄD MECHANICZNY, nr 5 z 1968 r.

W artykule „Badanie korpusów turbin parowych na modelach z pleksiglasu” mgr inż. C. Wyrwa opisuje zasadę badań modelowych korpusów niskoprężnych turbin parowych, technologię budowy modeli z pleksiglasu, metodykę pomiarów oraz przykłady przeprowadzonych badań.

PRZEGLĄD MECHANICZNY, nr 6 z 1968 r.

Ostatnio zwrócono uwagę na możliwość produkowania ele-

mentów złączy śrubowych z tworzyw sztucznych zamiast z metali kolorowych na potrzeby niektórych gałęzi przemysłu. Wyniki badań połączeń gwintowych wykonywanych z krajowego tworzywa poliamidowego Tarnamid T-27 opisano w artykule „Połączenia gwintowe z polamidów”.

MASZYNY MATEMATYCZNE, nr 4 z 1968 r.

Nad zagadnieniami związanymi z budową automatów czytających pracuje się obecnie w wielu ośrodkach naukowych, przede wszystkim w ZSRR i USA.

Przegląd zagadnień związanych z praktyczną realizacją automatów czytających, jak również rozwiązań przyszłościowych zawiera artykuł R. S. Michalskiego „O problemach budowy automatów czytających”.

Pewne uwagi o polskiej terminologii lotniczo-silnikowej

(artykuł dyskusyjny)

Każdy kto ma okazję spotykania się z działalnością naszych ośrodków lotniczych, a także korzysta z polskiej literatury lotniczej, z łatwością stwierdza dość istotne zróżnicowanie terminologii dotyczącej silników lotniczych lub ich zespołów. Istniejące zróżnicowanie jest przyczyną kłopotów nie tylko dla studentów w opanowywaniu przez nich problematyki lotniczej, lecz także sprawia trudności w przypadkach współpracy przedstawicieli dwóch lub więcej ośrodków. Wynikają wówczas dyskusje, w których zwycięża nie zawsze mający rację, albo dyskusje, których nie da się jednoznacznie rozstrzygnąć.

Fiszając te uwagi stawiam sobie za cel zapoczątkowanie dyskusji, w wyniku której można byłoby ustalić jedną dobrowolnie przez zainteresowanych przyjętą terminologię.

Obecnie istnieje norma polska PN-58/L-02520, której przedmiotem jest tylko podział silników lotniczych. Norma ta wprowadza terminologię dotyczącą nazw silników lotniczych i dzieli je na odrzutowe i śmigłowe. Z kolei odrzutowe dzieli na przelotowe i rakietowe, a przelotowe na sprężarkowe i bezsprężarkowe. Według normy zatem trzeba mówić np. odrzutowy silnik przelotowy sprężarkowy albo śmigłowy silnik turbinowy itd.

W polskim piśmiennictwie spotyka się natomiast nazwy:

- 1) silnik turboodrzutowy [1], [4], [6], [8], [13]
- 2) silnik turbinowo-odrzutowy [2], [12]
- 3) turbinowy silnik odrzutowy [7], [9] *)
- 4) turbosprężarkowy silnik strumieniowo-odrzutowy [5] oraz
- 1) silnik turbośmigłowy [1], [6], [8], [13]
- 2) turbinowy silnik śmigłowy [7], [9] *)
- 3) silnik turbinowo-śmigłowy [2]

Trzeba się zgodzić, że tak w tym przypadku jak i w szeregu innych nie udaje się znaleźć terminu reprezentującego istotę fizyczną przedmiotu oraz odpowiadającego zasadom słotowtórstwa i jednocześnie wygodnego w posługiwaniu się. Naturalne jest, że w takich przypadkach stosuje się albo kompromis, albo ulega się jednemu z wymagań.

Weźmy pod uwagę dla przykładu termin „silnik odrzutowy”. Wiadomo jest, że ciąg silnika odrzutowego jest wynikiem reakcyjnego i ciągłego oddziaływania strumienia (wyjawszy silnik pulsacyjny) przyspieszanego w silniku. W zależności od tego, który z tych czynników weźmie się pod uwagę (reakcję czy strumień), silnik można nazwać reakcyj-

nym lub strumieniowym (i odpowiednio sprężarkowym i spiętrzeniowym). I tak np. Rosjanie mówią *rieaktywnyj dwigatel*, *turborieaktywnyj dwigatel*, Anglosasi — *jet engine*, *turbojet engine*, Francuzi — *turbo-reacteur*, a Niemcy — *Sirahltriebwerk* lub wyróżniając dyszę i wtedy mówią *Düsentriebwerk*.

Niesłusznie chyba ktoś uciekł u nas od terminów „reakcyjny”, „reakcja”, mających pełne obywatelstwo w mechanice, i zastąpił go „odrzutem” i „silnikiem odrzutowym”. Kojarzy się to z działaniem jednorazowym lub co najwyżej okresowo powtarzającym się. Dla laików termin ten jest często źródłem nieporozumień w poznawaniu zasady pracy silnika reakcyjnego.

Termin „odrzutowy” jednak zdobył obywatelstwo i wprowadzenie innego mogłoby dopiero prowadzić obecnie do nieporozumień.

A teraz, czy silnik turboodrzutowy czy turbinowy silnik odrzutowy, turbośmigłowy czy turbinowy silnik śmigłowy.

Wydaje mi się, że gdyby odrzucić termin bądź co bądź krótki i chyba nieźle brzmiący „turboodrzutowy”, „turbośmigłowy” (tak jak słowa noworoczny, pierwszomajowy, starodawny itd.), to bardziej celowy byłby termin odrzutowy silnik sprężarkowy, a nie turbinowy. Przecież sprężarka jest charakterystycznym elementem omawianego silnika, a nie turbina służąca do napędu sprężarki.

Nazewnictwo w omawianej dziedzinie komplikuje się, gdy weźmie się pod uwagę tak szeroko obecnie stosowane silniki dwuwirnikowe i dwuprzepływowe.

Do wyboru mamy więc nazwy:
— turbinowy silnik odrzutowy dwuwirnikowy,
— turboodrzutowy silnik dwuwirnikowy,

oraz

— turbinowy silnik odrzutowy dwuprzepływowy dwuwirnikowy,
— turboodrzutowy silnik dwuprzepływowy dwuwirnikowy.

Takie zestawienie powinno skłaniać do używania nazw krótszych.

Obok terminu „dwuwirnikowy” spotyka się termin „dwuwałowy” [7], [13] *), a także występuje termin sprężarki „dwuzespołowej” [10] *). Przyczyna rozdzielenia mechanicznego wirników sprężarki i turbiny powinna skłaniać do stosowania terminu „dwuwirnikowy” czy

też „trójwirnikowy” (Rolls Royce RB-178).

W rozważaniach dotyczących silników dwuprzepływowych określa się z reguły maszynę wirnikową sprężającą wstępnie strumień powietrza wpływający do kanału wewnętrznego i zewnętrznego jako wentylator.

Tymczasem norma PN-62/M-43000 dołącznie definiuje pojęcie wentylatora, a także dmuchawy i sprężarki. Według tych definicji w silnikach dwuprzepływowych może być tylko mowa o dmuchawach lub sprężarkach w zależności od uzyskiwanego spiętrzenia całkowitego (w terminologii normy).

W ten sposób można wymienić jeszcze cały szereg rozbieżności terminologicznych spotykanych w literaturze, dotyczących nie tylko silników, ale ich zespołów czy parametrów z nimi związanych.

Inicjatywę jednak w tym względzie pozostawiam dla dobra dyskusji dyskutantom. Wydaje mi się, że celowe byłoby skorzystanie w dyskusji z gościnnymi łamów „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”, albo urządzenie spotkania dyskusyjnego pod egidą redakcji „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” lub Polskiego Komitetu Normalizacyjnego.

Literatura

1. Bodner W. A.: „Automatyka silników lotniczych”, MON, tłum. z ros. G. Parfianowicz.
2. Inozimcow N.: „Silniki cieplne”, MON, 1957, tłum. z ros. J. Faszyński.
3. Kaczan B. i in.: „Silniki turbospalinowe małej mocy”, WNT, 1963.
4. Ochędusko S.: „Termodynamika stosowana”, WNT, 1964.
5. Pugaczew N. S.: „Silniki lotnicze”, MON, 1952, tłum. z ros. L. Minc.
6. Skubaczewski G. S.: „Lotnicze silniki turbo-spalinowe”, PWT, 1858, tłum. z ros. K. Leski.
7. Geoffery Smith G.: „Turbinowe silniki gazowe i napęd odrzutowy”, tłum. z ang. D. Gruszczyński.
8. Stieczkin B. S. i in.: „Teoria silników odrzutowych”, MON, 1961, tłum. z ros. T. Gajewski, R. Wiatrek.
9. Szczeciński S.: „Lotnicze silniki turbinowe”, MON, 1965.
10. Traczyk J.: „Metoda obliczeń sprężarek dwuzespołowych dla silników dwuprzepływowych”, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 23 z 1964.
11. Wiśniewski S.: „Podstawy termodynamiki silników spalinowych”, WNT, 1962.
12. Wójcicki S.: „Silniki pulsacyjne, strumieniowe i rakietowe”, MON, 1962.
13. Wójcicki S. i in.: „Najnowsze konstrukcje lotnicze”, PWT, 1957.

*) oraz Technika Lotnicza i Astronautyczna — przyp. redakcji.

*) oraz Technika Lotnicza i Astronautyczna — przyp. redakcji.

W odpowiedzi na artykuł dra inż. T. Gajewskiego

Pewne uwagi o polskiej terminologii lotniczo-silnikowej

Z uznaniem należy powitać inicjatywę dra inż. T. Gajewskiego, który w swym artykule poruszył zagadnienie terminologii silników lotniczych. Nie ulega wątpliwości, że terminologia ta wymaga uporządkowania i ujednolicenia. Norma PN-53/L-02520 nie spełnia swego zadania nawet w zakresie ogólnej klasyfikacji i nazw silników lotniczych, ponieważ została opracowana w sposób wykazujący nie najlepszą znajomość przedmiotu, a niezależnie od tego uległa dezaktualizacji w związku z szybkim rozwojem silników lotniczych. Autor niniejszej wypowiedzi w opracowanym na zlecenie PKN-u referacie na temat normalizacji w lotnictwie podkreślał konieczność wydania nowej normy dotyczącej klasyfikacji silników lotniczych.

