



**technika  
lotnicza  
i astronautyczna**

**10**  
1969



## NOTATKI ZE ŚWIATA

▼ 800 samolotów rocznie eksportuje przemysł Czechosłowacji. Są to głównie samoloty: szkolno-treningowe (w tym specjalne dla akrobacji), rolnicze, transportowe i pasażerskie. Samoloty te wysyłane są do 50 krajów.

Czechosłowacka produkcja samolotów dla lotnictwa cywilnego skoncentrowana jest w przedsiębiorstwie „Aero”, grupującym 15 fabryk, z którymi kooperuje dalszych 20 wytwórni. „Aero” zatrudnia około 29 tysięcy pracowników, z których 10% zajmuje się działalnością naukowo-badawczą i pracami konstruktor-skimi.

▼ 250 milionów funtów szterlingów wyniósł eksport brytyjskiego przemysłu lotniczego w 1968 r. Sprzedano za granicę ogółem 900 samolotów i śmigłowców, wśród nich wyeksportowano 300 sztuk Beagle „Pup”, 200 BAC/Breguet „Jaguar”, 160 Britten-Norman „Islander”, 33 BAC „One-Eleven” i 26 Hawker Siddely „Trident”. Największe zakupy w Wielkiej Brytanii dokonały Stany Zjednoczone, Brazylia, NRF i Francja.

▼ W ubiegłym roku francuskie Zakłady Sud Aviation sprzedały 2650 śmigłowców różnych typów. Między innymi: 1140 sztuk „Alouette” II, 713 — „Alouette” III i 50 sztuk „Super Frelon”.

▼ Amerykańskie zakłady McDonnell-Douglas wyprodukowały dotychczas przeszło 3000 samolotów „Phantom”.

▼ Pod patronatem FAI i Aeroklubu Francji odbył się w sierpniu br. gigantyczny samolotowy rajd dookoła świata. Start nastąpił w Paryżu, meta — również w Paryżu. Ogólna długość trasy wyniosła 45 tysięcy kilometrów.

W rajdzie mogły wziąć udział załogi na samolotach wszystkich państw, przy czym minimalna prędkość podróży każdego samolotu nie mogła być mniejsza niż 250 km/h. Załoga samolotu składała się z jednego lub dwóch pilotów, reportera i fotoreportera. Zwycięska załoga otrzymała nagrodę w wysokości 60 tys. dolarów.

▼ Fantastyczny rekord wysokości zdobył pilot Ziegler na samolocie „Turbo-Porter”, nie wyposażonym wabinę ciśnieniową. Samolot przebywał godzinę na wysokości 12 000 m (przy temperaturze zewnętrznej — 70°C), po czym wzniósł się wyżej — do wysokości 13 560 m. Samolot był wyposażony w silnik turbośmigłowy „Astazou” XIV.

▼ W ZSRR wykonuje się obecnie za pomocą samolotów około 40% prac związanych ze zwalczaniem szkodników i chorób roślin uprawnych i 65% prac w zakresie tępienia chwastów. W ub. roku samoloty rolnicze obsłużyły 74,8 mln ha. Osiągnięcia te porównajmy z działalnością APRL w 1968 r. W Polsce PUG wykonał zabiegi agrolotnicze na areale 260 tys. ha, za granicą zaś (w ZRA, Tunezji, Libii i w Austrii) na obszarze 156 tys. ha.

Według obliczeń radzieckich ekspertów koszt tępienia chwastów na obszarze 1 hektara wynosi przy wykonywaniu tej operacji za pomocą samolotu 3,7 rubla, natomiast przy użyciu sprzętu naziemnego — 5 rubli.

▼ W bieżącym roku IATA obchodzi swoje 50-lecie. Stowarzyszenie to powstało w Hadze i swą działalnością poważnie przyczyniło się do rozwoju cywilnej komunikacji lotniczej. W chwili obecnej do IATA należą 104 towarzystwa lotnicze, które w bieżącym, jubileuszowym roku przewożą łącznie 240 milionów pasażerów, co w porównaniu z rokiem 1968 stanowi wzrost o 15%.

Przypominamy, że długoletnim dyrektorem technicznym Stowarzyszenia był inż. Stanisław Krzyczkowski — ceniony przed wojną dyrektor PLL LOT.

▼ W marcu br. odbyło się w Montrealu posiedzenie specjalnego podkomitetu IATA, zajmującego się sprawami hałasów w lotnictwie cywilnym. W czasie dwudniowych obrad, w których udział wzięło kilkudziesięciu specjalistów, delegatów towarzystw członkowskich, wiele czasu poświęcono zagadnieniu wymogów, ja-

kim powinien odpowiadać współczesny samolot komunikacyjny, by nie sprawiał nadmiernego hałasu.

▼ Rada ICAO na specjalnej sesji w Montrealu potępiła piracki nalot izraelskich śmigłowców na lotnisko cywilne w Bejrucie.

▼ SGAC (Secretariat General de l'Aviation Civile — Francja) zamierza w bieżącym roku przeznaczyć sumę 14 mln franków na walkę z hałasem lotniczym.

▼ Co roku liczba pasażerów towarzystw lotniczych powiększa się o 15 proc. Stale wzrasta światowy park lotniczy samolotów pasażerskich. W 1960 r. było ich w służbie czynnej 4600. W 1972 r. będzie około 8 tys. ze zdwojoną możliwością prze-woźną.

▼ CSA otwierają nową linię do Luksemburga, a Bratysława otrzyma połączenie z Paryżem i Frankfurtami n. Menem (samoloty latające na tej trasie będą zatrzymywane się w Pradze). W sezonie urlopowym rozszerzone zostały połączenia lotnicze Pragi, Bratysławy i Brna z Jugosławią, wprowadzono także bezpośrednie połączenie Pragi z Kijowem i Leningradem.

W tym roku nie będą kontynuowane loty do Hawany. Przywrócenie tych lotów, jak również otwarcie połączenia z Nowym Jorkiem (co do którego podpisano już odpowiednie porozumienie z rządem USA) będzie uzależnione od dostawy z ZSRR trzech samolotów typu Il-62. Powinno to nastąpić w końcu bieżącego roku.

▼ W tym roku — w dniu 12 kwietnia — obchodzony był po raz pierwszy Międzynarodowy Dzień Lotnictwa i Kosmonautyki. Uchwała w tej sprawie zapadła na 61 konferencji generalnej FAI na wniosek Związku Radzieckiego, dla upamiętnienia lotu Jurija Gagarina w 1961 r.

Międzynarodowa Federacja Lotnicza podjęła również uchwałę o ustanowieniu honorowego odznaczenia FAI — „Medalu im. Jurija Gagarina”. Medal ten będzie przyznawany co roku pilotom-kosmonautom, którzy osiągną najlepsze wyniki w dziedzinie opanowania przestrzeni kosmicznej.

▼ W marcu odbyła się w Berlinie narada naukowców i specjalistów z krajów socjalistycznych (Bułgarii, Czechosłowacji, Mongolii, NRD, Polski, Rumunii, Węgier i ZSRR) w sprawie wspólnych badań przestrzeni kosmicznej. Na naradzie omówiono eksperymenty zaplanowane na lata 1969—1970.

▼ W Waszyngtonie odbyła się międzynarodowa konferencja w sprawie telekomunikacji satelitarnej. Celem jej było dokonanie oceny działającego od pięciu lat systemu „Intelsat” oraz opracowanie długofalowego programu rozwoju międzynarodowej telekomunikacji, opartej na sieci sztucznych satelitów.

W konferencji uczestniczyli przedstawiciele 65 krajów, które są członkami „Intelsat” oraz obserwatorzy z kilkunastu krajów, m.in. z Polski i ZSRR.

▲ Lotnicza poczta szwajcarska obchodzi 50-lecie. Z tej okazji urządzona została specjalna wystawa w Lucernie. W 1968 r. poczta dostarczyła 653 tys. przesyłek lotniczych.

▲ Przedstawiciele rządów Japonii i USA podpisali porozumienie o produkcji w Japonii nadźwiękowych samolotów F-4E „Phantom” przy technicznej pomocy USA. Porozumienie przewiduje współpracę do końca 1977 r.

▲ Maria Atanasowa, bułgarska pilotka, jest już znana na całym świecie jako jedna z nielicznych kobiet, prowadzących samoloty regularnej komunikacji pasażerskiej. Pilotuje ona samolot Il-18 na liniach międzynarodowych. Atanasowa przelatała 3 700 000 km i 11 800 godzin.

▲ Przedsiębiorstwo NRD „Interflug” otworzyło linię lotniczą Berlin-Bejrut.

▲ „Aeroflot” rozpoczął eksploatację połączenia Moskwa-Kijów-Zurich. Obydwie trasy będą obsługiwane przez samoloty Tu-134. Samoloty te wejdą również wkrótce na linie węgierskiego towarzystwa MALEV.

## W NUMERZE NASTĘPNYM

W numerze listopadowym opublikowana będzie rozmowa z dyrektorem Nikołajem Czernyszewem, przedstawicielem „Aeroflotu” w Polsce. Następny artykuł „Osiągnięcia selenautyki radzieckiej” jest przeglądem osiągnięć radzieckiej astronautyki w dziedzinie badań Księżyca za pomocą pojazdów kosmicznych „Lunnik”, „Luna” i „Sonda”. Podane są ważniejsze dane na temat tych pojazdów i przeprowadzonych przez nie badań.

W artykule „Samolot Il-62” podane będą: charakterystyka geometryczna i ciężarowa, dane na temat silników, opis konstrukcji i instalacji pokładowych oraz podstawowe osiągi i charakterystyka eksploatacyjno-ekonomiczna samolotu pasażerskiego dalekiego zasięgu Il-62.

Radzieckie silniki turbinowe do napędu śmigłowców, turbinowe silniki śmigłowe do napędu samolotów oraz silniki odrzutkowe omawia kolejny artykuł „Radzieckie silniki lotnicze”.

W dziale „Lotnicze porty świata” omówione będą lotniska Moskwy.

Pobyt astronautów na Księżycu, zadania i fotografie przez nich wykonane przedstawia „Fotoreportaż” z Księżyca.

Ponadto będą opublikowane informacje o nowych samolotach radzieckich Tu-144 i Tu-154.

Przypominamy,  
że termin zgłoszenia  
uczestnictwa w  
KONKURŚIE  
ogłoszonym w  
numerze lipcowym TL i A  
został przedłużony  
do 30 listopada br.

# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK  
SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIV Październik Zeszyt 10

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,  
tel. 27-01-75

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

## SPIS TREŚCI

	Str.
A. Marks: Lądowanie pierwszych ludzi na Księżycu	1
W. Kordziński: Tendencje w rozwoju napędów śmigłowcowych	8
Z. Brodzki: Śmigłowce „sprężone”	12
B. Grabowski, S. Warszawski: Granice opłacalności modernizacji śmigłowców	16
Studenci z Politechniki Warszawskiej z wizytą w WSK Mielec	17
W. Sołtyk: Perspektywy polskiego przemysłu lotniczego	18
A. Glass: Przyszłość szybowców zawodniczych — (dokończenie)	20
A. Kowalewicz, L. Kozłowski: Lotniskowe tłumiki hałasu (dokończenie)	22
NOWOŚCI TECHNICZNE	26
Śmigłowiec VFW H3 „Sprinter”	31
Silnik dwuprzepływowy do napędu śmigłowców	32
WIADOMOŚCI Z TENERU	32
NOTATKI ZE ŚWIATA	II okł.
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	III okł.
LOTNICZE PRZEDSIĘBIORSTWA ŚWIATA — Air France Compagnie	IV okł.
CO PISZĄ INNI	III i IV skrz.



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa  
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:  
mgr inż. Stefan Sulikowski

Sekretarz redakcji:  
M. Klara Szurmak

Redaktorzy działowi:  
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Goędzinowski, mgr inż. A. Hadrawa, mgr inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Lasota, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba

Rada Programowa:

Prof. mgr inż. L. Dulęba, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. H. Krąjewski, mgr inż. A. Lewkowicz, inż. R. Machnowski, mgr inż. W. Pietrzak, mgr inż. B. Trala, mgr inż. J. Wojciechowski

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

Wrocławska Drukarnia Dzielowa. Zam. 3124/C — J-2  
Nakład 1500 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.— Prenumerata roczna zł 144.—

MARKS A.

**Посадка первых людей на Луне**

В статье представлены вопросы связанные с выпуском космического корабля Аполло 11 с тремя космонавтами и посадкой ЛМ на Луне с Н. Армстронгом и Э. Оудрином. Статья иллюстрирована снимками переданными из Луны посредством телевидения.

KORDZIŃSKI W.

629.135.4.03/07"713"

**Тенденции развития приводов вертолетов**

Приводом новых типов вертолетов с большими скоростями полета будут главным образом двухконтурные двигатели с большими соотношениями расходов. Однако классические турбинные двигатели еще долгое время не потеряют своего значения. В статье представлены актуальное состояние и тенденции развития классических приводов и проанализированы перспективы развития реактивных приводов и привода двухконтурными двигателями.

BRODZKI Z.

629.135.4

**Комбинированные вертолеты**

В статье выяснены особенности и преимущества скоростных вертолетов с дополнительной тягой т.е. комбинированных вертолетов. Рассмотрены также свойства жестких, бесшарнирных винтов, имеющих особое применение для комбинированных вертолетов. Кроме того описан экспериментальный вертолет Lockheed XH-51A в комбинированном варианте. В статье использованы материалы курса аэродинамики вертолетов в College of Aeronautics в Cranfield (Англия), в котором автор принимал участие.

SOŁTYK W.

629.13:658.5"713"

**Перспективы польской авиационной промышленности**

В статье обращено внимание на отрасли авиационного производства, в которых польская авиационная промышленность должна развивать интенсивную деятельность. Подана ориентировочная потребность в стране на самолеты разных категорий и указаны возможности их разработки и экспорта. Подчеркнута необходимость проверки соответствия качества авиационной техники требованиям эксплуатации в стране. Существующая в настоящее время в Польше авиационная научно-исследовательская и производственная база составляет достаточное обоснование разработки и запуска производства новых типов авиационной техники.

MARKS A.

629.19 (73)

**The landing of the first men on the Moon**

In this papers the details of the excursion of the Apollo 11 spacecraft with Neil Armstrong, Edwin Aldrin and Michael Collins and the details of the landing of two astronauts — Neil Armstrong and Edwin Aldrin — on the Moon are presented. The paper is illustrated by the pictures transmitted from the Moon using television systems.

KORDZIŃSKI W.

629.135.4.03/07"713"

**The trends in the helicopter propulsion systems**

In this article the structural and gasdynamics characteristics of the modern turboshaft engines for helicopters and their development trends are presented and the application prospects of the pressure propulsion systems and turbopfan engines for high speed helicopters are discussed. The integrated turbopfan engine conception for helicopters with stopped or retractable rotors are mentioned.

BRODZKI Z.

629.135.4

**Compound helicopters**

The features of the high speed compound helicopters are explained; the characteristics of the rigid rotors, that are especially profitable in regard to compound helicopters, are discussed also.

The experimental helicopter Lockheed XH-51A modified into the compound version is described.

In this paper the informations gained by the author thanks to the helicopter aerodynamics course held at College of Aeronautics, Cranfield, are included.

SOŁTYK W.

629.13:658.5.713"

**The prospects of the polish aircraft industry**

The author discusses these fields of the aviation production in that the polish aviation industry should develop intensive activity. He gives domestic needs in regard to the aircraft of various categories and shows the feasibility of developing by the polish aviation industry these aircraft and the possibilities of exporting them. The author states that existing in the Poland the aviation research and manufacturing base makes possible the development of the new aircraft and engines.



ZESZYT 10

PAŹDZIERNIK

1 9 6 9

ROK XXIV



# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH



Pozostawiona przez astronautów na Księżycu plakietka z następującym napisem:

*„Tutaj ludzie z planety Ziemia po raz pierwszy postawili stopę na Księżycu*

*Lipiec 1969 A. D.*

*Przybyliśmy w imię pokoju dla całej ludzkości”*

Na plakietce widnieje podpis Richarda Nixona i podpisy trzech astronautów z załogi statku „Apollo” 11

Gdy 16 lipca 1969 r. z Przylądka Kennedy'ego wystartowała o godzinie 14 minut 32 czasu warszawskiego rakietą nośną „Saturn”5 unosząca statek kosmiczny „Apollo”11 z trzema astronautami — Neil Armstrongiem, Edwinem Aldrinem i Michaeliem Collinsem — wiadomo było, że rozpoczęła się najniezwyklejsza, najtrudniejsza i najniebezpieczniejsza wyprawa w dotychczasowych dziejach ludzkości. Choć niby wszystko było wiadome, to jednak nie przeczuwaliśmy, jak zdumiewające i fascynujące widowisko rozegra się przed naszymi oczami.