Oczywiście, nie można zgodzić się ze wszystkimi uwagami dra inż. T. Gajewskiego. I tak, zastrzeżenia budzi pogląd, że pierwszeństwo należy dawać nazwom krótszym, skąd wynika postulat używania określeń „silnik turbodrzutowy” i „silnik turbośmigłowy”. Autor powołuje się przy tym na podobieństwo z takimi słowami, jak „noworoczny”, „pierwszomajowy” i „starodawny”. W rzeczywistości jest to podobieństwo pozorne (zresztą sam autor mówi tylko o podobieństwie w brzmieniu tych słów), nawet jeżeli człon „turbo” potraktuje się jako skrót od wyrazu „turbino-”. Przytoczone przykładowo przez autora wyrażenia (z wyjątkiem wyrażenia „starodawny”) powstają bowiem z połączenia dwóch słów o zupełnie różnym zakresie tematycznym, w związku z czym można z nich utworzyć wyrażenie złożone, w którym jedno z tych słów określa drugie w sposób jednoznaczny, nie budząc wątpliwości co do sensu wyrażenia. Natomiast określenia „turbodrzutowy” i „turbośmigłowy” powstały z połączenia słów, które można by nazwać równorzędnymi pod względem tematycznym (przy założeniu, że „turbo” jest skrótem od „turbino-”). W konkretnym przypadku chodzi o to, że słowa „turbino-”, „śmigłowy” i „odrzutowy” mogą w sposób niezależny od siebie określać silnik. Z tego rodzaju słów w języku polskim — w przeciwieństwie np. do języka niemieckiego i angielskiego — nie można tworzyć wyrażen złożonych, w których jedno z nich określa drugie. W języku polskim istnieją podobne połączenia, lecz mają one zupełnie inne znaczenie, np. określenie „silnik turbino-strumieniowy” oznacza zespół składający się z silnika turbinowego i z silnika strumieniowego, czyli połączenie

ze sobą obu rodzajów silników (podobnie jak np. wyrażenie „biało-czerwony” oznacza połączenie w jakiś sposób koloru białego z czerwonym). Również przytoczone przez autora wyrażenie „starodawny” ma podobne znaczenie, gdyż składające się na nie słowa są nawet w pewnym sensie synonimami. Nawiasem należy zauważyć, że w świetle tego, co powiedziano na temat wyrażen złożonych, figurujące w tytule artykułu dra inż. T. Gajewskiego określenie „terminologia lotniczo-silnikowa” nie jest poprawne.

Człon „turbo” może też być uważany jako bezpośrednio zaczerpnięty z języka obcego i oznaczający wirowanie. W takim przypadku przeciw stosowaniu wyrażen „turbodrzutowy” i „turbośmigłowy” przemawia fakt, że w języku polskim w zasadzie nie dopuszcza się łączenia słów obcych z polskimi. Poza tym określenie silnika jako „wirującego” lub „wirnikowego” niewiele mówi, pozostając zresztą w sprzeczności z takimi nazwami jak „turbogenerator”, „turbodoładowarka” itp., gdzie „turbo” wcale nie ma określać urządzeń wirnikowych, lecz urządzenia napędzane turbinami.

Z przytoczonych wyżej powodów wydaje się, że należy posługiwać się nazwami „turbino-silnik odrzutowy” i „turbino-silnik śmigłowy”, które jakkolwiek dłuższe, dokładniej określają rodzaj silnika i są poprawniejsze pod względem językowym.

Uwaga, że trafniejsze byłoby określenie „odrzutowy silnik sprężarkowy” niż „odrzutowy silnik turbinowy” jest tylko częściowo słuszna. Należy bowiem pamiętać, że silnik ten należy pod względem konstrukcyjnym i gazodynamicznym do tej samej grupy silników — używanych zresztą obecnie nie tylko w lotnictwie, lecz również w przemyśle, energetyce, trakcji i okrętownictwie — co do których nazwa „silniki turbinowe” nie nasuwa wątpliwości, ponieważ do wykorzystania energii użytecznej służy w tych silnikach turbina, napędzająca np. śmigło. Silniki odrzutowe składają się z tych samych zespołów i pracują według tego samego obiegu termodynamicznego co turbinowe silniki śmigłowe. Dlatego nazwa „silnik turbinowy” w odniesieniu do silnika odrzutowego wydaje się logiczna.

Jeżeli chodzi o nazwy „silnik dwuwirnikowy” i „silnik dwuwałowy”, to bez wątpienia trafniejsza jest ta druga na-

zwa. W silnikach tego typu istotną rzeczą jest to, że zespół wirujący (wirnik sprężarki i wirnik turbiny) niskiego ciśnienia i zespół wirujący wysokiego ciśnienia w przypadku silników odrzutowych oraz zespół wirujący wytworniczy i wirnik turbiny napędowej (ewentualnie łącznie z wirnikiem sprężarki niskiego ciśnienia) w przypadku silników śmigłowych są umieszczone na oddzielnych, mechanicznie niezależnych wałach. Podobnie należy używać nazw: „silnik jednowałowy” i „silnik trójwałowy”. Niezależnie od tego konieczne jest określenie „sprężarka dwuzespołowa”, ponieważ dwuwałowy silnik śmigłowy lub dwuprzepływowy może mieć zarówno jedno- jak i dwuzespołową sprężarkę.

Dra inż. T. Gajewski ma słuszną rację, twierdząc, że w silnikach dwuprzepływowych mogą występować tylko dmuchawy lub sprężarki niskiego ciśnienia. Określenie „wentylator” zostało prawdopodobnie przyjęte na wzór terminologii angielskiej (fan). Według terminologii niemieckiej dla określenia tego zespołu używa się słowa „dmuchawa” (Gebläse lub Bläser).

Należy wyrazić nadzieję, że dyskusja na temat terminologii silników lotniczych nie skończy się na tych dwóch wypowiedziach. Jako podstawę do dalszej dyskusji proponuję załączony do artykułu projekt klasyfikacji silników.

Aktualności

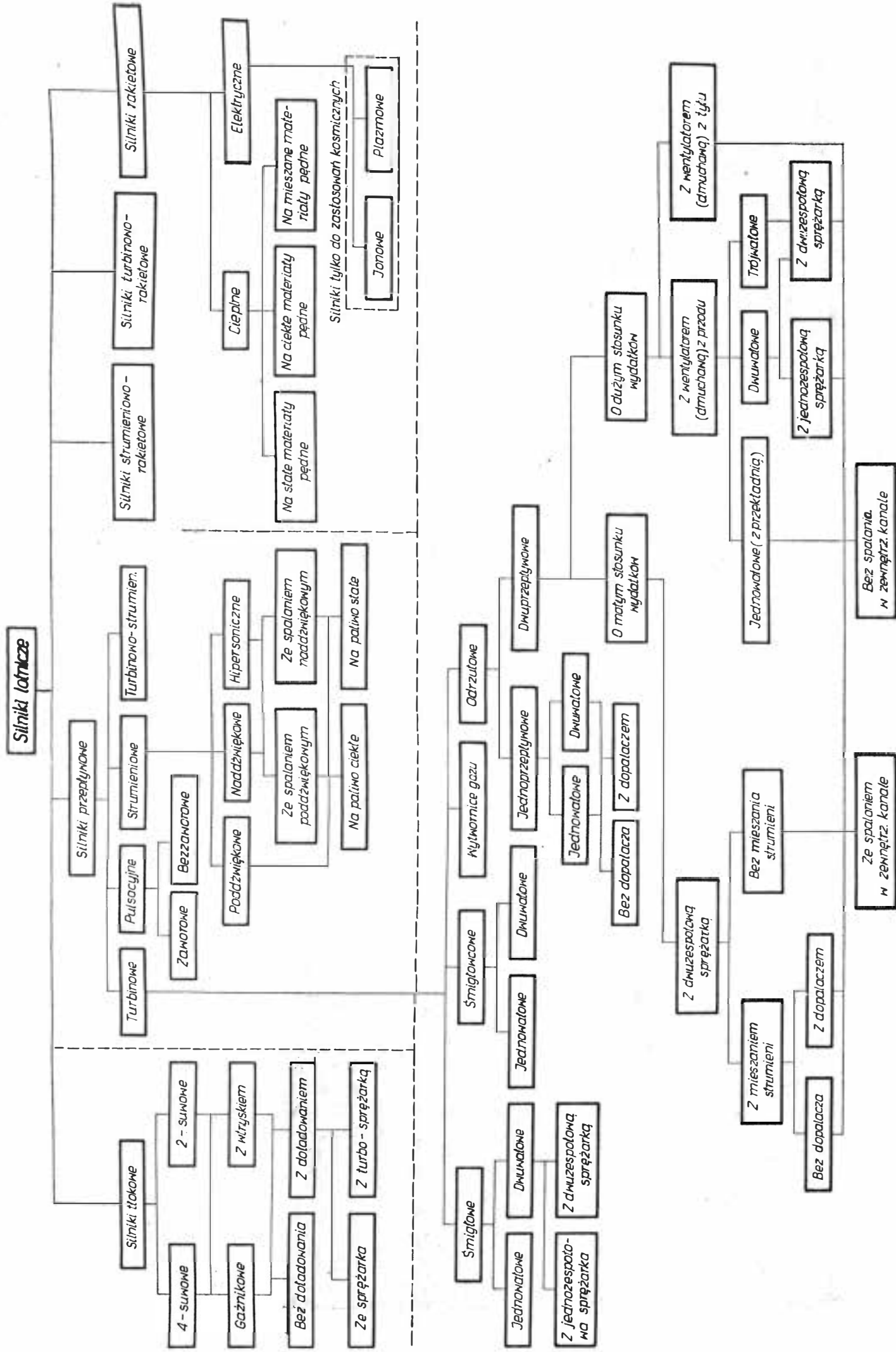
naukowo-techniczne

poznasz

w

bibliotekach NOT

Projekt klasyfikacji silników lotniczych





Kosmogoniczna teoria prof. G. A. Mokrzyckiego

Na początku artykułu przedstawiono naukową działalność prof. G. A. Mokrzyckiego, która sięga okresu przedwojennego. Następnie omówiono aerodynamiczną teorię powstania Wszechświata opublikowaną przez prof. Mokrzyckiego w 1942 r. Według tej teorii Wszechświat powstał wskutek działania wirów. W 1964 r. prof. Mokrzycki włączył do swojej teorii pojęcie meteorologii kosmicznej. Prof. Mokrzycki zamierza przeprowadzić studia kosmogoniczne przy zastosowaniu elektronicznych maszyn matematycznych.