*„To jest mały krok Człowieka  
ale wielki krok ludzkości”*

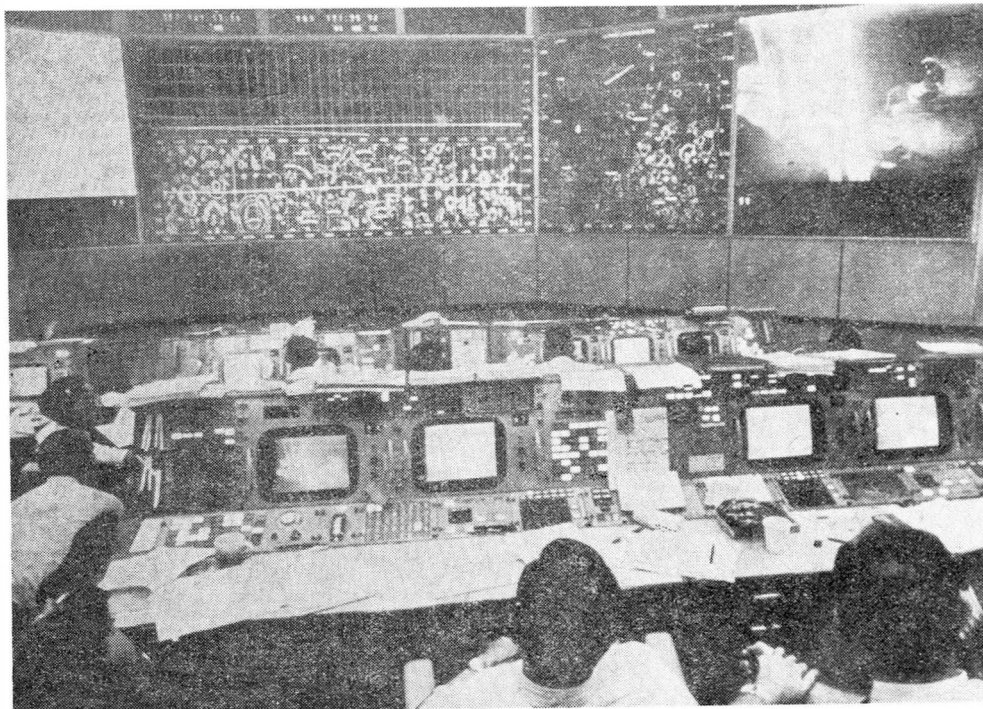
629.19(73)

Dr inż. ANDRZEJ MARKS

## LADOWANIE PIERWSZYCH LUDZI NA KSIĘŻYCU

*W artykule przedstawiono szczegóły wyprawy statku „Apollo”11 z astronautami Neil Armstrongiem, Edwinem Aldrinem i Michaeliem Collinsem oraz pobytu Armstronga i Aldrina na Księżycu. Artykuł zilustrowano fotografiami przekazanymi z Księżycza za pośrednictwem telewizji.*

Start z Ziemi miał przebieg normalny, to znaczy pięć silników pierwszego stopnia S-1C rakiety nośnej działało 160,8 sekund unosząc raketę na wysokość 67,2 km i odległość od miejsca startu 93,7 km w linii poziomej i nadając jej prędkość 2753 m/s. Drugi stopień S-2 działał 389 sekund do wysokości 187 km i odległości 1639 km nadając rakiecie prędkość 6933 m/s. Wreszcie trzeci stopień S-4B działał po raz pierwszy przez 145 sekund nadając statkowi kosmicznemu prędkość 7791 m/s na wysokości 184 km w 11 minut i 50 sekund po starcie (zapłony kolejnych stopni następowały nie od ra-



Sala kontroli w ośrodku załogowych lotów kosmicznych w Houston

zu po odpadnięciu stopnia poprzedniego), w wyniku czego rozpoczęty został bliskoziemski lot orbitalny, w czasie którego naziemne stacje obserwacyjne precyzyjnie wyznaczały parametry orbity, a w oparciu o nie — dane dla powtórnego zapłonu silnika ostatniego stopnia, mającego skierować statek ku Księżycowi. Nastąpił on o godzinie 17 minut 16. Działając przez 312 sekund silnik zwiększył prędkość lotu do 10 889 m/s, w wyniku czego statek nie przestając być sztucznym satelitą Ziemi zaczął się poruszać po wydłużonej elip-

Neil Armstrong trenuje na Ziemi wychodzenie ze statku LM. Jego prawa stopa spoczywa jeszcze w „talerzu” goleni statku, podczas gdy lewa opiera się już na symulowanym gruncie księżycowym



tycznej orbicie z apogeum w okolicach Księżyca, to znaczy w odległości około 400 000 km od Ziemi. Wkrótce po tym — o godzinie 17 minut 43 — astronauta rozpoczęli manewr właściwego zestawienia ze sobą statku „Apollo” i statku wyprawowego LM (Lunar Module — człon księżycowy).

Polegał on na tym, że kabina „Apollo” wraz z jej członem raketowym została odcepiona od ostatniego stopnia rakiety nośnej i po włączeniu silników sterujących oddaliła się na odległość kilkudziesięciu metrów obracając się jednocześnie o 180° wokół osi poprzecznej. W tym czasie odpadły osłony adaptera ostatniego stopnia odkrywając umieszczony tam statek wyprawowy. Z kolei statek „Apollo” zbliżył się i przyłączył do statku wyprawowego, po czym statek wyprawowy został odcepiony od stopnia S-4B, co zapoczątkowało samodzielny lot zespołu „Apollo” — LM ku Księżycowi. Po zakończeniu tego manewru pozostałe w ostatnim stopniu resztki ciekłego tlenu zostały wypuszczone przez dyszę silnika, co zwiększyło prędkość lotu stopnia i spowodowało jego odlot w głąb przestrzeni międzyplanetarnej.

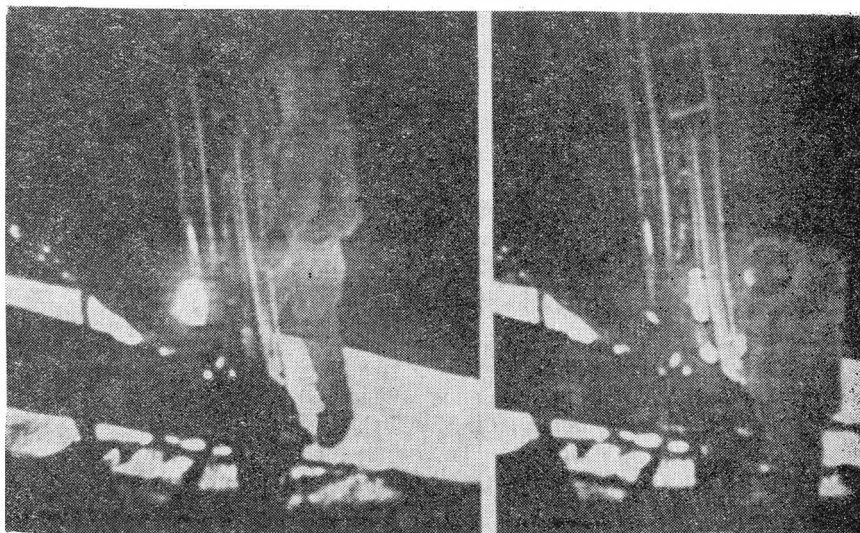
Pierwsza korektura kierunku i prędkości lotu statku planowana była na godzinę 2 minut 16 w dniu 17 lipca. Okazało się jednak, że leci on po torze tak zbliżonym do planowanego, że z przeprowadzenia korektury zrezygnowano. Pierwsza korektura lotu wykonana została w dniu 17 lipca o godzinie 17 minut 16. W tym celu włączono na 3 sekundy silnik członu raketowego. Z następnej korektury planowanej na dzień 18 lipca na godzinę 18 minut 27 zrezygnowano. W dniu 19 lipca około godziny 4 minut 12 statek wleciał w obszar dominacji grawitacyjnej Księżyca rozciągający się na odległość 66 000 km od niego.

Prędkość statku wynosiła wówczas 912 m/s.

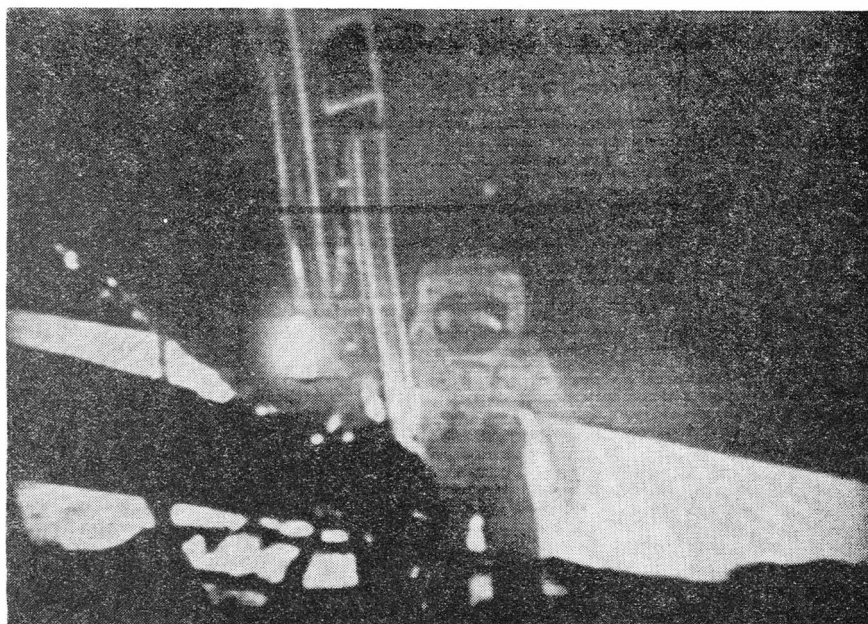
19 lipca wieczorem statek minął Księżyc z boku (po jego lewej stronie) i wleciał poza niego. Gdy o godzinie 18 minut 26 statek znalazł się na wysokości 148 km poza Księżycem, astronauta uruchomili na 360 sekund silnik członu raketowego, aby zmniejszyć prędkość



Zejsście Armstronga na powierzchnię  
Księżyca  
fot. CAF



Aldrin obok statku LM  
fot. CAF



lotu o 891 m/s, w wyniku czego statek zaczął okrążyć Księżyc po orbicie eliptycznej odległej od jego powierzchni od 111 do 315 km. O godzinie 22 minut 41 prędkość zmniejszono jeszcze o 48 m/s, co przekształciło orbitę w elipsę o parametrach 100/120 km. Średnia prędkość statku równa wówczas była 1628 m/s.

Wielkie chwile wyprawy nadeszły w następnym dniu lotu — 20 lipca. W dniu tym o godzinie 18 minut 50 lecąc poza Księżycem astronauci Neil Armstrong i Edwin Aldrin po przejściu do statku LM odczepili go od statku „Apollo”, w którego kabinie pozostał ich trzeci towarzysz, Michael Collins.

Następnie włączyli oni o godzinie 20 na 15 sekund silnik hamujący statku wyprawowego. Wytwarzając ciąg 477 kG zmniejszył on prędkość lotu statku LM o 22 m/s, w wyniku czego orbita jego stała się elipsą z punktem odksiężycowym na wysokości około 100 km, a przyksiężycowym na wysokości 15 km w odległości 400 km od planowanego miejsca lądowania numer 2 znajdującego się w południowo-zachodniej części Morza Spokoju (Mare Tranquillitatis). Oblatując następnie ruchem beznapędowym Księżyc statek wyprawowy znalazł się o godzinie 20 minut 55 na wysokości 30 km ponad Morzem Spienionym (Mare Spumans) leżą-

cym w pobliżu prawej krawędzi globu Księżyca. Statek leciał wtedy z prędkością około 1675 m/s i był oddalony od miejsca lądowania o około 1100 km. O godzinie 21 minut 5 statek znalazł się ponad zachodnim wybrzeżem Morza Żyzności (Mare Foecunditatis) na wysokości 15 km i w odległości około 400 km od lądowiska. Prędkość statku osiągnęła wówczas 1690 m/s. Teraz zaczęło się właściwe lądowanie. Najtrudniejsza i najniebezpieczniejsza operacja w czasie całej wyprawy. Astronauci zmienili położenie statku w ten sposób, że wylot silnika hamującego został zwrócony w kierunku lotu. Stojąc w kabinie obrócili się oni wówczas twarzami w dół, a nogami w kierunku lotu. Następnie uruchomili oni silnik hamujący, który zaczął zmniejszać prędkość lotu. Silnik wytwarzał wtedy ciąg 1700 kG. Po 540 sekundach działania silnika hamującego statek znalazł się w odległości 13 km od miejsca lądowania i na wysokości 3,0 km. W miarę tego jak prędkość i wysokość lotu statku malały zmieniało się także jego położenie przestrzenne, mianowicie oś jego silnika hamującego odchyliła się od kierunku poziomego tworząc z nim w końcu kąt 23°, przy czym jednocześnie wzrastał ciąg silnika hamującego osiągając wartość 2700 kG. Manewry te były regulowane przez elektro-

niczną maszynę matematyczną, przy czym kluczową rolę odgrywały wskazania wysokościomierza i prędkościomierza radarowego. Od planowanej chwili lądowania dzieliło wtedy statek 165 sekund.

Wówczas rozpoczęła się druga faza lądowania, w czasie której statek znalazł się w odległości 600 m od planowanego lądowiska i na wysokości 150 m, a prędkość jego opadania zmalała do zaledwie 8 m/s. Był on wówczas zorientowany prawie pionowo, gdyż odchyłał się w kierunku wschodnim — tym, z którego przyleciał — zaledwie o 10°. Silnik statku wytwarzał wtedy ciąg hamujący o wartości około 1300 kG, a do lądowania pozostało zaledwie 75 sekund.

W tej chwili jednak astronauta stwierdzili, że statek opada na nierówne i pokryte głazami dno krateru o wielkości boiska piłkarskiego. Choć była to sytuacja groźna i dramatyczna, astronauta nie wpadli jednak w panikę. Wszakże w czasie przygotowań do lotu brano pod uwagę możliwości tego rodzaju sytuacji. Armstrong natychmiast wyłączył automatyczny system sterowania i zaczął ręcznie pilotować statek, aby skierować go poza obręb krateru. Tym samym przedłużył się czas lądowania. Otóż wyjaśnić tu trzeba, że nominalnie po lądowaniu w zbiornikach członu hamującego powinien pozostać rezerwowo zapas paliwa wystarczający na 114 sekund działania silnika. Tymczasem astronauta musieli zacząć zużywać to paliwo, tak że ostatecznie pozostało go tylko na 49 sekund. Ponieważ zużyciu paliwa rezerwowego towarzyszy w kabynie sygnał alarmowy, można sobie wyobrazić jak denerwujące to były chwile dla Armstronga i Aldrina. Ostatecznie Armstrong wylądował w sposób dokładnie planowy, to znaczy zmniejszając prędkość opadania na wysokości 30 m do 4 m/s i następnie obniżając się pionowo z malejącą do 1 m/s prędkością. W chwili gdy statek dzieliło od powierzchni Księżyca 13 m, strumień wylotowy raketowego silnika hamującego poderwał z powierzchni Księżyca niewielki obłok pyłu, który szybko jednak opadł na powierzchnię Księżyca z powodu braku atmosfery. Samo zetknięcie się z powierzchnią Księżyca było jak się zdaje stosunkowo łagodne, przy czym w chwili gdy wystające spod podpór statku czujniki o długości 173 cm dotknęły gruntu, przed astronautami zapaliła się niebieska lampka i wówczas silnik hamujący został wyłączony.

Zetknięcie się z powierzchnią Księżyca nastąpiło o godzinie 21 minut 17 i 43 sekundy czasu warszawskiego 20 lipca 1969 r.

Choć lądowanie nie było łatwe, astronauta przez cały czas jego trwania utrzymywali łączność z centrum kontrolnym w Houston.

Bezpośrednio po lądowaniu astronauta zaczęli opisywać wygląd otoczenia widzianego przez dwa okienka kabiny, a także zajęli się kontrolą urządzeń statku i przygotowywaniem go do odlotu.

Według pierwotnych planów astronauta mieli się następnie udać na spoczynek i dopiero po zregenerowaniu w ten sposób sił mieli wyjść na powierzchnię Księżyca. Obaj zdobywcy Księżyca oświadczyli jednak, że czują się świetnie, toteż wolą od razu opuścić statek LM, zwłaszcza że w stanie podniecenia, w jakim się znajdują, nie zdołaliby zapewne zasnąć.

Przygotowania do wyjścia na powierzchnię Księżyca polegały na nałożeniu skafandrów i plecowych urządzeń klimatyzacyjnych o łącznym ciężarze na Ziemi

83 kG. Pokażny w warunkach ziemskich ciężar skafandrów nie miał jednak znaczenia dlatego, że w warunkach grawitacji Księżycowej miały one ciężar tylko 14 kG. Istotną trudność sprawiała jednak ciasnota kabiny, toteż przygotowania astronautów do wyjścia na powierzchnię Księżyca odbywały się bardzo powoli i trwały znacznie dłużej niż planowano, tym bardziej że dokonywali oni ich z wielką starannością.

Po nałożeniu skafandrów astronauta powoli wypuścili z kabiny tlen, po czym o godzinie 3 minut 29 w dniu 21 lipca otworzyli jej właz, następnie Armstrong wyszedł przy pomocy Aldrina na platformę przed włazem i sprawdził zamknięcie włazu. I wreszcie nadeszła wielka chwila. Armstrong zaczął schodzić po drabince na powierzchnię Księżyca. Czynił to bardzo powoli i ostrożnie, a jednocześnie Aldrin śledził z góry jego poruszenia, a my wraz z nim, bo Aldrin uruchomił zwróconą na drabinkę kamerę telewizyjną. Na ostatnim stopniu Armstrong zatrzymał się, opuścił jedną — lewą — nogę na powierzchnię Księżyca dla wypróbowania twardości gruntu, podniósł ją i wreszcie zeskoczył na powierzchnię Księżyca. Przez dłuższą chwilę stał przy podporze przytrzymując się jej ręką i dopiero po 10 minutach wykonał kilka pierwszych, chwiejnych i niezwykle ostrożnych kroków, wypowiadając piękne, trafne i skromne słowa: „to jest mały krok człowieka, ale wielki krok ludzkości”. Jeśli pierwsze kroki pierwszego człowieka na Księżycu były dość chwiejne, to bardzo szybko przekonał się, że nie wynikało to bynajmniej z przyczyn obiektywnych, a tylko z ostrożności. Z każdą chwilą bowiem Armstrong poruszał się coraz swobodniej. Pierwszą jego czynnością było nagarnięcie niewielkim czerpakiem, umocowanym na drążku, pewnej ilości próbek mineralnych z powierzchni Księżyca i schowanie ich do kieszeni skafandra. Chodziło bowiem o to, aby w przypadku zaistnienia ewentualnej konieczności natychmiastowego odlotu z Księżyca, nie odlecieć stamtąd z pustymi rękami, lecz przynajmniej z częściowym wypełnieniem najważniejszej misji naukowej. Następnie Armstrong wykonał szereg kroków, podskoków i prób ruchowych, po czym udał się w obchód statku w celu przeprowadzenia zewnętrznej jego inspekcji. Armstrong doniósł, że cztery talerzowego kształtu podpory statku, o średnicy 0,95 m każda, zapadły się w grunt Księżyca płycej niż oczekiwano, bo na głębokość około 6,5 cm.

Nie zauważył także leja wrytego w powierzchni Księżyca przez uderzenie strumienia wylotowego silnika hamującego, a więc przewidywania, że powstanie w wyniku tego leja o średnicy 4 m i głębokości kilkudziesięciu centymetrów, okazały się niesłuszne. Już te dwa pierwsze spostrzeżenia miały cenną wartość naukową, gdyż wykazały, że powierzchnia Księżyca jest twardsza, niż to wcześniej na ogół mniemaliśmy.

Rychło do Armstronga dołączył jego towarzysz, który zaczął schodzić na powierzchnię Księżyca o godzinie 4 minut 14. Czynił to jednak już o wiele śmielej i szybciej i z ostatnich dwóch stopni po prostu zeskoczył. Przez jakiś czas astronauta poruszali się w bezpośrednim sąsiedztwie statku wychodząc chwilami z pola widzenia przymocowanej do podstawy statku kamery telewizyjnej. Następnie Armstrong odczepił tę kamerę od jej uchwytu, odniósł na pewną odległość w kierunku północno-zachodnim od statku i ustawił ją tam na przyniesionym wraz z kamerą statywie. W ten sposób ujrzelśmy w całej okazałości stojący na powierzchni Księżyca statek wyprawowy, przy czym mogliśmy się



niku czego ruchy ich będą niezgrabne. Oczywiście wypada tu zwrócić uwagę, że niebezpieczeństwa związane z ewentualnym upadkiem były znacznie mniejsze niż to sugerowała prasa, dlatego że powłoki i hełmy skafandrów wykonane są z tworzywa niezwykle wytrzymałego, toteż ich uszkodzenie było bardzo mało prawdopodobne.

Oprócz czynności naukowych astronauta wykonali także szereg innych. Wbili w powierzchnię Księżyca (nie bez trudności) drążek z flagą amerykańską, zostawili na powierzchni Księżyca plakietki z flagami 136 krajów (także i Polski) i 50 stanów USA oraz medale z podobiznami trzech poległych amerykańskich astronautów i dwóch radzieckich, a także plakietkę z napisem przytoczonym na wstępie artykułu.

Gdy statek wyprawowy wylądował na powierzchni Księżyca, był tam poranek, toteż nierówności powierzchni Księżyca rzucały długie cienie, a dna wgłębień były pograżone w cieniu. Chwilę i miejsce lądowania (w pobliżu równika księżycowego, w okolicy kraterów Sabine D i Moltke) wybrano nie przypadkowo. Chodziło bowiem właśnie o to, aby nierówności powierzchni miały długie cienie i w ten sposób były w czasie lądowania wyraźnie widoczne umożliwiając wybór miejsca najrówniejszego.

W czasie pobytu na powierzchni Księżyca astronauta nieustannie opisywali jej wygląd i strukturę. Stwierdzili przede wszystkim, że jest ona pokryta ogromną ilością małych wgłębień, a na wierzchu gruntu rozrzucone są różnej wielkości głązy.

Na samej powierzchni grunt pokryty jest cienką warstwą bardzo miążkiego pyłu wyglądającego jak drobno sproszkowany grafit z dodatkiem pyłu kakaowego. Gdy astronauta chodzili, a zwłaszcza biegali po powierzchni Księżyca, stopy ich podrywały małe obłoczki tego pyłu, które jednak bardzo szybko opadały na powierzchnię gruntu ze względu na brak atmosfery. Oczywiście, tym samym stopy astronautów pozostawiały na gruncie ślady, choć, jak stwierdził Armstrong, tupiąc w grunt noga jego zagłębiała się tylko na kilka milimetrów. Pył ten zanieczyścił jednak powierzchnię skafandrów prawdopodobnie wskutek zjawiska adhezji, jak też wskutek elektryzowania się ich powierzchni i poszczególnych ziaren pyłu.

Pod tą cienką warstwą pyłu znajdował się grunt także o konsystencji sproszkowanej, ale znacznie twardszej. Prawdziwie rewelacyjnego odkrycia dokonali astronauta, gdy zaczęli wbijać w grunt rurę sondy mineralogicznej. Otóż, do głębokości kilku centymetrów wchodziła ona w grunt łatwo, później jednak konieczne były silne uderzenia młotkiem, po czym zaczęła ona zagłębiać się bardzo lekko. Zjawisko to stanowi prawdziwe zaskoczenie. Być może jednak, że sonda przypadkowo natrafiła w gruncie po prostu na jakiś kamień. Zaskoczenie stanowiło także stwierdzenie przez astronautów, że podpowierzchniowe warstwy gruntu Księżyca wyglądają tak, jakby były... wilgotne! Obecność w nich wolnej wody nie jest bowiem prawdopodobna, choć nie wykluczona. Wszakże już na głębokości kilkunastu centymetrów panuje w gruncie Księżyca stała temperatura rzędu  $-30^{\circ}\text{C}$ , toteż woda mogłaby się utrzymać w postaci zamrożonej, a po odsłonięciu tych warstw mogłaby topnieć i sublimować. Być może, że w gruncie istnieje tylko cienka warstwa tego lodu i właśnie ona stawiała opór sondzie.

Astronauta znaleźli także na powierzchni Księżyca wiele ciekawie wyglądających minerałów o różnych barwach — purpurowych, nawet białych i wyglądających jak mika. Przeważają jednak minerały o barwie szarobrunatnej.

Aldrin powrócił do kabiny o godzinie 5 minut 57, przy czym uczynił to nader szybko i zręcznie. Nie mniej sprawnie powrócił do kabiny o godzinie 6 minut 10 Armstrong, po czym obaj astronauta wyrzucili na powierzchnię Księżyca cały zbędny sprzęt (zwłaszcza ciężkie plecakowe urządzenia klimatyzacyjne), aby w maksymalnym stopniu odciążyć kabinę przed startem. Następnie zamknęli szczelnie włącz, wypełnili kabinę tlenem i spożyli posiłek, po czym udali się na jakże zasłużony odpoczynek. Nie był on co prawda wygodny (jeden astronauta mógł siedzieć na pokrywie startowego silnika raketowego, a drugi w bardzo niewygodnej pozycji na podłodze kabiny).

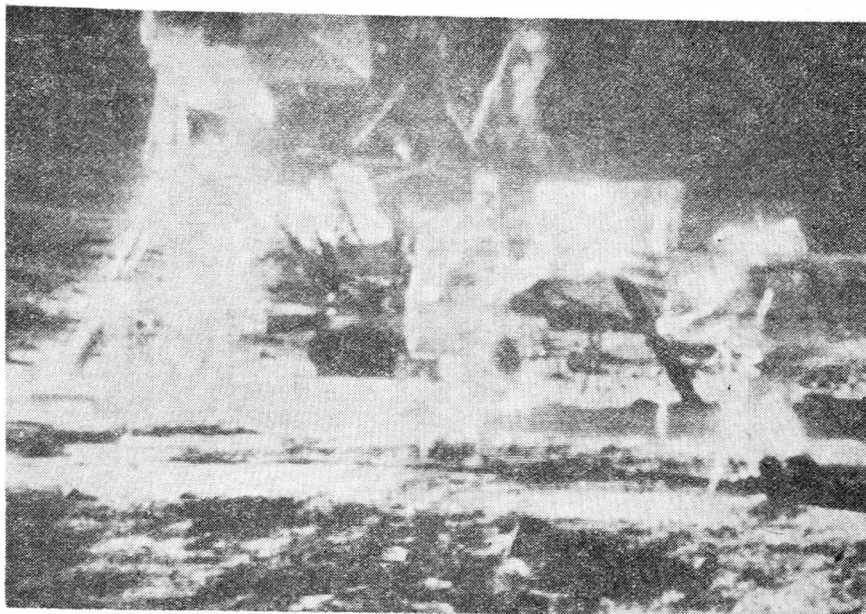
W czasie pobytu na Księżycu ani samym astronautom, ani naziemnej obsłudze lotu nie udało się określić dokładnie miejsca, w jakim wylądowali przybysze z Ziemi. Nie miało to co prawda istotnego znaczenia, gdyż wiadomo było, że wylądowali oni nie dalej niż o 10 km od miejsca planowanego, o współrzędnych  $0^{\circ} 42'50'' \text{ N}$  i  $23^{\circ} 42'28'' \text{ E}$ .

Start kabiny statku wyprawowego z Księżyca nastąpił w dniu 21 lipca o godzinie 18 minut 54. Zużyty człon hamujący statku pozostał oczywiście na zawsze na Księżycu i posłużył zarazem za podstawę startową. Gdy astronauta włączyli silnik napędowy kabiny, fale radiowe przekazały nam na Ziemię jego ryk, gdyż górna część tego silnika mieści się w kabinie. Silnik uniósł najpierw kabinę pionowo w górę, przy czym w chwili startu Armstrong zauważył niewielki obłok pyłu. Później silniczki sterujące zaczęły zakrzywiać tor lotu kabiny ku zachodowi, to znaczy w przeciwnym kierunku niż ten, z jakiego kabina nadleciała. Silnik działał ogółem około 438 sekund i nadał w tym czasie kabinie prędkość 1850 m/s w kierunku równoległym do powierzchni Księżyca na wysokości kilkudziesięciu kilometrów, co wystarczyło, aby przekształcić ją w sztucznego satelitę Księżyca. Tym samym astronauta mieli poza sobą najtrudniejszą i najniebezpieczniejszą fazę odlotu z Księżyca. Co prawda pozostawało jeszcze wcale nie łatwe wykonanie manewru przyłączenia się do krążącego wokół Księżyca statku „Apollo”, niemniej jednak było to już łatwiejsze, gdyż w skrajnym przypadku odpowiednie manewry mógł wykonać także statek „Apollo”. Połączenie statku LM z kabiną „Apollo” nastąpiło o godzinie 22 minut 35. Co prawda bezpośrednio po zetknięciu i połączeniu się oba statki wpadły w ruch wirowy\*, ale Collinsowi udało się w ciągu kilku sekund zlikwidować to zakłócenie, tak że ten nieprzyjemny i denerwujący incydent nie pociągnął za sobą żadnych konsekwencji.

Po połączeniu się statków astronauta otworzyli luk przejściowy, po czym Collins podał im odkurzacz, za pomocą którego dokładnie oczyścili oni swe skafandry z pyłu księżycowego. Następnie Armstrong i Aldrin prześliznęli się przez łączącą kabiny luk o średnicy 0,81 m zabierając ze sobą sprzęt naukowy, to jest za-

\* Było to podobno kołysanie się na boki obu statków, nie zaś ruch wirowy (przyp. redakcji).

Amstrong i Aldrin umieszczają na Księżycu flagę Stanów Zjednoczonych  
fot. CAF



Dwaj astronauci, z lewej Aldrin, z prawej Armstrong, zbierają próbki gruntu księżycowego  
fot. CAF



przekonać na własne oczy, że stanął on na prawie poziomym gruncie (z odchyleniem od pionu tylko  $4,5^\circ$ , przy skrajnie dopuszczalnym  $30^\circ$ ). Przekonaliśmy się też, że drabinka, właz i okna kabiny są, tak jak planowano, zwrócone w kierunku zachodnim. Astronauci zniżyli się bowiem ku powierzchni Księżyca od wschodu i mieli Słońce poza plecami, aby uniknąć oślepienia przez jego promienie.

Podpatrywani przez kamerę telewizyjną astronauci zajęli się zaplanowanymi czynnościami. Najważniejszą z nich było zbieranie i wykopywanie próbek mineralnych i układanie ich w specjalnym szczelnie zamykanym pojemniku. Jednocześnie astronauci zajmowali się fotografowaniem obrazów księżycowych na barwnych kliszach dwoma zwyczajnymi aparatami i kamerą filmową. Oprócz tego w podstawie statku wmontowana była stereoskopowa kamera fotograficzna. Ogółem wykonali oni kilka tysięcy fotografii, toteż po ich opracowaniu można oczekiwać prawdziwych rewelacji.

Astronauci na początku swego pobytu na powierzchni Księżyca rozwinęli na stojaku folię aluminiową służącą za pułapkę dla cząstek wiatru słonecznego i przeznaczo-

czą do zabrania na Ziemię. Z kolei ustawili oni na powierzchni Księżyca samoczynny sejsmometr zasilany w energię elektryczną ogniwami słonecznymi i ogrzewany przez dwa izotopowe grzejniki. Ustawili oni także na powierzchni odbłyśnik promieni laserowych, co dało możliwość mierzenia odległości Księżyca od Ziemi z dokładnością 15 cm.

Astronauci przeprowadzili także szereg ćwiczeń ruchowych, przy czym okazało się, że ani chodzenie, ani bieg, ani podskoki nie nastęrczają specjalnych trudności, a nawet w razie potrzeby możliwe jest nachylenie się, mimo że skafandry są usztywnione przez zawarty w nich tlen o ciśnieniu ok. 0,33 ata. Oczywiście, ruchy ich na powierzchni Księżyca wyglądały tak jak ruchy ludzi na zwolnionym filmie, ale tego właśnie oczekiwano biorąc pod uwagę sześć razy mniejszą niż na Ziemi siłę ciężenia. Że tak będą wyglądać ruchy ludzi na Księżycu, wykazywały wykonywane na Ziemi ćwiczenia w symulatorach księżycowej siły ciężenia.

Pewne zaskoczenie stanowiła tylko duża swoboda poruszania się, gdyż na ogół uważano, że ludzie będą się czuć na Księżycu bardzo chwiejnie i niepewnie, w wy-



sobnik z minerałami księżycowymi, folię z uwiecznionymi w niej cząstkami wiatru słonecznego i kasety z naświetlonymi filmami. Następnie właz kabiny „Apollo” został zamknięty, a kabina statku wyprawowego odcepiona i pozostawiona na orbicie księżycowej.

Statek „Apollo” krążył jeszcze przez jakiś czas wokół Księżyca, po czym w dniu 22 lipca o godzinie 5 minut 56 astronauta uruchomili na 149 sekund w czasie lotu poza Księżycem silnik członu raketowego, aby zwiększyć prędkość lotu o 1009 m/s. Odłot ten udał się doskonale i prawidłowy przebieg miał też lot powrotny ku Ziemi. Statek osiągnął o godzinie 16 minut 39 granicę dominującego oddziaływania grawitacyjnego Księżyca, przy czym jego prędkość wynosiła wówczas ok. 1000 m/s.

Astronautów czekał jednak jeszcze jeden bardzo trudny i niebezpieczny manewr, a mianowicie wejście w atmosferę Ziemi. Co prawda dwukrotnie już został on wykonany przez statki z załogą — przez statek „Apollo” 8 i „Apollo” 10 — ale bynajmniej nie oznacza to, że manewr ten stał się już łatwy i bezpieczny. Ma on przebieg następujący. Na jakiś czas przed wlotem do atmosfery zostaje wykonana ostatnia korektura kierunku i prędkości lotu statku, aby kabina wleciała do atmosfery pod ściśle określonym kątem. Następnie na kilkadziesiąt minut przed wlotem do atmosfery kabina zostaje odcepiona od członu raketowego statku i obrócona wypukłą, żaroodporną podstawą w kierunku lotu. Na wysokości 122 km kabina powinna poruszać się po torze odchylonym w dół od stycznej do powierzchni Ziemi o kąt nominalny 6,5°. Kąt ten nie może być większy od 7,1°, gdyż hamowanie aerodynamiczne będzie zbyt gwałtowne i nie może być mniejszy od 5,5°, gdyż wówczas nastąpi odbicie się kabiny od atmosfery i niekontrolowany jej powrót do niej po jakimś czasie i w nie dającym się dokładnie przewidzieć miejscu.