W październiku 1942 r. ukazała się praca prof. Mokrzyckiego pt. „Aerodynamic Cosmogony”, zawierająca zupełnie nową teorię, z której wynika, że wszystkie ciała niebieskie powstały z wirów. (Praca ta została omówiona w numerze 5 (15) Problemów z 1947 r.). Obserwacja i fotografie nieba wykazały olbrzymią ilość takich wirów, przeważnie spiralnych, znanych jako mgławice pozagalaktyczne. Są to zjawiska permanentne.

Wewnątrz tych wirów tworzyły się w ciągu bilionów lat mniejsze, wtórne wiry, z których powstały grupy gwiazdowe. Wewnątrz wtórnych wirów tworzyły się wiry trzeciego rzędu; gwiazdy stały i nasze Słońce powstały właśnie z takich wirów trzeciego rzędu. Planety powstały z wirów czwartego rzędu, a ich satelity z wirów piątego rzędu.

W pracy swej prof. Mokrzycki podał:

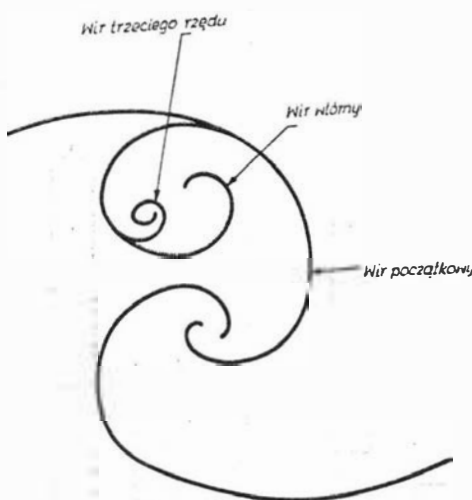
- 1) hydrodynamiczne wyjaśnienie grawitacyjnego wzoru Newtona,
- 2) hydrodynamiczne uzasadnienie prawa, dotyczącego odległości planet od Słońca,
- 3) wzór na nachylenie osi planet,
- 4) wzór na nachylenie orbit planet,
- 5) wzór na czasy obrotów planet dookoła ich osi, i wytłumaczył ruch wsteczny niektórych satelitów.

Teoria ta obaliła stare teorie Kanta-Laplace'a i przepływową teorię Moulton-Chamberlina. Ostatnie lata potwierdziły, że teoria prof. Mokrzyckiego jest słuszna. Późniejsze prace Weizäckera,

Cyklon na Pacyfiku sfotografowany z satelity



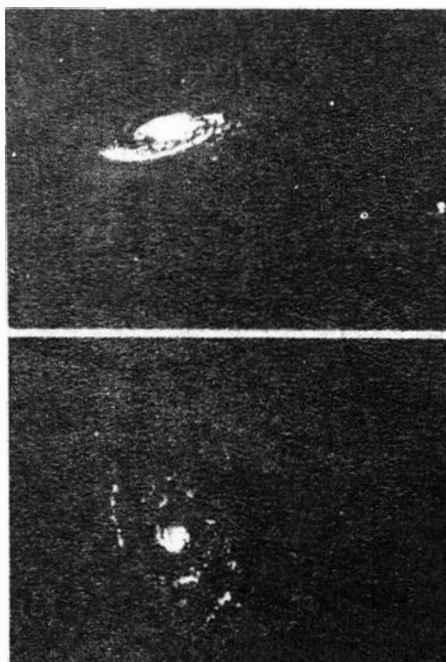
Gahowa, Hynka, Chandra-Sekhar i Haara i innych sprawiły, że aerodynamiczne teorie zostały dziś powszechnie przyjęte.



Schemat Galaktyki

W ostatnich latach zdjęcia robione ze sztucznych satelitów, w szczególności meteorologicznych, nasunęły prof. Mokrzyckiemu myśl uzupełnienia swej teorii powstania Wszechświata. Zdjęcia cy-

Mgławice M90 i M100



klonów i huraganów wykazują strukturę spiralnych wirów bardzo podobnych do struktury mgławic pozagalaktycznych. Fotografie ziemskich cyklonów wykazują, że powstawanie i rozpraszanie się wirów cyklonowych na Ziemi jest bardzo podobne do analogicznych zjawisk w wirach kosmicznych.

Rezultatem tych rozważań jest nowa praca prof. Mokrzyckiego pt. „Vortical Cosmogony” wydana w czerwcu 1964 r. przez „Scientific Research and Consulting Foundation”. W pracy tej prof. Mokrzycki rozszerzył swoją rewolucyjną teorię powstania wszechświata, m.in. podaje:

„Nasza Galaktyka, wszystkie mgławice pozagalaktyczne, gwiazdy, słońce i wszystkie mniejsze ciała niebieskie powstały z kosmicznych burz i kosmicznych huraganów z niskim ciśnieniem w środku ciała niebieskiego”.

„W kosmicznej skali „meteorologia kosmiczna” jest bardziej skomplikowana niż meteorologia ziemska”.

„Dodatkowe czynniki, nie istniejące w skali ziemskiej, muszą być uwzględnione w obliczeniach. Do nich należą czynniki magnetoohydrodynamiczne, bardzo wysokie temperatury, reakcje chemiczne, jądrowe itp.”.

„We wszystkich dotychczasowych teoriach kosmogonicznych wychodzono z pewnych założeń początkowych, dotyczących powstania Wszechświata. Następnie przeprowadzano analizę, która miała potwierdzić obecny, aktualny stan Wszechświata. Przed erą olbrzymich maszyn do automatycznego obliczania inne podejście było niemożliwe. Dziś te maszyny dają nam niemal nieograniczone możliwości”.

Zamiast robić hipotezy, jak Wszechświat wyglądał przed bilionami lat, prof. Mokrzycki zakłada, że Wszechświat może opowiedzieć historię swego powstania:

„Wychodząc z obecnego systemu niebieskiego (np. Galaktyki) i używając maszyn automatycznych z odpowiednimi równaniami, możemy odwrócić kierunek czasu, idąc od teraźniejszości w przeszłość i odtwarzając w ten sposób stan, jaki istniał przed bilionami lat”.

Prof. Mokrzycki czyni obecnie starania, aby znaleźć instytucję czy osobę, dysponującą odpowiednimi funduszami, która sfinansowałaby proponowane przez niego studia kosmogoniczne za pomocą elektronicznych maszyn do liczenia.

Prof. Mokrzycki pracuje poza tym nad wirową teorią materii.

Edmund Jungowski

ZAGADNIENIE ZASTOSOWANIA SILNIKÓW TURBINOWYCH DO NAPĘDU SAMOLOTÓW ROLNICZYCH

R. J. Losch z wytwórni silnikowej United Aircraft of Canada Ltd. przeprowadził analizę celowości zastosowania silników turbinowych do napędu samolotów rolniczych, porównując wydajność samolotów (ładunek przewożony w jednostce czasu) z napędem turbinowym i tłokowym, warunki pracy pilota oraz koszty eksploatacji obu rodzajów samolotów (R. J. Losch, „Gas turbine engines in agricultural aircraft”, Report of the Third International Agricultural Aviation Congress, Arnhem, 1966). Analiza oparta jest na spostrzeżeniach własnych autora, referacie pt. „Silniki turbinowe w lotnictwie rolniczym”, przedłożonym 12 grudnia 1965 roku na Siódmym Sympozjum Australijskiego Stowarzyszenia Lotnictwa Rolniczego w Perth oraz doświadczeniach z eksploatacji w Sudanie rolniczej wersji samolotu Pilatus „Turbo-Porter” z silnikiem turbinowym UACL PT6A.

Samolot z silnikiem turbinowym wykazuje na ogół większą moc rozporządzalną niż porównywalny samolot z silnikiem tłokowym. Stwierdzono, że sześć samolotów różnych typów wyposażonych w silniki turbinowe PT6A miały w stosunku do odpowiadających im samolotów z silnikami tłokowymi: 1) moc startową większą o 35%, 2) prędkość przelotową zwiększoną przeciętnie o 20% oraz 3) prędkość wznoszenia zwiększoną co najmniej również o 20%.

Tak zwiększone osiągi oznaczają dla samolotów rolniczych skrócenie czasu wykonywania zabiegu i przez to zwiększenie ogólnej ilości lotów operacyjnych w ciągu sezonu, a tym samym zwiększenie ich wydajności. Jeśli przyjmie się, że wykonywanie zabiegu przez samolot tłokowy trwa w danych warunkach 5 minut, to podobny zabieg przeprowadzany przez samolot turbinowy będzie trwał tylko $4\frac{1}{3}$ minuty, tj. wydajność samolotu turbinowego będzie większa o 15% od wydajności samolotu tłokowego.

Samoloty turbinowe nie tylko latają szybciej niż samoloty tłokowe, lecz mają również większy ciężar użyteczny, gdyż ich silniki są znacznie lżejsze. Na przykład silnik tłokowy Pratt and Whitney R-985 ma 2,5 raza większy ciężar niż porównywalny z nim pod względem mocy silnik turbinowy PT6A. Lżejsze jest również łożo do zabudowy silnika turbinowego w samolocie. Część tak zaoszczędzonego ciężaru jest jednak pochłaniana przez paliwo, gdyż silnik turbinowy zużywa go więcej niż silnik tłokowy. Przy zabiegach rolniczych nie ma znaczenia na ogół zasięg samolotu i dlatego jeśli pojem-

ność zbiornika paliwowego samolotu turbinowego dobierze się tak, aby napełnianie go połączyć z przerwami w pracy pilota, to można znacznie zwiększyć udźwig samolotu, tj. ładunek chemikaliów lub nasion.

Przeciętne zwiększenie udźwigu, wyznaczone w oparciu o trzy samoloty turbinowe z silnikiem PT6A względem porównywalnych samolotów z silnikami tłokowymi, wynosi 30%. Jeśli przyjmie się odpowiednio dłuższy czas załadowania samolotu turbinowego chemikaliami lub nasionami i rozrzucenia ich po polach, to czas potrzebny na wykonanie zabiegu zwiększy się o około 16%. Mimo to w wyniku uzyskuje się zwiększenie wydajności samolotu o 12%.

Własności eksploatacyjne samolotu turbinowego są lepsze niż samolotu tłokowego dzięki większej niezawodności jego silnika, łatwiejszemu sterowaniu silnikiem oraz prostszej obsłudze i konserwacji. Potwierdza się to we wszystkich przypadkach eksploatacji silników turbinowych. Szacuje się, że w przypadku samolotów rolniczych prostsza obsługa silników turbinowych może przyczynić się do zwiększenia wydajności samolotu o 5%. Łącznie więc uzyskuje się zwiększenie wydajności samolotu z silnikiem turbinowym o 32%.

Jest rzeczą oczywistą, że w zależności od rodzaju zabiegów rolniczych wzrost wydajności rolniczego samolotu turbinowego w porównaniu z samolotem tłokowym będzie różny, jednak wyższość samolotu turbinowego pod względem wydajności zdaje się nie ulegać wątpliwości.

Nie można przedstawić w liczbach, w jakim stopniu mniej niekorzystne oddziaływanie silnika turbinowego na pilota przyczynia się do zwiększenia wydajności samolotu. Bez wątpienia, że małe drgania silnika i mała hałaśliwość układu silnik-śmigło oraz duża niezawodność i prostota sterowania (jedną dźwignią) zmniejszają zmęczenie pilota i dzięki temu jest on w stanie wykonywać zabiegi rolnicze dokładniej i bezpieczniej.

Niskie koszty eksploatacyjne silników turbinowych przyczyniły się bardzo poważnie do wyposażenia wielu samolotów różnych typów w ten rodzaj napędu. Jak będą kształtowały się koszty eksploatacyjne turbinowych samolotów rolniczych, będzie się można przekonać dopiero po dłuższej eksploatacji tych samolotów w warunkach polowych. Koszty eksploatacyjne zespołów napędowych obejmują: amortyzację, ubezpieczenie, obsługę i konserwa-

cję silnika, przeglądy i naprawy silnika oraz zużycie paliwa i oleju.

Koszt zakupu silnika tłokowego jest mniejszy niż turbinowego i dlatego jego koszty amortyzacji i ubezpieczenia są niższe. Wyższy koszt zakupu silnika turbinowego jest nieco kompensowany lepszymi jego własnościami eksploatacyjnymi i przewidywaną niższą stawką ubezpieczeniową, a jego niższy koszt obsługi i konserwacji wyrównuje wyższy koszt amortyzacji i obecną stawkę ubezpieczeniową.

Koszty przeglądu i naprawy głównej silnika turbinowego są wyższe niż silnika tłokowego, jednakże koszty godzinowe przypadające na przeglądy i naprawy są w zasadzie dla obu rodzajów silników jednakowe, gdyż okresy międzynaprawcze silników turbinowych są większe. Jednostkowe zużycie paliwa silnika turbinowego jest większe, ale niższa cena paliwa dla tego silnika wyrównuje tę różnicę. Porównując zużycie oleju obu rodzajów silników można stwierdzić, że przy niektórych zabiegach rolniczych silniki tłokowe zużywają od 10 do 15 razy więcej oleju niż silniki turbinowe. Analiza tych wszystkich czynników w powiązaniu z typowymi zabiegami przeprowadzanymi przez samoloty rolnicze wykazuje, że koszty eksploatacyjne rolniczego samolotu turbinowego są niższe niż koszty samolotu tłokowego.

W oparciu o powyższą analizę celowości zastosowania silników turbinowych do napędu samolotów rolniczych R. J. Losch wyraża przekonanie, że powszechne wprowadzenie do eksploatacji rolniczych samolotów turbinowych jest tylko sprawą czasu*).

S. K.

*) Nie kwestionując przytoczonej powyżej analizy należy wyrazić wątpliwość, czy wybór dwuwahłowego silnika UACL PT6A do napędu samolotu rolniczego był trafny. Należy bowiem pamiętać, że w przypadku silnika z oddzielną turbiną napędową czas potrzebny do przejścia od mocy biegu jałowego do mocy maksymalnej jest stosunkowo długi (wynosi on ok. 3 sek). Zmniejsza to poważnie bezpieczeństwo eksploatacji samolotu rolniczego, wykonującego swoje zadania na małych wysokościach lotu. Wydaje się, że spośród istniejących turbinowych silników śmigłowych najlepiej nadaje się do napędu samolotów rolniczych jednowahłowy silnik AiResearch/Garret TPE 331, który pracuje przy stałej prędkości obrotowej, dzięki czemu jego czas przejścia od mocy biegu jałowego do maksymalnej wynosi tylko 0,3 sek. Dodatkową zaletę tego silnika stanowi jego odśrodkowa sprężarka (dwustopniowa), znacznie bardziej odporna na uszkodzenia przez ciała obce oraz mniej wrażliwa na zużycie wskutek erozji i na zanieczyszczenie — czynniki szczególnie istotne w warunkach eksploatacji samolotów rolniczych — niż osiowe stopnie osiowo-odśrodkowej sprężarki silnika PT6A (przypr. redakcji).

Ostatni okres wzrostu ożywienia politycznego wśród całego naszego społeczeństwa jednoznacznie wykazał, że w jednym szeregu z klasą robotniczą kroczy nieodłącznie jej część — inteligencja techniczna, która w zakładach produkcyjnych wspólnie z szeregowymi robotnikami odpierała wichrzycieli politycznych spod znaku międzynarodowej reakcji, którzy korzystając ze wspólnych powiązań zdołali w szeregu przypadków wśliznąć się na odpowiedzialne stanowiska w gospodarce narodowej.

Pośród całej polskiej kadry technicznej, która jest najściślej związana z walką proletariatu o sprawiedliwość społeczną, zawsze na jednym z czołowych miejsc znajdowali się mechanicy, technicy i inżynierowie w jednakowo szarych kombinezonach jak i brać robotnicza, wspólnie trudząc się nad rozwiązaniami produkcyjnymi maszyn i urządzeń, zawsze dobrze rozumieli sens walki klasowej.

Ogniową próbą świadomości klasowej i społecznej mechaników były ostatnie wydarzenia w Polsce, gdy garstka nieodpowiedzialnych warcholów, nie znających trudu pracy przy maszynie, próbowała okpić naród wykorzystując przy tym demagogiczne hasła bez pokrycia.

Prezydium Zarządu Głównego Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich z satysfakcją stwierdza, że przeszło 30-tysięczna rzesza jego członków od pierwszej chwili bez wahania stanęła po stronie jedynie słusznej linii Partii z tow. Wiesławem na czele. Na licznych zebraniach kół zakładowych członkowie SIMP wielokrotnie dawali wyraz swojej postawy ideologicznej, w wielu przypadkach byli inicjatorami podejmowania czynów produkcyjnych dla uczczenia V Zjazdu Partii, zawsze są w pierwszym szeregu walki o dobrobyt naszego społeczeństwa.

Obecna sytuacja polityczna w kraju szczególnie korzystnie wpływa na możliwość analizy i ujawniania niedociągnięć i błędów w gospodarce narodowej oraz możliwość ich naprawy. Na całym świecie znana jest inwencja i zdolności polskich techników i inżynierów, którzy w trudnych warunkach potrafią tworzyć wspaniałe konstrukcje.

Polska Ludowa nie jest już krajem biednym i zacofanym. Wielka jest też w tym zasługa bezimiennej rzeszy mechaników, którzy najczęściej nie oglądając się na korzyści materialne wytrwale przy swoich warsztatach pracy wykuwają socjalistyczny system społeczny.

Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Mechaników Polskich jako ich organizacja środowiskowa zwraca się do wszystkich mechaników, aby jeszcze bardziej wzmogli wysiłek codziennej pracy, wdrażając na swych odcinkach postęp techniczny scalony z dobrze pojętym rachunkiem ekonomicznym.

SIMP ma w swych szeregach zarówno średni personel techniczny, jak i poważnych pracowników nauki z wyższych uczelni. Wszyscy oni mają jednakowe obowiązki i jednakowe prawa. W chwili obecnej naczelnym zadaniem Stowarzyszenia jest, wykorzystując niezwykle korzystne warunki wymiany poglądów i doświadczeń, dokonać transmisji w obu kierunkach wniosków dotyczących powiązania nauki i przemysłu oraz zwiększyć zakres doskonalenia kadr, gdyż od tego w poważnym stopniu zależeć będzie realizacja ambitnych planów gospodarczych. Rozbudzona faza inicjatywy nie może wygasnąć. Twórczy niepokój projektantów i poszukiwanie optymalnych rozwiązań technologicznych przez oficerów produkcji w zgietku hal zakładów przemysłowych powiązane właściwą organizacją pracy i dyscypliną są jedyną drogą, na której można zapewnić stale wzrastające potrzeby społeczeństwa.

Na technikach i inżynierach spoczywa wielka odpowiedzialność. W okresie przygotowań do V Zjazdu Partii zadokumentujemy czynami produkcyjnymi i wzmocnionym oddziaływaniem politycznym i fachowym aktywną postawę członków naszego Stowarzyszenia.

Polscy Mechanicy! Niechaj nikogo z nas nie zabraknie tam, gdzie nasz udział jest niezbędny. Jesteśmy z Partią, jesteśmy z klasą robotniczą i chcemy mieć swój udział w budowie wielkiej, potężnej, socjalistycznej Ojczyzny.

Zarząd Główny Stowarzyszenia

Inżynierów i Techników Mechaników Polskich

1. Wzmocniła się i rozszerzyła branżowa organizacja lotnicza SIMP. W dniu 4 kwietnia br. odbyło się w Domu Techniki w Warszawie zebranie organizacyjne Sekcji Lotniczej przy Oddziale Warszawskim SIMP. Zebranie przygotował komitet organizacyjny złożony z działaczy sekcji: S. Sulikowskiego, Z. Wineckiego i J. Lipińskiego przy współpracy kol. A. Kwiatkowskiego z OW SIMP.

Na zebranie przybyli koledzy z: Instytutu Lotnictwa, WSK Okęcie, WSK Warszawa II, Dowództwa Wojsk Lotniczych i Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych. Reprezentowali oni grupę 87 kolegów, którzy złożyli deklaracje wstąpienia do Sekcji Lotniczej.

Zebranie prowadził kol. Sulikowski, prelekcję wprowadzającą wygłosił przewodniczący zarządu Sekcji Lotniczej kol. T. Kostia, program działalności Sekcji Lotniczej OW SIMP przedstawił w referacie komitetu organizacyjnego członek zarządu Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa, kol. J. Lipiński.

W dyskusji nad referatem wzięło udział 17 osób.