W planowanym rejonie wodowania warunki meteorologiczne były złe i trzeba było go przesunąć o 400 km, gdzie jednak też nie było idealnej pogody, gdyż pułap chmur był niski, a powierzchnia oceanu silnie sfalowana. Inny punkt wodowania niż planowano (położony na Oceanie Spokojnym w rejonie Wysp Hawajskich) osiągnięto w ten sposób, że dno kabiny w czasie wlotu do atmosfery było nachylone pod nieco innym kątem, dzięki czemu powstała na nim w atmosferze większa siła nośna i kabina poleciała dalej.

Hamowanie aerodynamiczne miało przebieg normalny, w wyniku czego prędkość kabiny zmalała do około 300 m/s. Dalszy przebieg przelotu przez atmosferę był następujący. Na wysokości 7 km rozwinął się mały spadochronik i oderwał pokrywą zasobnika ze spadochronami, dzięki czemu zaczęły się rozwijać dwa spadochrony pomocnicze o średnicy 4,3 m, które zmniejszyły prędkość opadania do 85 m/s. Z kolei po odrzuceniu spadochronów pomocniczych zaczęły się rozwijać spadochrony pilotujące, wyciągając trzy podwójnie zreflowane główne spadochrony o średnicy 27 m każdy. Pełne rozwinięcie spadochronów nastąpiło na wysokości 3 km. Prędkość kabiny w chwili wodowania wynosiła poniżej 10 m/s. Wodowanie nastąpiło 24 lipca o godzinie 18 minut 51.

Po szczęśliwym powrocie na Ziemię astronauta zostali, jak wiadomo, poddani nadzwyczaj rygorystycznej kwa-

Skafander biologiczny zapobiegający rozprzestrzenieniu się na Ziemi ewentualnych bakterii z Księżyca.



rantannie, aby wyeliminować możliwość zakażenia Ziemi ewentualnymi mikroorganizmami z Księżyca, które mogłyby się okazać katastrofalne dla życia na naszej planecie. Prawdopodobieństwo ich istnienia na Księżycu jest znikomo małe, ale wykluczyć go nie można, zwłaszcza gdy okazało się, że w gruncie Księżyca mogą występować ślady wody, co może się stać jedną z największych sensacji naukowych wyprawy. Sprawa ta nie została jednak na razie wyjaśniona.\*

Nadzwyczaj udany przebieg wyprawy „Apollo” 11 pozwolił na podjęcie decyzji o przeprowadzeniu następnej wyprawy na Księżyc — „Apollo” 12 — już w listopadzie tego roku. Załoga ma być złożona z weteranów lotów kosmicznych, Charlesa Conrada i Richarda Gordona, i nowicjusza Alana Beana. Statek wyprawowy ma wylądować z Conradem i Beanem na Oceanie Burz (Oceanus Procellarum) w pobliżu równika księżycowego o 600 km na zachód od krateru Kopernika.

Ogółem planuje się zrealizować w ramach programu „Apollo” jeszcze 10 wypraw na Księżyc, przy czym ostatnia ma się odbyć w 1973 r.

\* Artykuł wpłynął do redakcji 28 lipca 1969 r.

W artykule przedstawiono budowę stosowanych obecnie turbinowych silników śmigłowniczych, ich cechy gazodynamiczne i tendencje rozwojowe oraz omówiono perspektywy rozwoju napędów ciśnieniowych i napędów szybkich śmigłowców za pomocą silników dwuprzepływowych. Wspomniano również o koncepcji „integralnych” silników dwuprzepływowych do napędu śmigłowców z zatrzymywanym lub chowanym wirnikiem.

# TENDENCJE W ROZWOJU NAPĘDÓW ŚMIGŁOWCOWYCH

W ostatnich latach powstaje wiele projektów śmigłowców szybkich opartych na różnorodnych koncepcjach rozwiązania układu wirnika nośnego. Chodzi tu zarówno o śmigłowce z wirnikami umożliwiającymi lot z dużą prędkością, jak i o śmigłowce z wirnikami zatrzymywanymi lub składanymi czy chowanymi w szybkim locie. Oczywiście, koncepcje budowy śmigłowców o dużych prędkościach lotu zmuszają do opracowywania nowych rodzajów napędów śmigłowniczych, których podstawę będą stanowić przede wszystkim silniki dwuprzepływowe o dużych stosunkach wydatków. Należy jednak zdawać sobie sprawę z tego, że projekty szybkich śmigłowców nie będą zrealizowane w ciągu najbliższych lat (symptomatyczne są tu ostatnie niepowodzenia firmy Lockheed ze śmigłowcem o dodatkowym ciągu AH-56 „Cheyenne”, który stanowi pierwszy etap w rozwoju szybkich śmigłowców), w związku z czym można przewidywać, że jeszcze przez długi okres czasu zasadniczym napędem śmigłowców będą silniki turbinowe typu konwencjonalnego. Zresztą silniki te także po wprowadzeniu nowych napędów w dalszym ciągu będą odgrywać poważną rolę, podobnie jak i śmigłowce typu obecnie stosowanego. Celowe jest wobec tego zapoznanie się zarówno z nowymi koncepcjami napędów śmigłowniczych, jak i z tendencjami w budowie konwencjonalnych turbinowych silników śmigłowniczych.

## Napędy konwencjonalne

Jak powszechnie wiadomo, w napędach śmigłowniczych panują obecnie niemal niepodzielne silniki turbinowe, silniki tłokowe są stosowane tylko w przypadku najmniejszych i najtańszych śmigłowców o mocach do ok. 250 KM. Nie jest jednak wykluczone, że w niedalekiej przyszłości w napędach śmigłowców o mocach do ok. 500 KM miejsce zarówno silników tłokowych jak i turbinowych zajmą silniki Wankla, lecz zależy to będzie od ogólnego stopnia rozwoju tych silników.

Większość budowanych obecnie turbinowych silników śmigłowniczych to silniki o mocy od 250 KM do 1500 KM. Większy zakres mocy reprezentuje tylko rodzina silników Lycoming T55 (której najnowszy silnik ma moc 3850 KM), silnik General Electric T64 o mocy ok. 3500 KM, śmigłowcowa odmiana silnika odrzutowego Pratt Whitney JT12 (J60) — silnik JTFD12 o mocy 4500 KM i radziecki silnik Sołowiow D-25 o mocy 5500 KM. Grupa silników o mocy powyżej 1500 KM powiększy się prawdopodobnie w związku z pracami firmy Turbomeca nad nowymi wersjami silników

„Turmo”: „Turmo” 6 o mocy 1700 KM, „Turmo” 10 o mocy 1800 KM i „Turmo” 16 o mocy 2000 KM.

Do niedawna śmigłowce klasy do ok. 5000 kG były budowane prawie wyłącznie jako jednosilnikowe. Ostatnio jednak zaznaczyły się tendencje stosowania dwusilnikowych układów napędowych do śmigłowców, zarówno cywilnych jak i wojskowych, o ciężarze całkowitym już od 2000 kG. Za stosowaniem układów dwusilnikowych przemawiają względy bezpieczeństwa, co ma szczególne znaczenie w przypadku śmigłowców pasażerskich i służbowych, oraz możliwość zwiększenia w ten sposób ekonomii przelotów albo zwiększenia zasięgu czy czasu utrzymywania się śmigłowca w powietrzu. Możliwość ta dotyczy tych rodzajów śmigłowców, które przez znaczną część lotu wykorzystują tylko 50% lub mniej maksymalnej mocy trwałej — są to śmigłowce przeznaczone do patrolowania i zwalczania okrętów podwodnych, śmigłowce obserwacyjne, latające stanowiska dowodzenia itp. — a więc w warunkach, w których silniki turbinowe wykazują duże jednostkowe zużycie paliwa. W przypadku układu dwusilnikowego możliwy jest lot na jednym silniku, pracującym na maksymalnej mocy trwałej i dzięki temu z małym jednostkowym zużyciem paliwa.

W artykule pt. „Kilka uwag na temat turbinowych silników śmigłowniczych”, Technika Lotnicza i Astronautyczna”, nr 12, 1967 r., podano ogólne cechy turbinowych silników śmigłowniczych, wyjaśniając m.in. czynniki, które powodują, że silniki te buduje się przeważnie w układzie dwuwałowym. Dla przypomnienia podano poniżej podstawowe zalety układu dwuwałowego w zastosowaniu do napędu śmigłowców:

- możliwość niezależnej zmiany prędkości obrotowych wytwornicy gazu i turbiny napędowej, co jest korzystne ze względu na sprawności zespołów i ogólną sprawność cieplną silnika w warunkach poziomego lotu śmigłowca, gdy utrzymywana jest stała prędkość obrotowa wirnika nośnego niezależnie od zmian jego obciążenia;
- korzystny przebieg momentu obrotowego w zależności od prędkości obrotowej turbiny napędowej, co jest ważne w czasie startu, pionowego wznoszenia i zawisu, gdy silnik powinien dawać maksymalną moc przy zmniejszonej prędkości obrotowej wirnika nośnego;
- łatwość przyspieszania wirnika nośnego w warunkach maksymalnej mocy, np. w czasie przejścia z zawisu do lotu poziomego;
- łatwość przyspieszania silnika i łatwość przejścia na autorotację wirnika bez potrzeby stosowania sprzęgła między silnikiem a wirnikiem nośnym;



● uproszczenie przekładni silnika lub ułatwienie zblokowania jej z przekładnią główną dzięki mniejszej prędkości obrotowej końcówki napędowej.

Większość współczesnych turbinowych silników śmigłowych o mocach do 1500 KM wykazuje pod względem rozwiązań poszczególnych zespołów pewne wspólne cechy.

Jedną z najistotniejszych cech tych silników jest stosowanie sprężarek typu mieszanego, tj. sprężarek osiowo-odśrodkowych, przy czym ilość stopni osiowych waha się od jednego do sześciu. Sprężarkę mieszaną ma również pierwszy śmigłowy silnik trójwałowy Rolls-Royce/Bristol Siddeley RS 360, w którym stopień odśrodkowy stanowi sprężarkę wysokiego ciśnienia. Poza tym nieliczne silniki (MAN 6022-A3, AiResearch TSE 331) wyposażone są w dwustopniowe sprężarki odśrodkowe.

Stosowanie sprężarek mieszanych wynika z faktu, że w przypadku silników o małych i średnich mocach łopatki ostatnich stopni sprężarek osiowych są b. małe, co powoduje małą sprawność tych stopni w związku z silnym wpływem warstw przyściennych i luzów promieniowych. Poza tym stopień zużycia wskutek erozji małych łopatek jest duży, a tym samym duży jest spadek sprawności całej sprężarki (ma to szczególne znaczenie w przypadku silników śmigłowych, które b. często muszą operować z przysięganych lądowisk). Oczywista jest więc korzyść z zastąpienia ostatnich stopni sprężarki osiowej stopniem odśrodkowym. Niezależnie od tego b. cenną właściwością sprężarek osiowo-odśrodkowych jest ich duży zapas statecznej pracy, dopuszczający stosunkowo duże wartości sprężu (powyżej 6:1) bez potrzeby stosowania urządzeń zapobiegających niestatecznej pracy. Za sprężarkami mieszanymi w małych silnikach przemawiają również względy konstrukcyjne i technologiczne.

Istnieje wyraźna tendencja stosowania przydźwiękowych stopni osiowych (silniki Turbomeca „Oredon” 3 i „Astazou” 14, Continental TS325 i 217A oraz silnik Lycoming T53-L-13), co poza zmniejszeniem ilości stopni pozwala na wyeliminowanie kierownicy wlotowej, a tym samym znaczne uproszczenie silnikowej instalacji przeciwooblodzeniowej.

Wśród silników o mocach do 1500 KM wyjątek pod względem układu sprężarki stanowi silnik General Electric T58 (budowany również z licencji w Anglii pod nazwą „Gnome”) z 10-stopniową sprężarką osiową, zaopatrzoną w przestawialne łopatki kierownicy wlotowej i kierownic pierwszych trzech stopni. Tego rodzaju sprężarka stawia silnik T58 w rzędzie silników bardziej skomplikowanych i o trudnej obsłudze, w związku z czym jest on używany wyłącznie do napędu śmigłowców cywilnych i śmigłowców operujących z lotniskowców.

Sprężarki mieszane mają też niektóre silniki o większych mocach — rodzina silników Lycoming T55 i opracowywane obecnie nowe wersje silników Turbomeca „Turmo”.

Sprężę omawianych sprężarek wahają się od ok. 6:1 do ok. 8:1 (silnik T58 ma spręż 8,3:1), wyjątek stanowi tylko wspomniany już trójwałowy silnik RS. 360, którego dwuzespołowa sprężarka daje spręż powyżej 12:1.

Logicznym następstwem stosowania sprężarek ze stopniem odśrodkowym (i sprężarek odśrodkowych) i wy-

nikającego stąd zwiększenia średnicy silnika są pierścieniowe komory spalania o przepływie zwrotnym i komory spalania typu Turbomeca. Zwrotna pierścieniowa komora spalania pozwala na umieszczenie turbin wewnątrz komory spalania i znaczne skrócenie w ten sposób silnika. Również komora spalania typu Turbomeca dzięki swemu specyficznemu kształtowi — wynikającemu z promieniowego wtrysku paliwa — powoduje zmniejszenie długości silnika.

Tylko dwa z nowszych silników mają dzbanowe komory spalania — silnik MAN 6022-A3 z dzbanową komorą umieszczoną stycznie do obudowy turbiny i silnik Allison 250 (T63), w którym zastosowanie dzbanowej komory spalania było wynikiem nietypowego układu silnika (umieszczenie przekładni między sprężarką a turbinami).

Turbiny wytwornicy wykonuje się jako jedno- lub dwustopniowe. Zależy to oczywiście przede wszystkim od sprężu i sprawności sprężarki, tj. od obciążenia turbiny. Jednak w pewnym zakresie sprężu istnieje dosyć duża dowolność w wyborze ilości stopni turbiny wytwornicy, w związku z czym wiele silników o sprężach przekraczających 6:1 (np. UACL PT6B) ma turbinę jednostopniową, podczas gdy w innych o sprężu poniżej 6:1 zastosowano turbinę dwustopniową. Zaletą turbin jednostopniowych jest prostsza konstrukcja, mniejszy ciężar i możliwość zmniejszenia długości silnika, natomiast turbiny dwustopniowe mają większą sprawność, mniejszą średnicę i według niektórych cokolwiek większą trwałość. Dotychczas nie stosowano chłodzenia łopatek turbin wytwornicy mimo temperatur przed turbiną dochodzących w niektórych silnikach (Allison 250) do 980 °C, z wyjątkiem łopatek kierowniczych silników z komorą typu Turbomeca, co wynika zresztą z konstrukcji tej komory. \* Ostatnio jednak wprowadzono chłodzenie łopatek wirnikowych turbiny silnika Turbomeca Double „Astazou” 16 w celu umożliwienia podwyższenia temperatury przed turbiną, wobec czego można spodziewać się, że w ślad za tym pójść również projektanci innych silników.

Turbiny napędowe są przeważnie jednostopniowe. Turbiny dwustopniowe spotyka się w silnikach, których moc w czasie ich rozwoju została poważnie zwiększona (np. silnik Lycoming T53-L-13) lub w przypadku ograniczeń gabarytowych i ograniczeń prędkości obrotowej.

Sposoby wyprowadzenia napędu w silnikach śmigłowych omówiono w cytowanym już artykule. W tym miejscu należy tylko zwrócić uwagę na odwrócony układ silników UACL PT6, który m.in. dzięki promieniowemu wlotowi powietrza umożliwia stosowanie ich przy minimalnych zmianach konstrukcyjnych zarówno do napędu śmigłowców jak i samolotów, przy czym w wersji samolotowej silnik jest zabudowany turbiną napędową do przodu.

Jeżeli chodzi o układy sterowania silników śmigłowych, to na ogół stosuje się układy hydro-mechaniczne, niekiedy z elektronicznym przelicznikiem (silniki Rolls-Royce/Bristol Siddeley „Gnome” i MAN 6022-A3); jedynie silniki UACL PT6 zostały wypo-

\* Poza tym silnik PT6T-3 (zdwojony silnik PT6) ma chłodzone łopatki kierownicze turbiny wytwornicy.

sażone w pneumatyczny układ sterowania z fluidykowym przelicznikiem, a silnik Allison 250 w układ pneumatyczno-mechaniczny.

Jednostkowe zużycie paliwa współcześnie budowanych silników śmigłowcowych waha się od 0,215 do ok. 0,320 kG/kMh. Najmniejsze jednostkowe zużycie paliwa mają silniki Turbomeca „Oredon” 3 i „Astazou” 14, wzorowane na silnikach Turbomeca silniki Continental 217A oraz silniki o większych mocach, jak np. General Electric T64.

Moc jednostkowa (moc z jednostki wydatku powietrza) zawiera się w granicach od ok. 200 do ok. 300 KM/kG s.

Zwracają uwagę małe ciężary jednostkowe współczesnych silników śmigłowcowych, nawet silników o małych mocach, wynoszące od ok. 0,11 do ok. 0,25 kG/KM. Małe ciężary jednostkowe uzyskuje się głównie przez stosowanie dużych prędkości obrotowych, które w przypadku silników o mocy rzędu 300 KM dochodzą do 60 000 obr/min, a w przypadku silników o mocy w zakresie od 500 do 800 KM przekraczają niekiedy 40 000 obr/min.

Trwałość międzynaprawcza silników o małej i średniej mocy wynosi przeciętnie od 1000 do 1500 h dochodząc już do 2000 h. W przypadku silników o dużych mocach jest ona odpowiednio większa.

Wydaje się, że w ciągu najbliższych lat nie należy spodziewać się większych zmian w budowie i osiągnięciach turbinowych silników śmigłowcowych. Dalszy rozwój tych silników będzie prawdopodobnie polegał przede wszystkim na doskonaleniu pod względem przepływowym poszczególnych ich zespołów i na zwiększaniu trwałości międzynaprawczej. W związku z udoskonaleniem aerodynamiki sprężarek może nastąpić wzrost prędkości obrotowej i wzrost sprężu, a stosowanie chłodzenia łopatek turbin lub wykorzystanie nowych materiałów (np. stopów monokrystalicznych) na łopatki turbinowe pozwoli na podwyższenie temperatury przed turbiną do ok. 1100 °C. W celu poprawienia przebiegu jednostkowego zużycia paliwa w zależności od prędkości obrotowej wytwornicy prawdopodobne jest zastosowanie w niektórych silnikach przestawialnych łopatek kierownicy turbiny napędowej. Można się też liczyć z rozwojem silników trójwałowych, z dwuzespołową sprężarką, jakkolwiek z uwagi na złożoność konstrukcji tych silników ich zakres zastosowań będzie ograniczony.

W większych silnikach stosuje się prawdopodobnie w budowie sprężarek tworzywa sztuczne zbrojone włóknem węglowym lub wiskerami.

Radykalny sposób zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa silników turbinowych, jakim jest stosowanie wymienników ciepła, nie będzie prawdopodobnie realizowany, ponieważ wymienniki ciepła zwiększają gabaryty i ciężar silników oraz stwarzają trudności eksploatacyjne. Prace nad tym zagadnieniem były prowadzone przez firmę Allison, która zbudowała silnik T78 o mocy ok. 5000 KM zaopatrzony w wymiennik ciepła i przeznaczony do napędu dużych samolotów patrolowych i transportowych (obecnie do napędu tych samolotów zaczyna się wprowadzać silniki dwuprzepływowe o dużych stosunkach wydatków). Rozważano również celowość zastosowania dwóch wymienników ciepła w silniku Allison 250. Prace zostały zawieszono

w 1966 r., ponieważ na okres najbliższych 10 lat nie przewidywano zapotrzebowania na silniki z wymiennikami ciepła.

Jednak już obecnie prowadzi się w Stanach Zjednoczonych prace naukowo-badawcze, które w dalszej przyszłości mogą zrewolucjonizować turbinowe silniki śmigłowcowe o średnich mocach. Do najpoważniejszych prac należą prace doświadczalne z dziedziny sprężarek. Zamierza się zbudować m.in. sprężarkę mieszaną składającą się z jednego naddźwiękowego stopnia osiowego i jednego stopnia odśrodkowego i mającą spręż ok. 20 : 1 (spręż stopnia osiowego ok. 3 : 1). Taki układ sprężarki zapewniając maksymalną prostotę konstrukcji umożliwi jednocześnie uzyskanie dużej sprawności w przeciwieństwie do branych również pod uwagę dwustopniowych sprężarek odśrodkowych, których kanał (dyfuzor) pośredni powoduje duże straty ciśnienia czynnika, komplikując równocześnie znacznie konstrukcję sprężarki. Opracowuje się poza tym komory spalania z rurami żarowymi chłodzonymi transpiracyjnie, które łącznie z transpiracyjnie chłodzonymi wirnikowymi łopatkami turbinowymi ze specjalnych stopów i z aerodynamicznymi łożyskami umożliwią podwyższenie temperatury przed turbiną do ok. 1750 °C. Można również oczekiwać zastosowania w niektórych silnikach odwróconej kolejności zabudowy turbin — turbina napędowa zabudowana jako turbina wysokiego ciśnienia — co polepszając współpracę turbin przy częściowych obciążeniach silnika daje korzystniejszy przebieg jednostkowego zużycia paliwa w zależności od prędkości obrotowej wytwornicy (taki układ turbin zastosowano już w silniku dwuprzepływowym AiResearch ATF 3).

### Napęd ciśnieniowy

Jak wiadomo, rozróżnia się dwa podstawowe rodzaje ciśnieniowego napędu wirników nośnych: napęd powietrzem (napęd „zimny”) i napęd gorącymi gazami (napęd „gorący”). Były również próby zrealizowania systemów pośrednich: systemu polegającego na spalaniu paliwa wtryskiwanego do strumienia powietrza w komorach spalania na końcach łopat wirnika (śmigłowiec Fairey „Rotodyne”) i systemu polegającego na mieszanii gorących gazów z powietrzem doprowadzanym przez oddzielną sprężarkę (projekt Fairey „Gyrodyne”), jednak obecnie nie bierze się ich pod uwagę ze względu na ich złożoność (i duży hałas — w przypadku systemu „Rotodyne”).

Nie wydaje się, aby jeden z dwóch podstawowych rodzajów napędu ciśnieniowego miał wyraźną przewagę nad drugim. Strumień powietrza ma większą sprawność napędową (oznacza to, że przy określonej energii wytwarza on większy ciąg) dzięki mniejszej prędkości wylotowej, co z kolei jest wynikiem niższej temperatury powietrza. Niższa temperatura powietrza umożliwia również stosowanie mniejszych przekrojów kanałów doprowadzających powietrze do dysz wylotowych na końcach łopat. Dzieje się tak mimo zwiększonego w porównaniu z napędem „gorącym” wydatku czynnika w związku z mniejszą prędkością wylotową, ponieważ prędkość wylotowa zmniejsza się proporcjonalnie do pierwiastka z temperatury, natomiast ciężar właściwy czynnika wzrasta odwrotnie proporcjonalnie do temperatury. Z drugiej jednak strony napęd powietrzny oznacza zwiększone straty w samej wytwornicy, która



w tym przypadku musi być wyposażona w dodatkową sprężarkę i dodatkowy stopień turbiny lub musi mieć przewymiarowaną sprężarkę i turbinę. Wytwornica gorących gazów nie jest obciążona dodatkowymi stratami, ponieważ do napędu wirnika nośnego jest wykorzystywana energia „szczątkowa” oraz jest prostsza konstrukcyjnie i może być łatwo przerobiona z każdego turbinowego silnika wałowego (przez zmniejszenie ilości stopni turbiny w przypadku silnika jednowałowego i usunięcie turbiny napędowej w przypadku silnika dwuwałowego) lub może ją zastąpić zwykły silnik odrzutowy.

Zasadniczą wadą napędów ciśnieniowych są duże straty ciśnienia czynnika w kanałach oraz trudności przeprowadzenia kanałów przez łopaty wirnika zmuszające do stosowania przy wyborze profilu łopaty kompromisu między względami aerodynamicznymi, gazodynamicznymi i ciężarowymi.

Obecnie istnieją dwa prototypy śmigłowców z ciśnieniowym napędem wirnika: Dornier Do 132 z napędem „gorącym” i VFW H3 „Sprinter” z napędem „zimnym”. Oba należą do klasy śmigłowców lekkich, których czas użytkowania w roku oblicza się na ok. 360 h, w związku z czym koszty paliwa nie mają widocznego wpływu na koszty eksploatacji. Firma Sud-Aviation projektuje szybki śmigłowiec z silnikiem Turbomeca „Astazou” napędzającym wentylator, który służy zarówno do ciśnieniowego napędu wirnika w czasie startu i lotu z małą prędkością, jak i do wytwarzania ciągu w locie z dużą prędkością (wirnik pracuje wówczas na autorotacji). Napęd ciśnieniowy znajdzie poza tym zastosowanie w śmigłowcach z wirnikiem Doranda, tj. z wirnikiem z klapą strumieniową (śmigłowiec taki jest obecnie opracowywany wspólnie przez firmy amerykańskie i francuskie). Wydawało się również, że napęd ten rozpowszechni się w dużych śmigłowcach z chowanymi wirnikami ze względu na uproszczenie konstrukcji tego rodzaju wirnika, jednak ostatnio daje się zauważyć w projektach śmigłowców z chowanym wirnikiem nawrót do napędu mechanicznego. Natomiast duże nadzieje rokuje napęd ciśnieniowy w przypadku b. dużych śmigłowców typu latającego dźwigu, w którym udział ciężarowy mechanicznego układu transmisyjnego — wraz ze śmigłem ogonowym — jest b. poważny, w związku z czym opłaca się zastąpić go układem ciśnieniowym, mimo iż pociąga to za sobą konieczność zwiększenia mocy silników. Przykładem tego typu śmigłowca może być projektowany przez firmę Dornier latający dźwig Do P406.

### **Napęd silnikami dwuprzepływowymi**

Jak już wspomniano we wstępie, napęd szybkich śmigłowców z zatrzymywanymi, chowanymi lub składanymi wirnikami, a także z wirnikami przystosowanymi do dużych prędkości lotu (wirniki typu ABC, wirniki o zmiennej średnicy, wirniki naddźwiękowe) będzie realizowany za pomocą silników dwuprzepływowych o dużych stosunkach wydatków zapewniających dużą ekonomię eksploatacji w zakresie prędkości lotu do ok. 800 km/h.

Istnieje duża ilość wariantów układu napędowego tego rodzaju śmigłowców. Najistotniejszy jest tu problem przeniesienia mocy na wirnik nośny. Stosunkowo najłatwiej jest to zrealizować w sposób ciśnieniowy lub za pomocą dodatkowej turbiny umieszczonej w bezpośrednim sąsiedztwie przekładni wirnika. Do napędu

ciśnieniowego może być wykorzystane zarówno powietrze z kanału zewnętrznego silnika, jak i gorące gazy z jego wytwornicy.

Przykładem silnika dwuprzepływowego przeznaczonego specjalnie do napędu szybkich śmigłowców jest silnik MAN/Daimler-Benz DB 730H o stosunku wydatków 5,5 : 1. Z tyłu silnika, za turbiną wytwornicy znajduje się zespół turbina-wentylator obiegu zewnętrznego. W fazie lotu wirnikowego zamyka się dopływ gazów do turbiny wentylatora, otwiera się natomiast upust z komory rozdzielczej, znajdującej się między turbinami, i gazy z wytwornicy silnika zostają doprowadzone do turbiny wirnika nośnego lub bezpośrednio do łopat wirnika.

Zamierza się również zastosować zespoły napędowe, które można nazwać zdeintegrowanymi silnikami dwuprzepływowymi. Chodzi w tym przypadku o to, że wentylator silnika nie stanowi jednej całości z silnikiem, lecz jest zabudowany oddzielnie. Strumień gazów z wytwornicy (którą jest zwykły silnik odrzutowy) służy albo do napędu wentylatora za pośrednictwem umieszczonego na jego obwodzie ułopotkowania turbinowego, albo do napędu wirnika nośnego. Tego rodzaju układ napędowy zaprojektowano do śmigłowców ze składanymi wirnikami Messerschmitt Me408 i MeP2020-4.

W przypadku śmigłowców z wirnikiem pracującym również przy dużych prędkościach lotu konieczny jest jego napęd przez cały czas lotu, przy czym musi istnieć możliwość zmiany rozdziału energii między wirnik nośny i wentylator napędowy. Zrealizować to można przez zmianę stosunku wydatków gazu do napędu wirnika i wentylatora.

Analizy przeprowadzone przy opracowywaniu projektów szybkich, dużych śmigłowców wykazały wyższość napędu mechanicznego nad ciśnieniowym zarówno pod względem ciężaru śmigłowca, jak i zasięgu lotu. W związku z tym daje się ostatnio obserwować, o czym już wspomniano w poprzednim rozdziale, nawrót do mechanicznego napędu wirnika tego typu śmigłowców (nie dotyczy to oczywiście śmigłowców z wirnikiem Doranda). Doprowadziło to do powstania koncepcji „integralnego” silnika dwuprzepływowego, mogącego wytwarzać zarówno ciąg, jak i napędzać w sposób mechaniczny wirnik nośny bez dodatkowej, nie związanej z silnikiem turbiny. W przypadku śmigłowców z zatrzymywanym, chowanym czy składanym wirnikiem będzie to można prawdopodobnie osiągnąć stosując sprzęgła, które będą łączyć turbinę niskiego ciśnienia albo z wentylatorem silnika albo z wałem napędzającym wirnik. Silniki do śmigłowców z wirnikiem napędzanym również w locie z dużymi prędkościami będą wymagać dodatkowej turbiny, która będzie jednak stanowiła z silnikiem integralną całość. Prace w zakresie integralnych dwuprzepływowych silników śmigłowcowych zostały zlecone amerykańskim firmom przez Army Material Laboratories.

**Reasumując można stwierdzić, że:**

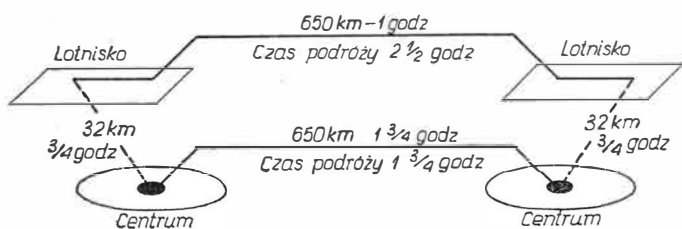
- konwencjonalne turbinowe silniki śmigłowcowe jeszcze przez długi okres czasu nie tracą swego znaczenia, przy czym można spodziewać się znacznego postępu w ich budowie;
- napęd ciśnieniowy będzie prawdopodobnie stosowany w lekkich śmigłowcach, w przypadku których koszty paliwa nie mają wpływu na ogólne koszty eksploatacji śmigłowca, w dużych śmigłowcach typu latającego dźwigu i w śmigłowcach z wirnikiem Doranda;
- silniki dwuprzepływowe przewidziane są do napędu b. szybkich śmigłowców, przy czym można oczekiwać wprowadzenia integralnych silników dwuprzepływowych.

# ŚMIGŁOWCE „SPRZEŻONE“\*

W artykule wyjaśniono właściwości i zalety szybkich śmigłowców z dodatkowym ciągiem, tzw. śmigłowców sprzężonych. Omówiono również cechy wirników sztywnych (bezpregubowych), które są szczególnie korzystne w przypadku śmigłowców tego typu. Opisano poza tym śmigłowiec doświadczalny Lockheed XH-51A w wersji sprzężonej. W artykule wykorzystano materiały z kursu na temat aerodynamiki śmigłowców w College of Aeronautics w Cranfield (Anglia), w którym autor artykułu brał udział.

Ogólne dążenia rozwojowe lotnictwa idą jakby w dwóch kierunkach: jednym jest uzyskiwanie coraz to większych prędkości dla samolotów transportowych i pasażerskich, drugim — budowa samolotów krótkiego i pionowego startu i lądowania, o stosunkowo małych prędkościach.

Przy lotach na krótkich trasach następuje niejako styk tych dwóch kierunków, co ilustruje najlepiej przebieg typowego lotu między dwoma dużymi centrami miej-



1. Przebieg lotu na krótkim odcinku

skimi (rys. 1). Prędkość lotu jest tu zniweczona przez długi dojazd do lotniska, które musi być odpowiednio duże i odległe od centrum miasta. Ideałem będzie tu stosowanie statku powietrznego łączącego w sobie zalety dużej prędkości oraz pionowego startu i lądowania. Tam gdzie ekonomia nie jest tak ważna — dla celów wojskowych — powstają liczne prototypy samolotów odrzutowych pionowego startu i lądowania. Bardziej ekonomiczne są samoloty śmigłowe krótkiego i pionowego startu i lądowania.

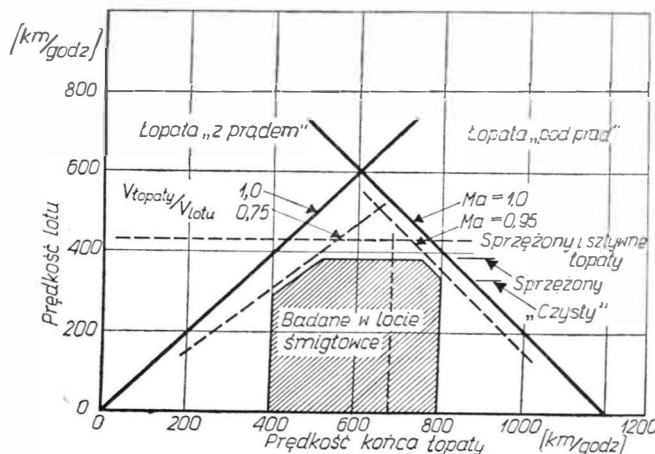
W porównaniu do powyższych śmigłowców mający wirnik nośny o małym obciążeniu daje bardziej praktyczne rozwiązanie pionowego startu.