Przewodniczącym zarządu Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP został wybrany kol. S. Sulikowski (WSK W-wa II), na zastępców wybrano: kol. A. Misiorka (DWL) i kol. J. Lipińskiego (I. Lot.); sekretarzem został kol. A. Stelmaszczyk (WSK W-wa II); ponadto w skład zarządu weszli koledzy M. Jeż, Z. Winecki (I Lot.), W. Nienalowski (WSK Okęcie), R. Ostrowski (ITWL).

2. W bieżącym roku zaplanowano następujące konferencje naukowe przy współudziale zarządu Sekcji Lotniczej SIMP lub współdziałaniu członków zarządu:

Δ II konferencja na temat „Miernictwa dynamicznych wielkości mechanicznych”. Zorganizował ją Instytut Lotnictwa w dniach 29.V—1.VI. br.

Konferencja miała na celu nawiązanie kontaktów i wymianę doświadczeń między ośrodkami projektującymi nową aparaturę pomiarową

oraz zapoznanie pracowników przemysłu z metodami pomiarowymi. W konferencji wzięli udział goście z zagranicy. Konferencja obejmowała następujące dziedziny miernictwa: tensometrię, pomiar i wzbudzenie drgań, pomiar prędkości i momentu obrotowego, pomiar ciśnień, pomiar wydatku, telemetrię oraz rejestrację i analizę pomiarów.

Konferencja była połączona z wystawą aparatury. Z ramienia zarządu Sekcji Lotniczej przy organizacji konferencji współdziałał kol. mgr inż. J. Łaziński.

Δ Konferencja naukowo-techniczna na temat „Klejania metali” odbędzie się w Świdniku w październiku br. Przewidziany jest udział przedstawicieli sfer naukowych z zagranicy. Współorganizatorem konferencji jest kol. mgr inż. S. Romanowski, przewodniczący Koła SIMP przy Oddziale Sekcji Lotniczej w Świdniku.

Δ Konferencja naukowo-techniczna na temat „Technologii wytwarzania przepływowych maszyn wirnikowych” odbędzie się w Rzeszowie w listopadzie br.

Głównymi тезami konferencji są:

- zastosowanie i użytkowanie przepływowych maszyn wirnikowych; perspektywy rozwoju
- specyfika technologii wytwarzania poszczególnych rodzajów przepływowych maszyn wirnikowych
- problemy konstrukcyjne, technologiczne i materiałowe wytwarzania
- specjalne metody badań charakterystycznych elementów maszyn.

Przy organizacji konferencji współdziała Sekcja Obrabiarek i Narzędzi Oddziału SIMP w Rzeszowie. W Komitecie organizacyjnym współpracuje przewodniczący Sekcji Lotniczej SIMP w Rzeszowie kol. mgr inż. J. Filocha.

3. Krajowa konferencja naukowa poświęcona lotnictwu rolniczemu i gospodarczemu odbędzie się w czwartym kwartale 1969 r. w Warszawie. Zostanie ona zorganizowana wspólnie przez sekcje lotnicze SIMP i SITK. Będzie to już druga kon-

ferencja na temat działalności agrolotniczej*). W pracach organizacyjnych ze strony zarządu sekcji lotniczej SIMP weźmie udział kol. mgr inż. Z. Winecki.

4. Nawiązane zostały rozmowy między zarządem Sekcji Lotniczej SIMP a przedstawicielami Dowództwa Wojsk Lotniczych w sprawie włączenia simpowców DWL do prac naszej sekcji. W stadium przygotowawczym są starania o zorganizowanie kół lotniczych SIMP w wojskach lotniczych.

5. Przed 40 laty powstał Związek Polskich Inżynierów Lotniczych (ZPIL). Kontynuatorem działalności tej organizacji jest Sekcja Lotnicza SIMP oraz SITK. Na swym ostatnim posiedzeniu zarząd Sekcji Lotniczej SIMP rozważał wstępnie możliwość uczczenia tej rocznicy.

6. W roku 1938 rozpoczęła pracę jedna z wielkich fabryk rzeszowszczyzny (a zarazem ówczesnego Centralnego Okręgu Przemysłowego) — Państwowe Zakłady Lotnicze, Wytwórnia Płatowców nr 2 w Mielcu. Stopniowy rozruch tych zakładów odbywał się w 1938 i 1939 roku, a pierwsze bombowce „Łoś” — montowane z części produkowanych w macierzystej wytwórni PZL WP1 na Paluchu (Warszawa—Okęcie) — poszły na start wiosną 1939 r.

Przypomnijmy tu nazwiska członków ZPIL, którzy uruchamiali i obsadzili zakłady WP 2; byli to inżynierowie: Marian Bartolewski (kier. Biura Fabrykacji), Kazimierz Dzwonkowski (kier. Wydziału Próby), Tadeusz Gumowski (kier. Pionu Produkcji), Stanisław Krzyczkowski (dyrektor naczelny), Rudolf Płoszek (kierownik Wydziału Obróbki Plastycznej), Michał Skarbiński (dyrektor techniczny), Wacław Zaremba (z-ca kier. Biura Fabrykacji).

Na innym miejscu — w „Korespondencji z terenu” — zamieszczamy informację o włączeniu się Koła SIMP przy WSK Mielec do jubileuszowych obchodów, których kulminacją przypadnie na październik br.

*) I krajową konferencję zorganizował APRL w marcu 1967 r.

Książki i czasopisma

biblioteki NOT

niezbędne do twórczej pracy

naukowo-technicznej

■ Bułgarskie Towarzystwo Lotnicze TABSO w wyniku zmiany organizacyjnej struktury lotnictwa cywilnego w Bułgarii otrzymało nową nazwę: BAŁKAN. Przedsiębiorstwo to zajmować się będzie regularnymi przewozami pasażerskimi i towarowymi. Jednocześnie powołana została do życia nowa firma lotnicza BULAIR, która będzie zajmować się przewozami czarterowymi. Pierwszym kontraktem, jaki zawarła firma BULAIR, była umowa o przewozie pasażerów z Maroka do Arabii Saudyjskiej.

■ Tylko ZSRR, USA, Kanada i Nowa Zelandia wyprzedzają Bułgarię w korzystaniu z lotnictwa w rolnictwie. Bez względu na pogodę piloci lotnictwa bułgarskiego w 1967 r. wykonali różne zabiegi na obszarze 1,3 mln ha upraw, na co zużyli ponad 53 tys. godzin lotów.

■ Rumunia zakupiła w firmie British Aircraft Corp. 6 samolotów odrzutowych typu BAC 1-11, przeznaczonych dla przedsiębiorstwa TAROM do obsługi pasażerskiego ruchu lotniczego na liniach europejskich. Samoloty te obsługują już linie lotnicze 45 krajów. Pierwszy liniowiec będzie dostarczony do Rumunii w maju br. Zawarta transakcja (wysokości 11 mln funtów — pertraktacje trwały blisko rok) stanowi przełom w stosunkach handlowych brytyjskiego przemysłu lotniczego z krajami socjalistycznymi. Brano również pod uwagę możliwość zakupu francuskich samolotów „Caravelle” oraz radzieckich TU-124. Przyjęto propozycję brytyjską, ponieważ zawierała dodatkową ofertę na zainstalowanie w Rumunii montażowni 2-silnikowych 10-osobowych samolotów typu „Britten-Norman” i „Islander”.

■ W kwietniu nastąpiło otwarcie linii lotniczej Teheran — Moskwa — Londyn. Loty rozpoczął samolot „Boeing”-727 Towarzystwa Iran Air, przybывая do Moskwy.

■ Długość linii Air France w roku 1968 wzrosła do 400 tysięcy kilometrów (PLL LOT liczą ok. 40 tysięcy km).

■ Premier Pompidou zapowiedział budowę nowego lotniska dla komunikacji pasażerskiej w Roissy pod Paryżem. Lotnisko ma mieć przepustowość do 30 mln pasażerów rocznie, będzie więc jednym z największych w świecie. Po zbudowaniu tego lotniska Paryż będzie miał trzy porty lotnicze (pozostałe w Orly i Le Bourget).

■ W czasie Międzynarodowych Targów Maszynowych w Hanowerze (2.IV—5.V.68) na miejscowym lotnisku odbył się „Niemiecki Pokaz Lotniczy — 1968”. W imprezie tej uczestniczyło 326 firm, w tym 204 wystawców zagranicznych.

■ W Monachium w najbliższym czasie będzie uruchomione przez firmę Wertkauf GmbH centrum handlowe, którego atrakcją będzie dwuosobowy samolot sportowy „Junior”, wyprodukowany przez firmę Boelkow GmbH. Cena samolotu będzie wynosić poniżej 40 tys. DM (najtańszy w Niemczech Zachodnich).

■ Porty lotnicze w Niemieckiej Republice Federalnej obsługiwały w ub. r. łącznie prawie 17 mln pasażerów, czyli o 10% więcej aniżeli w 1966 roku. Na pierwszym miejscu był Frankfurt n. Menem, w którym zanotowano przepływ 6,25 mln pasażerów. Na następnych miejscach znalazły się porty Düsseldorfu (2,7 mln osób), Hamburga (2,09 mln pasażerów) oraz Monachium (2,01 mln osób).

■ W czasie ostatniej konferencji IATA, która odbyła się w Nowym Jorku, uchwalono zalecenie w sprawie poważnego obniżenia taryfy lotniczej przy przelotach z Europy, a także z krajów Bliskiego i Środkowego Wschodu do Stanów Zjednoczonych. Zgodnie z tym zaleceniem żony i dzieci pasażerów udających się do Stanów Zjednoczonych będą odbywać za darmo podróż powrotną.

■ Międzynarodowa federacja pilotów (IFALPA) na swej dorocznej konferencji (która odbyła się ostatnio w Oslo) zaaprobowała zalecenie, by na wszystkich samolotach odrzutowych znajdowała się załoga 3-osobowa, a na samolotach rozwijających prędkość naddźwiękową załoga 4-osobowa.

■ Meksykańskie przedsiębiorstwo lotnicze pozostawało dotychczas pod kontrolą kapitału amerykańskiego, reprezentowanego przez Pan American. Ostatnio wykupiła je grupa finansistów meksykańskich i utworzono czysto meksykańską spółkę akcyjną pn. Mexicana de Aviación.

■ Komisja szybowcowa FAI zaakceptowała propozycję zorganizowania szybowcowych mistrzostw świata w roku 1970 w USA w Marfa (Texas), przedstawioną przez Soaring Society of America. Okolica ta znana jest z występowania silnych wznoszeń termicznych; zostały tam ustanowione liczne rekordy w przelotach prędkościowych.

■ Amerykańskie towarzystwa lotnicze podały do wiadomości, że, poczynając od 1 maja br. samoloty na szlaku Nowy Jork—Chicago będą latać co pół godziny (dotychczas startowały co godzinę). Wykorzystanie miejsc pasażerskich na tym szlaku wynosi 70%.

■ Nowojorskie lotnisko im. Johna Kennedy'ego należy do największych lotnisk międzynarodowych na kuli ziemskiej. Łączna wartość inwestycji w okresie ostatnich 20 lat sięga prawie 400 mln dol. Port lotniczy im. J. Kennedy'ego obsługuje rocznie ponad 16 mln pasażerów.

Przywóz i wywóz towarów wynosi ponad 400 tys. ton rocznie.

W obecnej chwili inwestycje koncentrują się przede wszystkim na budowie nowych dworców lotniczych. Brytyjskie towarzystwo lotnicze BOAC buduje tu własny dworzec lotniczy. Będzie to pierwszy w Stanach Zjednoczonych pasażerski dworzec zbudowany przez zagraniczne przedsiębiorstwo transportu lotniczego. Ponieważ już w 1969 r. największe towarzystwa transportu lotniczego będą dysponować samolotami zabierającymi na pokład do 490 pasażerów („jumbo jets” — „Boeing”-747), przeto port im. Johna Kennedy'ego otrzyma wkrótce nowe pasy startowe o długości ponad 3 kilometry.

■ W konkurencji z amerykańską firmą General Electric firma brytyjska Rolls Royce zdobyła zamówienie na silniki odrzutowe dla amerykańskiego aerobusu trójsilnikowego, budowanego przez firmę Lockheed. Firma Lockheed ma już 144 zamówienia na te 300-osobowe samoloty. Odpowiada to wartości 150 mln funtów w pierwszej fazie, przy czym potencjalny rynek na brytyjskie silniki do roku 1980 ocenia się na 1 mld funtów.

■ W połowie bieżącego roku trzy sztuczne satelity typu „Intelsat-III” umożliwią łączność Europy z Ameryką. Satelity będą położone nad Atlantykiem, Pacyfikiem i Oceanem Indyjskim.

■ Francuzi oprócz stacji obserwacyjnych na terenie własnego kraju mają w dyspozycji stacje w Brazylii, Górnej Wolcie, Kongu, Zw. Pd. Afryki, Libanie, Grecji, na Wyspach Kanaryjskich i Azorach.

■ Według ostatnich danych NASA dysponuje 55 kandydatami na astronautów. Niedawno zaangażowano 16 osób spośród grona naukowców.

■ W Stanach Zjednoczonych opatentowano nowy typ nawierzchni lotniskowej. Tworzą ją maty ze szklanych włókien, które rozkłada się na zrównanym terenie. Maty pokrywa się cienką warstwą sztucznej żywicy. Po stwardnieniu nawierzchni na tak przygotowanym ładowisku mogą lądować samoloty o ciężarze 15 ton. Jak ustalono, dla samolotów o tym ciężarze wystarczająca jest warstwa mat o grubości zaledwie 6,3 mm.

■ Statystyka odpowiedziała już na pytanie, co zwycięży w bitwie o pasażera przebywającego Atlantyk: okręt czy samolot? W 1955 roku 964 tys. osób przebyło Atlantyk statkami, zaś 652 tys. osób samolotami; w 1960 r. liczby powyższe przedstawiają się jak 865 tys. do 1760 tys. (udział lotnictwa wynosił 67%). W roku 1966 na ogólną liczbę 4804 tys. osób Atlantyk przebyło drogą lotniczą 4198 tys. osób, tj. 87%. Wreszcie 1967 rok wykazał się wzrostem o 17,1% w lotniczym przewozie pasażerów (5,5 miliona osób) i o 15,3% w tonażu ładunków.

● Z danych Rocznika Statystycznego Transportu 1945—1966 wynika, że transport lotniczy w 1965 r. przyniósł 250 mln zysku (w 1961 r. — 50 mln złotych strat). Pod względem efektów zajmuje w gospodarce kraju trzecie miejsce po PKP i PKS.

● W międzynarodowym porcie lotniczym na Okęciu mają być wkrótce oddane do użytku: budynek dworca towarowego i budynek administracyjno-techniczny. Nowe terminy przewidują ukończenie w bieżącym roku głównego pawilonu i hali pasażerskiej.

● Dr M. Mikulski w interesującym cyklu artykułów, poświęconych komunikacji lotniczej w Polsce w okresie międzywojennym, w artykule opublikowanym w nrze 13 „Skrzydlatej Polski” zapoznaje czytelników z ówczesną polityką subwencjonowania przedsiębiorstw lotniczych.

● I znów list, który nadszedł do „Skrzydlatej Polski”, przedstawia fatalny stan bezcennych eksponatów złożonych (!) w Muzeum Lotnictwa w Krakowie. Czyż nie znajdują się jakieś fundusze społeczne dla ratowania i uzupełnienia tego, co obowiązuje — jesteśmy uratować od zagłady i zapomnienia, a następnie przekazać przyszłym pokoleniom? Oczywiście trudno będzie zebrać wzory zagraniczne, lecz powinniśmy usilnie starać się zgromadzić i zabezpieczyć przykłady — tak wybitnej — polskiej myśli technicznej w lotnictwie przedwojennym i powojennym.

● Prezes APRL powołał komisję współzawodnictwa przy Zarządzie Głównym Aeroklubu PRL, której zadaniem będzie ustalenie wyników współzawodnictwa pomiędzy aeroklubami za lata 1967 i 1968. Przewodniczącym komisji został mgr inż. Wiktor Leja.

● Zarząd OSTIV zatwierdził jury konkursu szybowców klasy standard (który odbędzie się na lotnisku w Lesznie podczas Szybowcowych Mistrzostw Świata) w następującym składzie: przewodniczący — mgr inż. Borys Pużej, (Polska), członkowie: dypl. inż. Ilbert de Boer (Holandia), dypl. inż. Reinaldo Picchio (Argentyna), dypl. inż. Lorne Welch (Anglia), dypl. inż. Hans Zacher (NRF).

pojęcia i metody matematyczne z zakresu teorii zbiorów i statystyki, osiągając dzięki temu przejrzystość i zwartość wykładu.

Janik F.: LOT W KOSMOSIE
Warszawa 1967, f. A5, s. 144, rys. 57, tabl. 7, nakład 3000, poziom P III, z 9. Z serii „Biblioteczka Astronautyczna”
W książce w sposób przystępny omówiono prawa ruchu w przestrzeni kosmicznej i wyjaśniono, dlaczego w Kosmosie ruch może trwać wiecznie. Podano przykłady wyniesienia sztucznego satelity na orbitę za pomocą rakiety trzystopniowej. Omówiono również orbity międzyplanetarne, spotkanie w Kosmosie i zasadę przejścia z jednej orbity na drugą.

Brodzki Z.: POWRÓT Z KOSMOSU
Warszawa 1967, f. A5, s. 144, rys. 86, nakład 3000, poziom P III.
Z serii „Biblioteczka Astronautyczna”
W książce opisano zasadnicze zagadnienia dotyczące lądowania statku kosmicznego na Ziemi lub innej planecie. Omówiono problemy związane z przelotem statku przez atmosferę Ziemi lub innej planety, sprawę ochrony przed nadmiernym nagrzaniem, zagadnienie odzyskiwania rakiet nośnych i możliwości ponownego ich użycia. Przeznaczona jest dla szerokiego grona interesujących się astronautyką.

Kozłowski B., Potapow W.: NAD NAMI SPUTNIK
Tłum. z ros. P. Plechanow
Warszawa 1967, f. A5, s. 48, rys. 52, nakład 3000, poziom P III, z 6.
Z serii „Biblioteczka Astronautyczna”

W książce omówiono budowę i montaż oraz wysłanie w przestrzeń kosmiczną sztucznego satelity, przeznaczonego do łączności radiowej i telewizyjnej. Opisano działanie podstawowych mechanizmów i urządzeń stacji przekątnikowej „Molnia 1”. Książkę przygotowały WNT wspólnie z radziecką Agencją Prasową „Nowosti”, która dostarczyła zdjęć dokumentalnych z przebiegu montażu i startu stacji przekątnikowej.

Jakowłuk A.: WIBROPEŁZANIE W METALACH
Warszawa 1967, f. B5, s. 148, rys. 82, tabl. 15, nakład 1500, poziom IV—V, z 20. Z serii „Nowa Technika”, Zeszyt 73.

Książka zawiera analizę ogólną przejawów reologicznych w procesach odkształcenia metali i ich interpretację oraz omówienie różnych przejawów wpływu wibracji na proces pełzania. Podano wyniki badań własnych autora ze szczególnym uwzględnieniem wpływu różnych wibracji na pełzanie stopów aluminium. Przeznaczona jest dla inżynierów-mechaników i konstruktorów budowlanych, pracowników instytutów badawczych, biur konstrukcyjnych i projektowych.

Lapiński M.: PODSTAWY MIERNICTWA ELEKTRYCZNEGO, podr. akad.
Warszawa 1967, f. B5, s. 504, rys. 330, tabl. 18, nakład 5000, poziom IV, oprawa pł., z 47.

W książce omówiono podstawowe zagadnienia dotyczące pomiarów, jednostek miar i ich układy, wzorce, metody pomiarowe oraz wszelkiego rodzaju przyrządy umożliwiające ich zastosowanie, jak również metody metrologii. Opiszano mierniki magnetoelektryczne, elektromagnetyczne, elektrodynamiczne, ferrodynamiczne, indukcyjne, galwanometry statyczne, balistyczne i pełzne przyrządy napięcia stałego i zmiennego, mostki oraz przyrządy prostownikowe, lampowe i oscylografię elektroniczną. Jest podręcznikiem dla wydziałów elektroniki wyższych szkół technicznych i mogą z niej korzystać inżynierowie interesujący się pomiarami w różnych dziedzinach nauki i techniki.

Szyfrin-Krzyżalski J. A., Mitin W. S.: STABILNOŚĆ CIEPLNA TRANZYSTORÓW

Tłum. z ros. A. Bartosiak
Warszawa 1967, f. A5, s. 180, rys. 81, tabl. 7, nakład 1500, poziom IV—III.