Główne jego zalety w porównaniu do samolotów pionowego startu i lądowania to brak erozji gruntu, większe bezpieczeństwo dla obsługi, mniejszy hałas, małe zużycie paliwa w zawisie.

W wielu zastosowaniach śmigłowca wymaga się większych prędkości przelotowych — stanowi to przedmiot usiłowań wielu ośrodków naukowych i fabrycznych. Prowadzone prace i badania koncentrują się głównie na śmigłowcach z dodatkowym ciągiem i wirnikach o sztywnych łopatach.

Oderwanie na łopatach po stronie „z prądem” i ściśłość po stronie „podprądowej” ograniczają prędkość

lotu śmigłowca. Wykres na rys. 2 przedstawia ograniczenia prędkości lotu śmigłowca i prędkości końca łopaty według badań firmy Lockheed. Oś pozioma określa wartość prędkości obwodowej końca łopaty, oś pionowa — prędkość postępową lotu śmigłowca. Linie ciągłe pokazują ograniczenia prędkości lotu: linia wznosząca, wychodząca z początku układu, określa warunek, że prędkość postępową nie może być większa od prędkości końca łopaty — powyżej tej linii cały opływ łopaty jest odwrotny; opadająca linia z prawej strony wyraża warunek ograniczenia prędkości łopaty „podprądowej”, która zsumowana z prędkością postępową śmigłowca nie może przekraczać  $Ma = 1$ . Rzeczywiste prędkości muszą być mniejsze, co pokazują linie przerywane. Przecięcie obydwóch linii daje maksymalną prędkość przelotu wynoszącą około 480 km/h. Zakreskowane pole u dołu obejmuje dane statystyczne z badań w locie. Lewa strona tego pola przedstawia wyniki uzyskiwane przez wiatrakowce, prawa — „czyste” śmigłowce, a górna część — śmigłowce z dodatkowym ciągiem, które



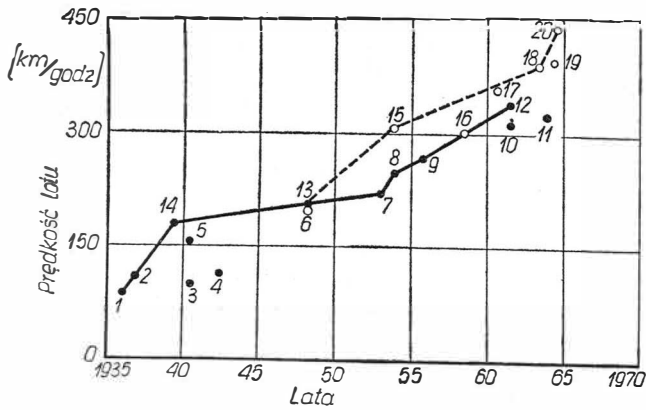
2. Ograniczenia prędkości śmigłowca

uzyskują większe prędkości przelotowe. Należy tu dodać, że zakreskowane pole dotyczy śmigłowców z wirnikami przegubowymi. Powyżej (ok. 480 km/h) to wirniki bezprzegubowe — wahliwe lub półsztywne — których stosowanie jest prawie regułą we współczesnych szybszych śmigłowcach. Charakterystyki stateczności i sterowności wykazują również ograniczone możliwości zwiększenia prędkości śmigłowców o przegubowych łopatach. Kropkowane linie określają wyniki uzyskane przez śmigłowiec doświadczalny Lockheed XH-51A z dodatkowym ciągiem.

Z wykresu na rys. 3 przedstawiającego wzrost prędkości śmigłowców na przestrzeni 30 lat również wyraźnie zaznaczają się większe prędkości śmigłowców

\* Polskie słownictwo lotnicze nazywa śmigłowiec posiadający oprócz wirnika nośnego dodatkowy ciąg wytwarzany przez śmigło lub silnik odrzutowy — i do tego prawie zawsze małe skrzydło — girodyną lub wirolotem. Śluszniejse wydaje się dosłowne tłumaczenie z angielskiego „compound helicopter” — „sprzężony śmigłowlec”.





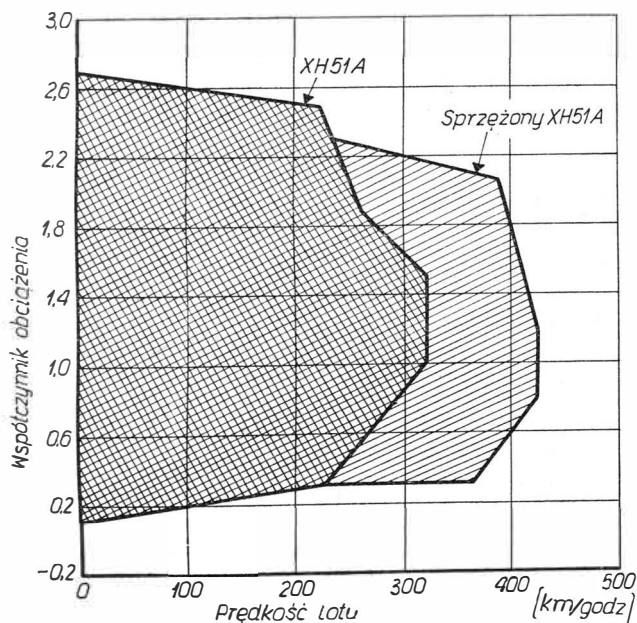
3. Wzrost prędkości śmigłowców w okresie 30 lat:

1 — Breguet-Dorand, 2 — Focke FW-61, 3 — Sikorsky VS-300, 4 — Sikorsky R48, 5 — Flettner Fl-282, 6 — Sikorsky S-52, 7 — Piasecki H-21, 8 — Sikorsky S-59, 9 — Sikorsky S-56, 10 — Mil Mi-6, 11 — Lockheed XH-51 A, 12 — Sikorsky S-61, śmigłowce sprzężone: 13 — Fairey „Rotodyne”, 14 — Focke FW-223, 15 — Mc Donnell XV/1, 16 — Fairey „Rotodyne”, 17 — Kamow Ka 22, 18 — Bell YUH, 19 — Sikorsky S-61F, 20 — Lockheed XH-51A

sprzężonych. Przewagę sprzężonych śmigłowców widać również pod względem możliwości manewrowych (rys. 4), co wyraża się możliwością zwiększenia prędkości lotu bez zmiany współczynnika obciążenia. Poza tym badania stateczności w zawisie wykazały wystarczającą stateczność śmigłowca sprzężonego.

Część z wymienionych cech śmigłowca sprzężonego wynika z zastosowania sztywnych łopát, których zalety są następujące: poprawa sterowności wynikająca ze sztywnego zamocowania łopát, lżejsze łopaty wskutek zmniejszenia naprężeń od zginania w środkowych częściach łopaty; możliwości zmniejszenia dzięki brakowi przegubów „martwego” aerodynamicznie pola w środku wirnika.

Wskutek zawiasowego systemu mocowania łopát konwencjonalny śmigłowiec musi wytworzyć duże różnice wektora siły nośnej (rys. 5) na łopatach, dla uzyskania momentu pochylenia czy przechylenia. Rysunek 5a pokazuje układ sił śmigłowca w zawisie — z wypadko-

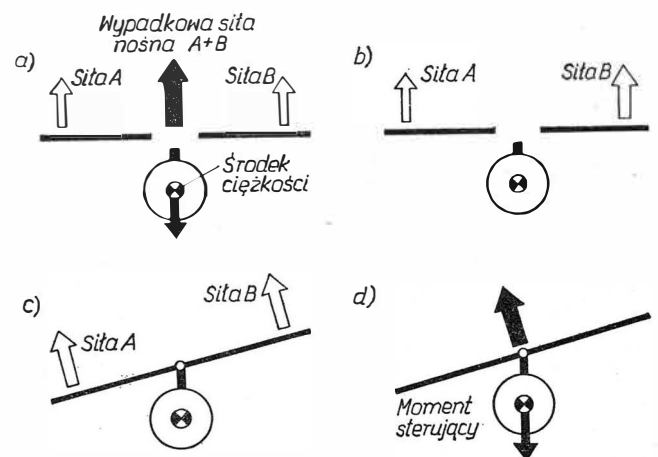


4. Prędkości śmigłowca i współczynniki obciążenia

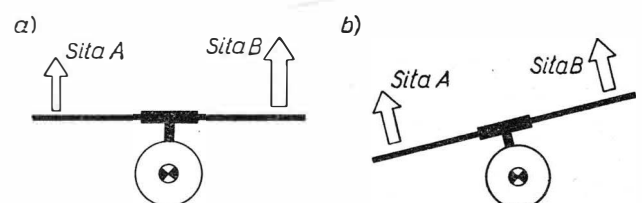
wą siłą nośną przechodzącą przez środek ciężkości śmigłowca. Dla uzyskania manewru pilot pochyła drążek — powstają różne siły nośne (siły A i B). Płaszczyzna wirowania łopát pochyła się, aż siły się zrównoważą (rys. 5 b, c). Wypadkowy wektor siły nośnej odsuwa się od środka ciężkości, co daje moment potrzebny do manewru, następnie kadłub odchyła się jak wahadło (rys. 5 c, d).

W układzie sztywnego wirnika natychmiastowa reakcja po wychyleniu drążka (rys. 6a, b) pochyła wektor ciągu i za nim kadłub w pożądanym kierunku. W wirniku przegubowym działa więc całkowity ciąg (siła nośna) na małym ramieniu, zaś przy wirniku sztywnym — składowe siły na dużych ramionach.

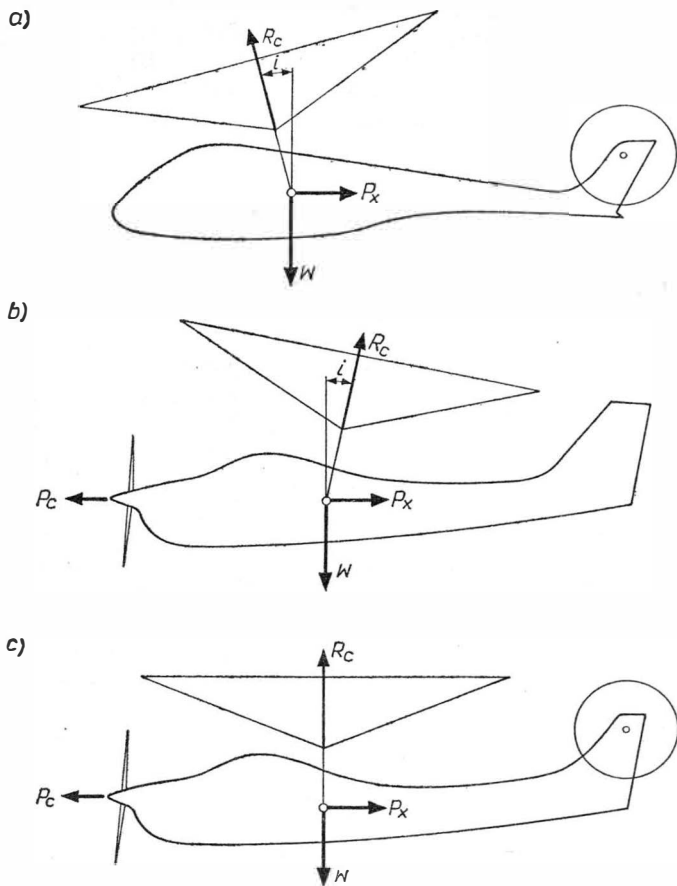
Dla śmigłowca Lockheed XH-51A publikacje fabryczne podają, że w porównaniu z prostym wirnikiem wahliwym (firmy Bell) o tej samej wielkości i momencie bezwładności sztywny wirnik daje 7 razy większą skuteczność sterowania i 3 do 4 razy większą w porównaniu do wirnika przegubowego. Wirnik wahliwy, z reguły dwułopatowy, ma łopaty połączone sztywnym wahliwym jarzmem, zaś w przegubowym łopaty mają odrębne przeguby. Zawiasy wahania łopát dla uzyskania tej samej skuteczności sterowania co sztywne musiałyby być odsunięte do 17% długości łopaty, jednak takie rozsuniecie stanowiłoby dodatkową trudność techniczną i pogorszenie aerodynamiki. Jeszcze inną zaletą sztywnego wirnika jest to, że może on dać prawie pełną skuteczność sterowania przy zerowej sile nośnej. W śmigłowcu sprzężonym ze skrzydłem unika się przy dużej prędkości lotu wpływu oderwania i ści-



5. Siła nośna na przegubowych łopatach wirnika śmigłowca: a) w zawisie, b) działanie wychylenia drążka, c) pochylenie wirnika, d) wektor wypadkowy



6. Siła nośna przy sztywnych łopatach: a) różnice siły nośnej, b) po wykonaniu manewru



7. Siły działające na różne wiropląty: a) śmigłowiec konwencjonalny, b) wiatrakowiec, c) śmigłowiec sprzężony,

śliwości dzięki odciążeniu wirnika przez siłę nośną wytwarzaną przez skrzydło.

Śmigłowiec sprzężony z przegubowym wirnikiem musiałby mieć przy dużej prędkości dodatkowe sterowanie typu samolotowego, natomiast, jak wyżej podano, sterowanie sztywnym wirnikiem nie zależy tak znacznie od prędkości lotu.

Rozpatrzmy zasadniczy układ sił różnych wiroplątów. W przypadku „czystego” śmigłowca dla lotu poziomego wypadkowa ciągu musi być pochylona do przodu. Wynika z tego oczywisty wniosek, że dla małej prędkości siła nośna może być większa. Równanie sił będzie następujące (rys. 7a):

$R_c \sin i = P_x$  pozioma składowa ciągu równoważy opór,

$R_c \cos i = W$  pionowa składowa ciągu równoważy ciężar.

Odmienne równania wyglądają dla wiatrakowca (autogira) — ciąg wypadkowy wirnika jest odchylony do tyłu (rys. 7b):

$R_c \cos i = W$  pionowa składowa ciągu wirnika nośnego równoważy ciężar,

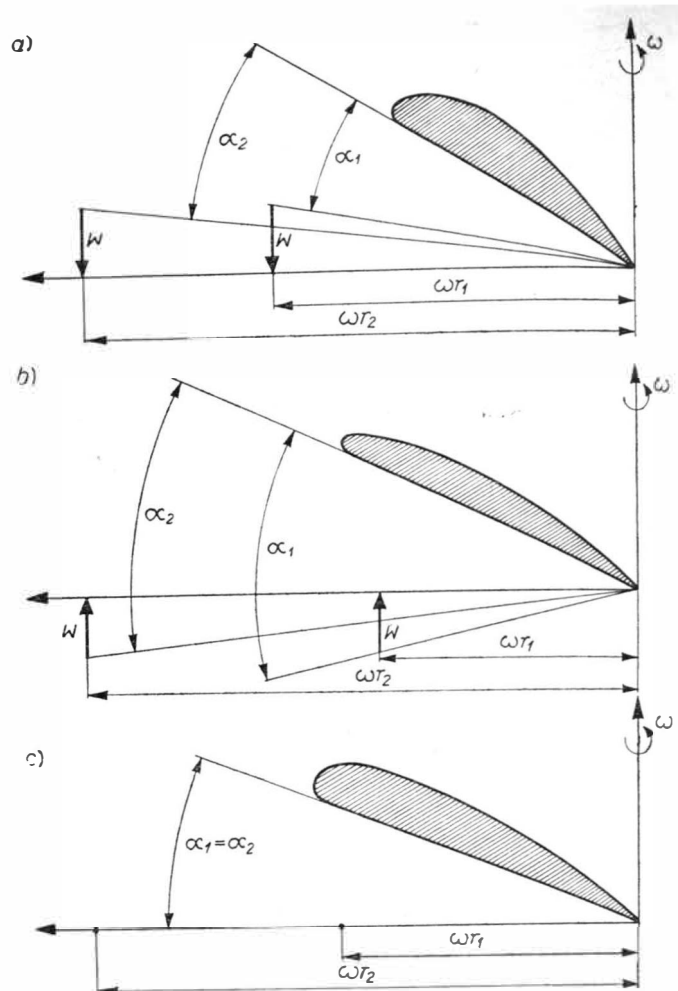
$R_c \sin i + P_x = P_c$  pozioma składowa ciągu wirnika nośnego wraz z oporem są równoważone przez ciąg dodatkowy.

Pośrednim przypadkiem będzie śmigłowiec z ciągiem dodatkowym:

$R_c = W$  ciąg wirnika równoważy ciężar (rys. 7c),

$P_c = P_x$  opór równoważy ciąg dodatkowy.

Poza tym skutek przejmowania części pionowej składowej ciągu wirnika nośnego przez skrzydło średnica



8. Składowe prędkości na profilu łopaty:

a) śmigłowiec konwencjonalny, b) wiatrakowiec, c) śmigłowiec sprzężony

wirnika może być mniejsza, co pociąga za sobą zmniejszenie prędkości końców łopat, a tym samym zmniejszenie wpływu ściśliwości i oderwania.

Interesujące jest przeanalizowanie skręceń łopat. Dla śmigłowca (rys. 8a) dla większych promieni łopaty kąty natarcia wypadają większe — łopata musi więc być odpowiednio skręcona.