W książce omówiono teorię i metody obliczania stabilności cieplnej tranzystorów pracujących w różnych układach zasilania. Przeznaczona jest dla konstruktorów tranzystorowych urządzeń elektronicznych oraz studentów wyższych szkół technicznych.

NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

Tou J. T.: NOWOCZESNA TEORIA STEROWANIA

Tłum. z ang. R. Mazur

Warszawa 1967, f. B5, s. 440, rys. 152, tabl. 2, nakład 2000, poziom IV—V, opr. pł., z 70.

Książka zawiera przegląd metod sterowania automatycznego podstawy nowoczesnej teorii sterowania, analizę i projektowanie układów sterowania metodami przestrzeni stanów, zastosowanie rachunku wariacyjnego w zagadnieniach sterowania optymalnego, zasadę maksimum, teorię programowania dynamicznego oraz teorię układów sterowania z maszynami cyfrowymi. Podano również dużą liczbę przykładów i zadań.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i pracowników naukowych automatyki oraz dla studentów wyższych szkół technicznych.

Praca zbiorowa
podr. akadem.

PODSTAWY KONSTRUKCJI MASZYN, cz. 1.

(Dietrich J., Kocańda S., Korewa W.), wyd. 2, Warszawa 1967, f. B5, s. 408, rys. 254, tabl. 80, nakład 10 000, poziom III—IV, oprawa pł., z 43.

Książka obejmuje teorię konstruowania, wiadomości o materiałach konstrukcyjnych i wytrzymałości materiałów, zasady konstruowania z punktu widzenia technologiczności wytworu oraz tolerancje i pasowania w budowie maszyn. Przeznaczona jest dla studentów wydziałów mechanicznych wyższych uczelni technicznych. Może również służyć jako pomoc dla konstruktorów maszyn.

Praca zbiorowa

ENCYKLOPEDIA TECHNIKI, Teleelektryka

Warszawa 1967, format B5, s. 860, rys. 1613, tabl. 60, nakład 30 000, poziom III—IV, oprawa pł., z 180.

Praca obejmuje całokształt wiedzy technicznej związanej z teleelektryką. Podano hasła z następujących działów:

pojęcia podstawowe i ogólne telekomunikacji, materiały i podzespoły, przyrządy elektronowe, jak tranzystory oraz inne elementy półprzewodnikowe, radiotechnika. Tom zawiera 7500 haseł, zwiększone objaśnionych i podanych w porządku alfabetycznym. Dzieło to zarówno w swej formie, jak i treści różni się w sposób istotny od tzw. tradycyjnych encyklopedii. Jest pewnego rodzaju informatorem technicznym, niezbędnym w pracy naukowej i przemysłowej, przeznaczone dla techników i inżynierów wszystkich specjalności technicznych.

Praca zbiorowa

SŁOWNIK WYDAWCY
PUBLISHER'S GLOSSARY
SŁOWAR PO IZDATIELSKOMU DIEŁU

Warszawa 1967, f. A5, s. 24, nakład 2000, zeszyt 1/3.

Słowniki zawierają po 218 definicji pojęć, niezbędnych w codziennej pracy wydawcy i w międzynarodowych kontaktach wydawców, a w szczególności pojęć ogólnych, organizacyjnych i ekonomicznych, pojęć z zakresu typów publikacji, techniki edytorskiej, elementów książki, techniki składania i druku, klasyfikacji papieru, korekty i oprawy książek.

Słowniki stanowią zeszyty: polski, angielski, rosyjski — pierwszego cyklu „Paralel”. Wspólny układ systematyczny cyklu i indeks pozwala na korzystanie z niego niezależnie od potrzeby z zeszytów cyklu wydanych w innych językach.

Pawłow B. W.: BADANIA DIAGNOSTYCZNE W TECHNICIE

Tłum. z ros. W. Gasparski

Warszawa 1967, f. A5, s. 176, rys. 45, nakład 2000, poziom IV, z 15.

W książce omówiono metody badań diagnostycznych oparte na analizie sygnału diagnostycznego (hałasu) emitowanego przez badaną maszynę. Mają one na celu określenie stanu maszyny bez konieczności jej demontażu. Znajdują zastosowanie przy kontroli jakości wyrobów, stanu maszyn w eksploatacji oraz w badaniach naukowych. Wykorzystano

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”

Obróbka i łączenie tytanu i jego stopów

Część III

Obróbka skrawaniem tytanu i jego stopów

oprac. mgr inż. T. Radomski
i mgr inż. A. Ciszewski
Politechnika Warszawska

Toczenie i struganie

W bieżącym zestawie tablic podano dane dotyczące obróbki toczeniem i struganiem tytanu i jego stopów. Tablica 3.1 zawiera wartości kątów ostrza noży tokarskich i strugarskich wg różnych źródeł radzieckich, tablice 3.2, 3.3 i 3.4 — warunki skrawania przy toczeniu zgrubnym i wykańczającym różnych gatunków tytanu technicznego, tablice 3.5, 3.6, 3.7 i 3.8 — warunki skrawania przy toczeniu radzieckich i amerykańskich stopów

tytanu. Ostatnia tablica 3.9 niniejszego zestawu podaje warunki skrawania przy struganiu tytanu technicznego nożami z płytkami z węglików spiekanych.

Literatura

1. Danijeljan A. M. i inni: „Obrabotka rieżanijem żaroprocnych staliel, spławow i tugoplawkich mietalłow”, Moskwa 1965.

2. Galickij B. A. i inni: „Titan i jego spławy w chemiczeskom maszynostrojenii”, Moskwa 1963.
3. Itielson G. M.: „Titanowoje oborudowanije”, Moskwa 1964.
4. Szifrin A. S., Rieznickij L. M.: „Obrabotka rieżanijem korrozjonnostojkich, żaroprocnych titanowych staliel i spławow”, Moskwa 1964.
5. Turning Titanium, Tool and Manufacturing Engineer, nr 5, vol. 55, 1965.

Tablica 3.1

Wartości kątów ostrza noży tokarskich i strugarskich dla obróbki tytanu i jego stopów

Rodzaj narzędzia	Materiał obrabiany	Kąt przyłożenia α°	Pomocniczy kąt przyłożenia α_1°	Kąt natarcia γ°	Kąt przystawienia χ°	Pomocniczy kąt przystawienia χ_1°	Kąt pochylenia gł. krawędzi tnącej λ°	Promień zaokrąglenia ostrza r mm	Źródło
Nóż tokarski z płytką z węglików spiekanych do obróbki zgrubnej	Tytan i jego stopy	12	12	3	45	12	0	0,8	[2]
„	Tytan techniczny	12		0	45	25	0	1,0	[3]
Nóż tokarski z płytką z węglików spiekanych do obróbki dokładnej i średnio dokładnej	Stopy tytanu $R_m 60 \div 140$ kG/mm ²	10 ÷ 12		0 ÷ —5	30 ÷ 45	10 ÷ 15	0 ÷ 10	0,5 ÷ 1	[1,4]
„	Tytan techniczny	12		0	45	12	0	1,5	[3]
Nóż tokarski ze stali szybko tnącej dla toczenia dokładnego i średnio dokładnego	Tytan i jego stopy	8		20	45	15		1,0	[4]
Nóż przecinak z płytką z węglików spiekanych	Tytan techniczny	12		3 ÷ 5		3			[3]
Nóż strugarski z płytką z węglików spiekanych	Tytan techniczny	8	6	—5	30	15	10	0,5 ÷ 1	[3]

Tablica 3.3.

Warunki skrawania przy toczeniu dokładnym tytanu technicznego nożami z płytkami z węglików spiekanych [3]

Posuw [mm/obr]	Głębokość skrawania [mm]			
	1	2	3	4
	Prędkość skrawania [m/min]			
0,05	60	58	56	54
0,08	58	56	54	52
0,10	56	54	52	50
0,12	54	52	50	48
0,15	52	50	48	46
0,20	50	48	46	44
0,25	48	46	44	42
0,30	46	44	42	40
0,35	44	42	40	38
0,40	42	40	38	36

Tablica 3.2

Warunki skrawania przy toczeniu zgrubnym (skórowaniu) tytanu technicznego nożami z płytkami z węglików spiekanych [3]

Rodzaj obróbki	Głębokość skrawania [mm]	Posuw [mm/obr]	Prędkość skrawania [m/min]	Rodzaj obróbki	Głębokość skrawania [mm]	Posuw [mm/obr]	Prędkość skrawania [m/min]
Toczenie wzdłużne	3	0,9	40	Toczenie poprzeczne	3	0,7	35
	5	0,8	35		5	0,6	30
	8	0,7	30		8	0,5	26
	10	0,5	25		15	0,3	20
	15	0,4	22		20	0,2	18

KORDZIŃSKI W.

Present and future trends in development of aero turbine engines

The paper discusses the advancements achieved lately in the field of aero turbine engines. These advancements include new engine types, improvements of engine gasdynamics and construction, modernization of control systems, application of new materials and increased engine reliability and time between overhauls. The future development trends of aero turbine engines and possibilities of their new applications are presented in brief.

621.454

GAJEWSKI T.

The analytical method of determining the operation lines on fan and compressor maps of ducted two-spool turbine engine

This paper presents the analytical method of determining the operation lines on fan and compressor maps of ducted fan two-spool turbine engine without burning in the fan duct. The considerations regard to two cases: a) critical flow in exhaust nozzles of primary and secondary jets and b) non-critical flow in exhaust nozzles of primary and secondary jets. In both cases the assumption of critical flow in high-pressure turbine nozzle is made.

621.454.004.64

BEKIESIŃSKI R.
RŻEWSKI H.**On damages of turbine engines caused by foreign bodies**

The paper considers the problem of damaging turbine engines by foreign bodies. The mechanism of ingestion of foreign bodies and types and magnitude of destructions caused by them are presented. In conclusion are mentioned the constructional means and the new exploitation techniques reducing damages by foreign bodies and the possibilities of modernization of aerodrome maintenance and equipment toward eliminating foreign bodies from aerodrome surfaces.

629.13.002:629.13.001.6

GRZEGORZEWSKI J.

Aeronautical research in the Poland

In the introduction of this paper, the story of aeronautical research in the Poland is discussed briefly. Further, the fields are presented in which the research is conducted: propulsion, aerodynamics, flight test, structure strength, aircraft equipment, materials and fuels. This research is carried out at the Aviation Institute in Warsaw chiefly. Aviation Institute is equipped with modern laboratories, wind tunnels (including two supersonic wind tunnels) and turbojet test beds. The Institute is engaged in editorial and standardization activity also.