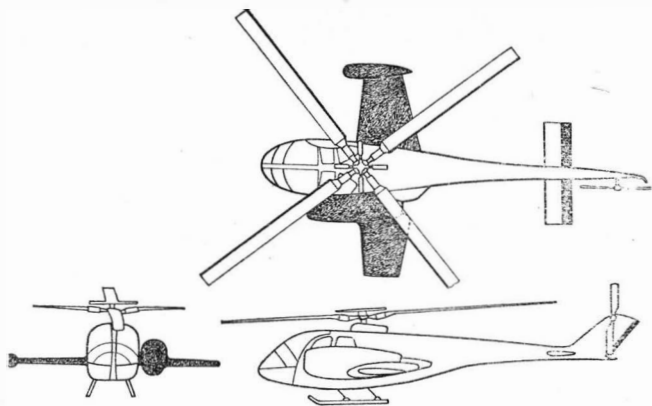
Dla wiatrakowca dla większych promieni łopaty kąt natarcia maleje, wobec tego skręcenie łopaty musi być przeciwne niż dla śmigłowca. Oczywiście rozważa się tu wypadkowy przepływ przez wirnik — składowa prędkości indukowanej będąca istotą powstania siły nośnej jest zawsze skierowana ku dołowi (rys. 8a).

Trzecim przypadkiem jest śmigłowiec sprzężony ze skrzydłem; pomijając prędkość indukowaną — nie ma tam przepływu przez wirnik i kąty natarcia nie zmieniają się wzdłuż promienia (rys. 8c).

Wynika z tego wniosek, że łopata śmigłowca z dodatkowym ciągiem nie musi być skręcona. Oczywiście w zawisie sytuacja będzie inna.

Między wieloma uśłowianiami poprawy charakterystyk wirników nośnych należy zanotować pomysł Kamana — łopat o zmienianym w czasie lotu skręceniu. Dla lotu powolnego i zawisu dla uzyskania większej sprawności silnie obciążony wirnik musi mieć ujemny kąt skręcenia  $12^\circ$  do  $16^\circ$ , zaś dla lotów szybkich niezbędny kąt skręcenia jest znacznie mniejszy ( $2^\circ$  do





9. Przeróbka śmigłowca Lockheed na śmigłowiec sprzężony (części zacieniowane — dodatkowe)

4° — ma to na celu zmniejszenie drgań przenoszących się na piastę).

Konstrukcja Kamana polega na umieszczeniu na łopacie sterowanej klapki, która powoduje potrzebne skrócenie elastycznej łopaty.

Ogólnie biorąc śmigłowiec sprzężony w swej konstrukcji i charakterystyce zawiera elementy istotnie różniące go od „czystego” śmigłowca.

Określenie siły nośnej i oporu nośnych elementów śmigłowca z wirnikiem nośnym, skrzydłem i dodatkowym ciągiem jest zagadnieniem złożonym. Obciążenie elementów tego „zespołu” zależy od współdziałania wszystkich wirów wchodzących w układ i wynikających ze złożonego opływu całości.

Blizsze poznanie zagadnień układu sprzężonego ułatwi opis zmian oraz własności śmigłowca Lockheed XH-51A przy przeróbce na śmigłowiec sprzężony. Wersja „czysta” była zbudowana dla badań sztywnych łopat. Ciekawostką jest to, że śmigłowiec ma statecznik pionowy i poziomy — przy tym pionowy jest wysklepiony dla odciążenia śmigła ogonowego przy szybkim locie. Statecznik daje siłę aerodynamiczną przeciwdziałającą momentowi obrotowemu, oczywiście rosnącą z prędkością (rys. 9).

W śmigłowcu duży nacisk położono na czystość aerodynamiczną — przez gładkość pokrycia i chowane podwozie. Piasta wirnika zakłóca znacznie mniej opływ w porównaniu do konwencjonalnego śmigłowca o przegubowych łopatach.

Tarcza sterująca jest zamontowana wewnątrz kadłuba i drążki sterujące są ukryte we wnętrzu głowicy. Przeróbka śmigłowca na sprzężony (rys. 9) polegała na dodaniu skrzydła o powierzchni 7 m<sup>2</sup> i pojedynczego turbopowinowego silnika odrzutowego Pratt Whitney J60 o ciągu 1250 kG po lewej stronie kadłuba i pojemnika po prawej stronie dla częściowego zrównoważenia asymetrii.

Dzięki dużej skuteczności sterowania wirnikiem nośnym lotki typu samolotowego i stery nie były potrzebne. Skrzydło nie „działa” przy starcie i lądowaniu — sam wirnik daje siłę nośną. W locie postępowym wirnik daje tylko część siły nośnej lub jest całkowicie odciążony i służy właściwie jako część układu stabilizacji i sterowania. Jedynym urządzeniem dodatkowym są spoilery zainstalowane na skrzydle. Mają one ułatwić wejście wirnika w autorotację przy dużej prędkości — zmniejszają one siłę nośną skrzydła. W przeciwnym przypadku powstałyby nadmierne obciążenia

skrzydła przy kątach natarcia łopat potrzebnych do uzyskania autorotacji. Musi to nastąpić dostatecznie szybko, aby wirnik nie stracił obrotów. Dodatkowym elementem sterowania jest regulacja ciągu silnika bocznego. Tak więc do dyspozycji są dwa warianty lądowania awaryjnego: stroma za pomocą wirnika lub lotem ślizgowym.

Trudny problem przy samolotach krótkiego lub pionowego startu i lądowania stanowi przejście z zawisu w lot poziomy. Dla śmigłowca sprzężonego istnieją tu dwa warianty: pierwszy to manewr śmigłowcowy — konwencjonalny przez pochylenie „nosa” i wytworzenie poziomej składowej ciągu; inna, często stosowana metoda, polega na powiększeniu dodatkowego ciągu poziomego, co daje szybkie i wygodne przejście w lot postępowy ze wznoszeniem. Śmigłowiec Lockheed w kilka sekund przyspiesza do 140—150 km/h i skok wirnika nośnego może być zmniejszony do wartości przelotowej. Nie istnieje tu obawa skutków oderwania na skrzydle przy locie przejściowym. Jasne, że na skrzydle jest oderwanie, lecz połączenie siły nośnej wirnika i ciągu dodatkowego silnika w pełni je kompensują. Przy dużych prędkościach podłużne sterowanie staje się zbyt czułe. Skuteczność sterowania aż do 360 km/h wynosi 2 g. Możliwości manewrowe według publikacji fabrycznych przewyższają możliwości porównywalnego co do wielkości samolotu i czystego śmigłowca. (Nie można jednak zapominać o zaangażowanej tu większej mocy).

Jednym z zagadnień szybkich śmigłowców jest zdolność do możliwie szybkiego wejścia w autorotację dla uniknięcia nadmiernego spadku prędkości obrotowej wirnika przy awarii silnika — o czym wspomiano wyżej. Wirnik śmigłowca sprzężonego pracuje przy małej sile nośnej i moment oporowy jest mały — spadek prędkości obrotowej nie będzie tu znaczny. Badania wykazały jeszcze jedną zaletę sprzężonego śmigłowca — mianowicie lot poziomy może być utrzymany na zasadzie autorotacji i śmigłowiec może lecieć jako wiatrakowiec.

Śmigłowiec sprzężony odpowiada wymogom prostego i ekonomicznego samolotu pionowego startu i lądowania. Ma dużą prędkość i dobre własności zawisu. Projektuje się śmigłowce sprzężone o prędkości do 500 km/h. Jeszcze dalej idą projekty śmigłowców z zatrzymanym lub składanym wirnikiem.

#### UWAGA

ZAKŁADY PRACY, INSTYTUCJE,  
ORGANIZACJE SPOŁECZNO-POLITYCZNE,  
BIBLIOTEKI itp.

Zakład Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT zawiadamia, że ostateczny termin wpłat za prenumeratę czasopism na rok 1970

**upływa nieodwołalnie 25 listopada 1969 r.  
Przypominamy, że prenumerata przyjmowana  
jest wyłącznie na okres całego roku.**

W trosce o usprawnienie pracy oraz zabezpieczenie terminowej dostawy czasopism technicznych wprowadziliśmy w br. warunki prenumeraty obowiązujące już od 2 lat w kolportażu „Ruchu”.

**Prenumeratorzy indywidualni mogą dokonywać wpłat za prenumeratę do każdego 10 dnia miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty (kwartalnej, półrocznej lub rocznej).**

# Granice opłacalności modernizacji śmigłowców

Rozwój gospodarki narodowej uzależniony jest w głównej mierze od szybkości uruchamiania nowych wyrobów, jak też unowocześnień wyrobów już produkowanych. Dotyczy to w zasadzie wszystkich przemysłów, ale szczególne znaczenie przypisać należy przemysłowi produkującemu maszyny, narzędzia, urządzenia i aparaty elektroniczne, przemysłowi motoryzacyjnemu, lotniczemu i innym. Wiodąca rola przemysłu maszynowego w stosunku do innych przemysłów wynika także stąd, że jego wyroby są nośnikami postępu technicznego i przyczyniają się do rekonstrukcji technicznych sił wytwórczych w kraju.

Wiadomo powszechnie, że najbardziej skomplikowane wyroby wytwarzane są w branżach elektronicznej i lotniczej. Dlatego też uruchomienie produkcji nowych wyrobów w tych branżach pochłania stosunkowo duże ilości środków i sił. Przy tym trzeba podkreślić, że właśnie w przedsiębiorstwach produkujących sprzęt lotniczy wysiłek pracowników, a głównie zaplecza technicznego, nie kończy się z chwilą rozpoczęcia produkcji seryjnej, a występuje ciągle, z uwagi na obiektywną konieczność modernizacji. I tutaj wyłania się problem określenia zakresu modernizacji wyrobów z punktu widzenia ekonomicznego. Wydaje się, że unowocześnienie wyrobu z technicznego punktu widzenia nie pokrywa się z ujęciem tego zagadnienia w aspekcie rachunku ekonomicznego. W technice bowiem każde nowe rozwiązanie w zakresie konstrukcji, technologii bądź organizacji przyjmuje się jako modernizację. Z ekonomicznego punktu widzenia natomiast nowe rozwiązania w produkcji mogą być uważane tylko wtedy za modernizację, jeśli wartość poniesionych na nią nakładów nie przekroczy zmniejszenia kosztów wynikających z przedsięwzięć techniczno-organizacyjnych.

Postawiona teza nie przeczy w zasadzie definicji zawartej w małej encyklopedii ekonomicznej, stwierdzającej, iż „modernizacja oznacza unowocześnienie, doprowadzenie do wymagań współczesności procesu technologicznego, maszyn urządzeń lub organizacji, mające na celu zwiększenie wielkości produkcji, podwyższenie jakości wyrobów, zmniejszenie pracochłonności, zmniejszenie kosztów własnych. Modernizacja powinna być oparta na ścisłych obliczeniach ekonomicznej lub społecznej jej opłacalności, jeśli stosowanie modernizacji ma być celowe i słuszne”<sup>1)</sup>.

Po wstępnym zasygnalizowaniu ogólnych uwag i spostrzeżeń spróbujemy rozpatrzeć zawartą w temacie problematykę na konkretnym materiale doświadczalnym występującym w przedsiębiorstwie. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku jest znana Czytelnikom jako producent wysokiej klasy śmigłowców i popularnych w naszym kraju motocykli.

Obecnie produkowany jest w tym zakładzie w oparciu o licencyjną dokumentację radziecką śmigłowiec Mi-2 o napędzie turbinowym. Zarówno produkowany obecnie śmigłowiec, jak i wcześniej produkowany śmigłowiec Mi-1 poddawano ciągłym, znacznym ulepszeniom konstrukcyjno-technologicznym. Tak na przykład na produkowanym w latach 1957/65 śmigłowcu Mi-1 wprowadzono wiele nowych rozwiązań konstrukcyjnych i innych, które podniosły jego wartości eksploatacyjne. Śmigłowiec ten poddawany był ciągłej modyfikacji, która polegała na wykonywaniu coraz to doskonalszych wersji śmigłowca, o zwiększonej trwałości i lepszych walorach użytkowych. Tak więc uru-

chomiono w stosunku do wyjściowej wersji pasażerskiej o trwałości 300 godzin nową wersją o trwałości 600 godzin, a następnie wersję wielozadaniową i wreszcie śmigłowiec z układem sterowania ze wzmacniaczami.

Tablica 1. Wielkości i proporcje nakładów (kosztów) związanych z uruchamianiem różnych wersji śmigłowca

Rodzaj kosztów	Mi-1 wersja podstaw. [%]	Mi-1 600 h [%]	Mi-1W (wielozadani.) [%]	Mi-1Wb (wzmacniacze) [%]
Koszty przygotowania dokumentacji technicznej	100	54,4	33,2	77,2
Koszty oprzyrządowania	100	30,5	33,4	12,9
Koszty prób i badań	100	55,2	72,3	45,4
Koszty pozostałe	100	32,0	18,0	17,2
Razem koszty uruchomienia	100	35,8	38,7	22,1

Z zamieszczonej tablicy wynika, że nakłady związane z uruchomieniem kolejnych wersji śmigłowca Mi-1 wahały się od 22% do 39% nakładów na uruchomienie wersji podstawowej, mimo iż nakłady w kwotach bezwzględnych były dość duże. Analizując natomiast koszty jednostkowe śmigłowca Mi-1 w okresie produkcji stwierdzono, że utrzymały się one na tym samym poziomie bądź nieznacznie się zmniejszyły, mimo dużych nakładów na same uruchomienia wymienionych wersji rozwojowych, wynoszących łącznie 96,6% ogółu nakładów na uruchomienie produkcji wersji podstawowej. Należy tutaj podkreślić fakt bardzo dużego podniesienia walorów techniczno-eksploatacyjnych i pilotażowych ulepszanych wersji w porównaniu z wersją podstawową, np. trwałość śmigłowca zwiększyła się dwukrotnie. Jednostkowy koszt własny (jednej z wersji) śmigłowca Mi-1 w poszczególnych latach ulegał następującym zmianom<sup>2)</sup>:

rok 1959	— 100%
rok 1969	— 99,7% — zwiększono resurs do 600 h
rok 1961	— 97,8%
rok 1962	— 79,9%
rok 1963	— 79,7%
rok 1964	— 85,0% — wprowadzono wzmacniacze
rok 1965	— 76,1%

Z tego układu wskaźników dynamiki jednostkowego kosztu własnego Mi-1 nietrudno wywnioskować, że gdyby nie unowocześniono wyrobu, to ogólne tempo zmniejszenia kosztów własnych byłoby jeszcze większe. Jakkolwiek wprowadzenie większych zmian modernizujących powoduje wzrost kosztu własnego w porównaniu z rokiem poprzednim (np. w roku 1964 po

<sup>2)</sup> Jako punkt wyjścia przyjęto koszt z roku 1959, eliminując tym samym wpływ czynnika rozruchu i wstępnej wprawy pracowników na koszty itp. Koszt jednostkowy z 1957 r. jest większy od kosztu jednostkowego z 1959 r.

<sup>1)</sup> „Mała encyklopedia ekonomiczna”, PWE, W-wa 1962.



wprowadzeniu sterowania ze wzmacniaczami), to jednak w żadnym przypadku nie przekracza kosztu jednostkowego roku bazowego 1959. Przy bliższej analizie jednostkowego kosztu własnego w układzie kalkulacyjnym okazuje się, że największą dynamikę zmniejszenia kosztów osiągnięto na płacach (zmniejszenie pracochłonności), a następnie w kosztach pośrednich. Jest to wynik realizacji przedsięwzięć organizacyjno-technicznych w przedsiębiorstwie. To właśnie zdaje się potwierdzać postawioną na wstępie tezę, że z punktu widzenia przedsiębiorstwa modernizacja w aspekcie ekonomicznym występuje wówczas, gdy nakłady związane z unowocześnieniem wyrobu nie przekroczą zmniejszenia kosztów wynikających z wprowadzonych przedsięwzięć organizacyjno-technicznych. Zamierzenia w zakresie unowocześnienia produkcji, które przekraczałyby wyżej określoną granicę nakładów, powinny być traktowane jako rekonstrukcja wyrobów lub nowe uruchomienie. Modernizacja bowiem „oznacza na ogół wprowadzenie stosunkowo niewielkich zmian, podczas gdy rekonstrukcja prowadzi do znacznych zmian”<sup>3)</sup>.

Przedsięwzięcia typu modernizacyjnego mają charakter zmian ilościowych, a jednocześnie ich wystąpienie w większych rozmiarach prowadzi powinno do zmian typu jakościowego, a więc do rekonstrukcji i nowych uruchomień. Jako przykład można tutaj przedstawić uruchomienie produkcji nowego śmigłowca Mi-2. Wbrew pozorom jest to zupełnie nowy produkt w porównaniu ze śmigłowcem Mi-1. Różnice w konstrukcji, w technologii, w pracochłonności, w kosztach wytwarzania itp. są tak duże, że uniemożliwiają wręcz dokładne porównanie tych śmigłowców. Pewną orientację w tym zakresie może dać tablica 2.