JUNGOWSKI E.

The cosmogonic theory of prof. G. A. Mokrzycki

At the begin of this paper the scientific activity of prof. A. G. Mokrzycki is mentioned, including period before second world war also. The aerodynamic cosmogony theory published by prof. Mokrzycki in 1942 is presented. According to this theory the cosmos was created by whirls. In 1964 prof. Mokrzycki included to his theory the term of cosmic meteorology. Prof. Mokrzycki intends to carry out cosmogonic study by the use of electronic computers.

INFORMACJE DLA AUTORÓW

■ Pozycje literatury ponumerowane cyframi należy ułożyć w porządku alfabetycznym według nazwisk lub w porządku powoływania się na nie w tekście. Zapis książki powinien być następujący: nazwisko autora, inicjały imion, tytuł dzieła, numer tomu, kolejność wydania, wydawca, miejsce i rok wydania. Zapis artykułu z czasopisma: nazwisko autora, inicjały imion, tytuł artykułu, tytuł czasopisma, numer, rok, strona. Pozycje rosyjskie należy pisać w transkrypcji. Powołując się na pozycje literatury w tekście należy podać numer w nawiasie kwadratowym.

Przed opracowaniem artykułu wskazane jest wstępne porozumienie z Redakcją i uzgodnienie zakresu opracowania. Artykuł powinien omawiać raczej jeden temat w sposób dostatecznie wyczerpujący. W razie, gdy zagadnienie jest obszerne, należy je podzielić na odrębne artykuły, które można oddzielnie publikować. Nie należy powtarzać wiadomości ogólnie znanych, które można znaleźć w wydawnictwach książkowych. Artykuły nie powinny zawierać szczegółowych wywodów matematycznych, a należy ograniczać się do podania założeń i wyników końcowych.

■ Fotografie powinny być odbite w miarę możliwości na gładkim, błyszczącym papierze fotograficznym. Nie należy nanosić napisów na fotografię, lecz na kalce przykładanej do fotografii, co ułatwi opisanie w Redakcji zgodnie z wymaganiami drukarni. Minimalne wymiary fotografii 9×12 cm.

■ Wzory należy numerować z prawej strony w nawiasach okrągłych.

■ Na stronie przedtytułowej należy podać imię i nazwisko autora, tytuł zawodowy lub naukowy, nazwę zakładu pracy (jeśli ma być podana w druku), pełny tytuł artykułu, adres, numer telefonu.

O b j ę t o ś ć artykułu nie może przekraczać 10 stron maszynopisu.

M a s z y n o p i s należy dostarczyć w 2 egzemplarzach — oryginał plus kopia — na papierze o formacie A4. Artykuł powinien być pisany jednostronnie z interlinią (30 wierszy po 60 znaków).

■ W treści artykułu nie należy zostawiać pustych miejsc na ilustracje i tablice. Miejsca, w których powinny one być umieszczone, należy zaznaczyć na marginesie, pisząc rys. 1, rys. 2 itd. lub tablica 1.

■ Maszynopis powinien obejmować krótkie streszczenie, zasadniczą treść artykułu, wykaz piśmiennictwa (literaturę), tablice i podpisy pod rysunkami.

■ Streszczenie, podpisy pod rysunkami, tablice oraz literaturę należy przepisać w 2 egzemplarzach na oddzielnych kartkach i załączyć na końcu artykułu, stosując kolejną numerację kartek, łączną z zasadniczą treścią artykułu.

■ Podpisy pod rysunkami powinny zawierać właściwy tytuł i legendę, zawierającą objaśnienia części rysunków oznaczonych bądź kolejnymi liczbami, bądź też literami.

■ I l u s t r a c j e. Fotografie, rysunki i wykresy nazywa się w treści rysunkami i numeruje się je kolejno. Ilustracje należy załączyć w jednym egzemplarzu, na osobnych kartkach, zaznaczając na odwrocie fotografii lub u dołu rysunku kolejny numer. Na rysunkach należy unikać długich opisów, oznaczając jego części, np. krzywe na wykresach liczbami arabskimi lub też literami, objaśnionymi w legendzie pod rysunkiem. Opisy ilustracji powinny być zgodne z treścią artykułu i podpisami.

■ Jeżeli do artykułu mają wejść fotografie lub rysunki z innych wydawnictw książek, katalogów, czasopism itp., to należy wydawnictwa te złożyć w Redakcji wraz z artykułem.

Tablica 3.4 Warunki skrawania przy toczeniu amerykańskiego tytanu technicznego [5]

Oznaczenie materiału	Stan	Twardość HB	Głębokość skrawania [mm]	Prędkość skrawania [m/min]	Posuw [mm/obr]	Materiał narzędzia	Geometria ostrza narzędzia	Ciecz chłodz. smarująca
narzędzia ze stali szybkotnących								
99,5	Wyżarzony $R_e = 14-21$ kG/mm ²	110—170	6,4 2,5 0,65	53,4 61,0 76,3	0,38 0,25 0,13	T15, M-3	$\gamma_{xz} = 5^\circ$	Emulsje olejowe lub wodne roztwory soli
99,2 99,0	Wyżarzony $R_e = 32-42$ kG/mm ²	140—200	6,4 2,5 0,65	42,7 48,8 55,0	0,38 0,25 0,13	T15, M-3	$\gamma_{yz} = 0^\circ$ $\kappa = 75^\circ$ $\alpha_1 = 15^\circ$	
99,0 98,9	Wyżarzony $R_e = 42-60$ kG/mm ²	200—275	6,4 2,5 0,65	27,5 30,5 33,5	0,38 0,25 0,13	T15, M-3	$\alpha = 5^\circ$	
narzędzia z węglików spiekanych								
99,5	Wyżarzony $R_e = 14-21$ kG/mm ²	110—170	6,4 2,5 0,65	122,0 137,3 152,5	0,38 0,25 0,13	C-2 C-2 C-3 ¹⁾	$\gamma_{xz} = -5^\circ$ $\gamma_{yz} = -5^\circ$	Wodne roztwory olejów lub wodne roztwory soli
99,2 99,0	Wyżarzony $R_e = 32-42$ kG/mm ²	140—200	6,4 2,5 0,65	100,0 114,4 130,0	0,38 0,25 0,13	C-2 C-2 C-3 ¹⁾	$\kappa = 75^\circ$ $\alpha_1 = 15^\circ$ $\alpha = 5^\circ$	
99,0 98,9	Wyżarzony $R_e = 42-60$ kG/mm ²	200—275	6,4 2,5 0,65	68,6 76,3 84,0	0,38 0,25 0,13	C-2 C-2 C-3 ¹⁾	$r = 0,8 \text{ mm}$	
1) dla narzędzi z węglików spiekanych gatunku C-3: $\gamma_{--} = 5^\circ$, $\gamma_{--} = 0^\circ$								
T15 — stal szybkotnąca o składzie: 1,5% C, 4% Cr, 12% W, 5% V, 5% Co, reszta Fe, M-3 — stal szybkotnąca o składzie: 1,0% C, 4% Cr, 5% Mo, 6% W, 2,7% V, reszta Fe, C-2 i C-3 — węgliki spiekane wolframowo-kobaltowe, γ_{xz} = kąt natarcia w płaszczyźnie XZ, γ_{yz} = kąt natarcia w płaszczyźnie YZ								

Tablica 3.5. Warunki skrawania przy toczeniu zgrubnym [skórowaniu] radzieckich stopów tytanu [4]

Materiał obrabiany	Rodzaj toczenia	Prędkość skrawania [m/min]	Posuw [mm/obr]	Głębokość skrawania [mm]
BT4 $R_m = 45-85$ kG/mm ²	wzdłużne	20—25	0,5—0,8	5—10
BT6 $R_m > 85$ kG/mm ²	wzdłużne	10—20	0,5—0,8	5—10
BT5	poprzeczne	20—30	0,2—0,4	10—20
Materiał ostrza — węgliki spiekane BK8. Okres trwałości ostrza — 60 min. Maksymalna wysokość starcia na powierzchni przyłożenia — 1 mm. Obróbka z chłodzeniem.				

Tablica 3.6. Warunki skrawania przy toczeniu radzieckich stopów tytanu nożami z płytkami z węglików spiekanych [1,4]

Material obrabyany	Gatunek węglików spiekanych	Głębokość skrawania [mm] max	Posuw [mm/obr]	Prędkość skrawania [m/min]
BT3-1 $R_m = 95-120 \text{ kG/mm}^2$	BK6M lub BK4	5	0,2—0,3	40,0—50,0
	BK8	1	0,2—0,3	41,5—57,0
		3		38,0—52,0
		5		37,2—50,5
		8		36,0—49,0
		1	0,5—0,8	20,0—29,0
		3		18,6—26,0
		5		18,0—25,5
		8		17,4—24,0
BT3	BK8	10	0,4—0,5	20,0—30,0
BT5 $R_m = 95-120 \text{ kG/mm}^2$	BK6M lub BK4	5	0,2—0,3	45,0—60,0
	BK8	1	0,2—0,3	50,2—69,0
		3		46,0—62,9
		5		45,0—61,1
		8		43,6—59,3
		1	0,5—0,8	24,2—35,1
		3		22,5—31,5
		5		21,8—30,9
		8		21,0—29,6
BT6	BK6M lub BK4	5	0,2—0,3	45,0—70,0
	BK8	1	0,2—0,3	45,7—63,0
		3		41,8—57,2
		5		40,9—55,6
		6		39,6—53,9
		1	0,5—0,8	22,0—31,9
		3		20,5—28,6
		5		19,8—28,1
		6		19,1—27,0
BT14 $R_m = 90-120 \text{ kG/mm}^2$	BK6M lub BK4	5	0,2—0,3	30,0—40,0
	BK8	10	0,4—0,5	20,0—25,0
BT14 po przechłodzeniu i sta- rzeniu, $R_m = 115-140 \text{ kG/mm}^2$	BK6M lub BK4	5	0,2—0,3	25,0—32,0
	BK8	10	0,4—0,5	18,0—22,0

BK4 — węgiel spiekany o składzie 96% WC+4% Co, BK6M — węgiel spiekany o składzie 94% WC+6% Co,
BK8 — węgiel spiekany o składzie 92% WC+8% Co

Tablice 7, 8 i 9 będą zamieszczone w następnym zeszycie.