Ulepszenie wyrobu, niezależnie od tego w jakim zakresie występuje, powinno być opłacalne i przynosić efekt użyteczny zarówno dla producenta, jak i dla użytkownika. W celu porównania efektu użytecznego wymienionych typów śmigłowców posłużyć się można następującym wzorem:

$$SCP.j.u = \frac{p}{(Q \cdot v + H \cdot w) \cdot \mathcal{L}}$$

gdzie:

SCP.j.u — światowa cena porównawcza jednostki użytkowej,  
 p — cena światowa wyrobu,  
 Q — udźwig lub ilość miejsc dla pasażerów,  
 v — prędkość przelotowa [km/h],  
 H — pułap statyczny [km],  
 w — prędkość wznoszenia [m/sek],  
 L — trwałość wyrobu [godz].

<sup>3)</sup> „Mała encyklopedia ekonomiczna”, PWE, W-wa 1962, s. 385.

Po podstawieniu odpowiednich danych stwierdzić można, że śmigłowiec Mi-2 jest około 2,5-krotnie efektywniejszy od śmigłowca Mi-1.

Tablica 2. Zestawienie podstawowych danych techniczno-eksploatacyjnych śmigłowców Mi-1 i Mi-2

Wyszczególnienie	Jednostka miary	Mi-1	Mi-2
Ciężar startowy	kG	2450	3500
Ciężar własny	kG	1900	2300
Moc silnika (maks.)	KM	575	800
Liczba miejsc		1+3	1+8
Pułap statyczny	m	2200	4000
Prędkość przelotowa	km/h	140	210
Zasięg maksymalny	km	315	590
Liczba silników	szt.	1 tłok.	2 turb.

Ścisłejszy związek z efektywnością ekonomiczną postępu technicznego w zakresie modernizacji i rekonstrukcji produkowanych wyrobów oraz uruchomienia nowych wyrobów ma poniższy wzór:

$$U.j.u = \frac{k}{Q \cdot v \cdot \mathcal{L}}$$

gdzie:

U.j.u — umowna jednostka użytkowa,  
 k — koszt jednostkowy wyrobu.

Przedstawione wzory powinny stać się elementem podejmowania decyzji o modernizacji.

Reasumując stwierdzić należy, że zagadnienie określenia ekonomicznych granic modernizacji jest niebagatelne również z punktu widzenia zasad finansowania postępu technicznego i zasad ustalania cen oraz z punktu widzenia nabywcy i użytkownika. Wydaje się bowiem, iż wprowadzanie do produkcji udoskonalonych modernizujących nie może w zasadzie powodować konieczności zmiany cen wyrobów. Z tego wynika, że — rozpatrując zagadnienie w długim okresie czasu — nabywca czy użytkownik otrzymywałby za tę samą cenę coraz lepszy produkt. Oczywiście, te przedsięwzięcia, które osiągają największe stosunkowo, ponadplanowe zmniejszenie kosztów własnych, mogłyby w większym stopniu unowocześniać swoją produkcję, stając się tym samym poszukiwanym producentem atrakcyjnych wyrobów.

## STUDENCI Z POLITECHNIKI WARSZAWSKIEJ Z WIZYTĄ W WSK MIELEC

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego gościła ostatnio trzydziestoosobową grupę studentów Wydziału Mechanicznego, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej. Studenci, członkowie Koła Naukowego Lotników, przybyli do Mielca autokarem wraz z kierownikiem Katedry Budowy Samolotów prof. Leszkiem Dulebą. Przyjazd do Mielca miał na celu zapoznanie przyszłych inżynierów z warunkami pracy w przedsiębiorstwie oraz zainteresowanie możliwościami podjęcia pracy w odpowiadającym im zawodzie w WSK Mielec. Korzystając z pobytu prof. Duleba przeprowadził rozmowy z z-cą dyrektora d.s. technicznych mgr inż. Z. Tkaczykiem na temat potrzeb kadrowych przedsiębiorstwa i możliwości zapewnienia ich przez uczelnię. Studenci, podzieleni na dwie grupy, zwiedzili zakłady, zapoznając się z wyposażeniem technicznym wydziałów, organizacją produkcji oraz perspektywami jej rozwoju w najbliższych latach. Szczególnym zainteresowaniem cieszyły się wydziały pólmontażu i montażu, gdzie można było prześledzić cykl technolo-

giczny bydowy samolotów rolniczych An-2R. Przy okazji warto przypomnieć, że Polska produkuje 1/4 wszystkich samolotów rolniczych wytwarzanych aktualnie na świecie. To właśnie głównie dzięki eksporterowi samolotów WSK Mielec jest drugim w Polsce, pod względem wartości wysyłanych za granicę wyrobów, eksporterem po Stoczni Gdańskiej. Należy także pamiętać, że jednym z największych osiągnięć polskiego przemysłu lotniczego jest ciągle unowocześniany odrzutowy samolot szkolno-treningowy TS-11 „Iskra”, na którym pobite zostały w latach ubiegłych 4 rekordy świata. Wiadomo, że tylko stała, systematyczna praca nad ulepszeniem produkowanego sprzętu może zapewnić wysoką jakość, dzięki której może on skutecznie walczyć z konkurencją. Dlatego też uwagę zwiedzających przykuwały przede wszystkim wprowadzone do produkcji nowości, na temat których udzielali objaśnień przewodnicy, członkowie SIMP. Zwiedzający zapoznali się również z produkcją nielotniczą zakładów. Przed opuszczeniem przedsiębiorstwa, na specjalnym spotkaniu studentów z akty-

wistami Sekcji Lotniczej SIMP omówiono zasady i program wzajemnej współpracy. Inż. Wasiak z Działu Szkolenia Zawodowego WSK Mielec zapoznał zebranych z planowanym, w niedalekiej przyszłości, powierzeniem studentom (za pośrednictwem Politechniki) niektórych prac konstrukcyjnych do wykonania na rzecz Wytwórni.

Przedmiot zwiedzania stanowiło również osiedle mieszkaniowe wraz z Domem Kultury, stadionem i halą sportową KS „Stal”. Ogromne uznanie wzbudziła piękna kryta pływalnia z umieszczoną w pobliżu kawiarnią.

Plonem wycieczki było wyrażenie przez czterech jej uczestników chęci podjęcia pracy w WSK Mielec. Ponadto dalszych pięciu studentów nosi się również z takim zamiarem. W dowód wdzięczności kierownictwu przedsiębiorstwa za zaproszenie i życzliwe przyjęcie studenci przekazali dyrekcji pamiątkowy album. Należy nadmienić, że koszty przejazdu autokarem, hotelu i wyżywienia uczestników wycieczki w Mielcu pokryło przedsiębiorstwo. Z pełnych wrażeń wypowiedzi wynika, że udana impreza natchnęła wielu młodych ludzi wiarą w polski przemysł lotniczy.

Stanisław Orczykowski

*Omówiono te dziedziny produkcji lotniczej, w których polski przemysł lotniczy powinien rozwijać intensywną działalność. Podano orientacyjne zapotrzebowanie Polski na samoloty różnych kategorii i wskazano na możliwości opracowania tych samolotów przez krajowy przemysł lotniczy; doświadczenia z eksploatacji nowego sprzętu powinny być podstawą jego eksportu. Podkreślono, że istniejące obecnie w Polsce zaplecze naukowo-badawcze i wytwórcze pozwala na opracowanie i produkcję nowych typów sprzętu lotniczego.*

## PERSPEKTYWY POLSKIEGO PRZEMYSŁU LOTNICZEGO

Zafascynowani osiągnięciami techniki w dziedzinie lotów kosmicznych, wdarciem się człowieka — w niedostępny tak niedawno — przestrzeń międzyplanetarną, podziwiając osiągnięcia wielkiej komunikacji lotniczej, rozpoczynającej z jednej strony loty z prędkością naddźwiękową, z drugiej — zmierzającej do budowy samolotów — kolosów o tysiącu miejsc pasażerskich, zapominamy o mniej sensacyjnych, ale nie mniej użytecznych, potrzebnych, a nawet niezbędnych dziedzinach lotnictwa.

Oszołomieni wielkością przemysłu lotniczego, potęgą zaplecza naukowego i ogromem nakładów potrzebnych do rozwoju superszybkich lub superwielkich samolotów, wpadamy często w swoisty rodzaj „kompleksu niższości”. Często spotykamy się z poglądem, że wobec obecnego rozwoju przemysłu lotniczego Polska nie ma szans w tej dziedzinie. Tymczasem dokładniejsze przyjrzenie się temu zagadnieniu wykazuje, że stanowisko takie jest z gruntu fałszywe. Oczywiście, nikt logicznie myślący nie będzie oczekiwał od polskiego przemysłu lotniczego budowania statków kosmicznych czy gigantów komunikacyjnych lub o dużych prędkościach naddźwiękowych samolotów wojskowych. Nie mamy po temu ani środków finansowych, ani możliwości technicznych. W wielu jednak dziedzinach konstrukcji lotniczej Polska powinna i może znaleźć sobie właściwe miejsce. Zdefiniowane jest ono z jednej strony przez potrzeby krajowe i możliwości eksportu, z drugiej — przez możliwości zaplecza naukowo-badawczego, konstrukcyjnego i wytwórczego.

Jak kształtują się potrzeby krajowe i jaki eksport można brać pod uwagę?

Chciałbym to zagadnienie omówić trzymając się realistycznego podejścia, bez puszczania wodzów fantazji. Samolotów potrzebują APRL, lotnictwo sanitarne, lotnictwo rolnicze.

Sprzęt, który eksploatuje APRL jest w dużej części przestarzały. Przecież nie trzeba być specjalistą, aby zorientować się, że np. „Junak”, który powstał w latach 40, a produkowany był w 50, nie może być dziś uważany za sprzęt wysokiej klasy. To, że samoloty te do dziś utrzymują się w eksploatacji, wystawia z jednej strony bardzo dobre świadectwo służbie technicznej APRL, z drugiej strony — świadczy o ich trwałości. Jakby jednak nie było — żywot tego sprzętu dobiega swego kresu.

A co mamy do wprowadzenia na miejsce samolotów, które nieuchronnie muszą iść do kasacji w niedługim czasie? Opieranie działalności APRL na sprzęcie przekazywanym mu przez wojska lotnicze, czego przykłady obserwujemy, nie jest rozwiązaniem właściwym, bo nie daje sprzętu dostosowanego do specyfiki działań

ności APRL. Aeroklub potrzebuje holownika szybowców, samolotu do treningu w akrobacji, do szkolenia pilotów, skoczków spadochronowych. Czy wszystkie te luki ma wypełnić użytkownik „Wilgi”? Chyba nikt nie ma wątpliwości, że nie. „Wilga” jest bez wątpienia dobrym holownikiem szybowców, przydatna jest również do treningu spadochronowego o charakterze indywidualnym, ale nie jest sprzętem właściwym do szkolenia pilotów, a już całkiem nie nadaje się do akrobacji. Dla uzupełnienia istniejących braków można by wysunąć koncepcję importu. Ale zdajemy sobie sprawę, że jest to chyba koncepcja mało realna, a w każdym razie bardzo niekorzystna pod względem ekonomicznym. Samolot jest sprzętem dość kosztownym, a każda złotówka (a tym bardziej dolar) wydane za granicą na jego zakup — to pieniądz stracony dla gospodarki kraju. Ten sam pieniądz przeznaczony na zakup sprzętu produkcji krajowej — to czynnik ożywienia gospodarczego. Jako jedyne realne rozwiązanie pozostaje więc dla nas opracowanie odpowiedniego sprzętu we własnym zakresie. Na jak duże zapotrzebowanie można liczyć ze strony APRL? Wymaga to oczywiście zbadania, ale orientacyjnie ocenić można potrzeby na około 250 samolotów.

Lotnictwo sanitarne, zajmujące się w znacznym stopniu przewozem chorych, a w mniejszym — akcją ratowniczą, odczuwa brak szybkiego samolotu, przeznaczanego do przewozu 2—4 chorych. Sprzęt, którym obecnie rozporządza, tzn. samoloty „Gawron” i „Morava” nie są do tego celu odpowiednie. I znowu pojawia się problem dostarczenia samolotów sanitarnych i znowu realne rozwiązanie problemu leży w ręku przemysłu krajowego. O jaką ilość sprzętu chodzi? Opierając się na obecnej działalności można sądzić, że 100 samolotów jest liczbą, około której układają się rzeczywiste potrzeby Zespołu Lotnictwa Sanitarnego.

Trzecia grupa użytkowników — to lotnictwo rolnicze. Sprawa rozwoju lotnictwa rolniczego, omawiana wielokrotnie na konferencjach regionalnych czy ogólnokrajowych i poruszana w prasie fachowej, nie znalazła do dziś właściwego ustawienia. Jest to tym bardziej dziwne, że co do jego użyteczności, przydatności i potrzeby nie ma różnicy zdań między rolnikami i leśnikami — z jednej strony, chemikami — z drugiej, a lotnikami — z trzeciej.

Wielokrotnie stwierdzono zacofanie Polski w tej dziedzinie. Zacofanie to wynika nie tylko z porównania z krajami zachodnimi, ale przede wszystkim z analizy rozwoju agrolotnictwa w krajach naszego obozu: NRD, Bułgaria, Rumunia, Czechosłowacja, Węgry, Związek Radziecki. Udowodniono, że lekko licząc, nasilenie wykorzystania lotnictwa w agrochemii w Polsce jest oko-

ło 8 razy mniejsze niż u naszych sąsiadów i jest najmniejsze ze wszystkich krajów bloku socjalistycznego.

Jeśli weźmie się pod uwagę stały niedobór siły pociągowej — ciągników, maszyn rolniczych i rąk roboczych w rolnictwie, jeśli nałożyć na to charakterystyczne dla rolnictwa spiętrzenie się nasilenia prac w pewnych okresach — to wstrzymieźliwość w wykorzystaniu lotnictwa dla potrzeb agrochemii staje się zupełnie niezrozumiała. Jeden nowoczesny samolot rolniczy jest w stanie zastąpić około 50 ciągników z zestawem maszyn do chemizacji. Wykonuje przy tym pracę dokładnie, daje się szybko przesuwać w rejony najbardziej pilnych zadań, nie niszczy roślin. Jest niezastąpiony zarówno w ochronie roślin, jak i nawożeniu pogłównym, a nawożenie podstawowe może wykonać już w tym okresie, gdy żadne naziemne narzędzie nie może wjechać na pole. Jeśli przyjąć, że niewłaściwe proporcje zastosowania agrolotnictwa zostaną wyregulowane i że staniemy w tym względzie przynajmniej na równym poziomie z innymi krajami socjalistycznymi, zapotrzebowanie krajowe na nowoczesne samoloty rolnicze wyniesie około 200 sztuk oraz ponadto kilkadziesiąt sztuk, o ile rozwinię się zapoczątkowany już w ubiegłym okresie eksport usług agrolotniczych. Na podkreślenie zasługuje fakt, że dzisiejsze tendencje wskazują na potrzebę opracowania sprzętu o dużym udźwigu chemikaliów (około 1800—2000 kG). I znowu zadanie dla przemysłu polegające na opracowaniu, wypróbowaniu i wyprodukowaniu nowego sprzętu, traktowanego jako wysoce wydajne narzędzie rolnicze. Dzisiejsza technika pozwala na budowę sprzętu znacznie przewyższającego swymi parametrami użytkowymi i ekonomicznymi ten, którym rozporządza się obecnie.

Istnieje jeszcze jedna grupa użytkowników, o której dotychczas nie wspomniano — wojsko. Trudno w czasopiśmie dostępnym szerokiemu ogółowi czytelników omawiać szczegółowo i konkretnie jego potrzeby. Tym niemniej, wychodząc z analogii do innych krajów wysnuć można wiele stwierdzeń. Wojskowy sprzęt lotniczy z końcem II wojny światowej i w okresie bezpośrednio po jej zakończeniu koncentrował się głównie wokół samolotu myśliwskiego oraz ciężkiego bombowca. Inne typy samolotów stały niejako na dalszym planie. W późniejszych latach zaszły w strukturze lotnictwa wojskowego duże zmiany. Powstało wiele typów lekkich samolotów rozpoznawczych, do zwalczania celów naziemnych, desantu grup dywersyjnych, dowodzenia itp. i oczywiście szeroki wachlarz samolotów do szkolenia pilotów, radiooperatorów itd. oraz do treningu tego personelu. Ciekawe jest, że w wielu wypadkach rozwój samolotu pomyślanego początkowo jako sprzęt szkolny doprowadził do powstania lekkiego myśliwca czy samolotu wsparcia naziemnego. Szerokiego zastosowania doczekały się śmigłowce.

Przypuszczać należy, że przesłanki, które kształtują oblicze lotnictwa wojskowego w innych krajach, będą obowiązywały i u nas i że nasze wojska lotnicze odczuwają zapotrzebowanie na podobny sprzęt. Charakterystyczną jego cechą jest to, że nie wkracza on ani w dziedzinę samolotów superszybkich, ani dużych. Jego „kaliber” leży więc całkowicie w klasie, którą może produkować nasz przemysł lotniczy.

Jakie możliwości widzimy dla eksportu sprzętu lotniczego? Uważam, że są one znaczne, ale pod warunkiem,

że sami będziemy ten sprzęt intensywnie eksploatować. Nikt nie kupi wyrobu, od którego stroni (w pojęciu klienta) sam wytwórca. Samolot musi być niezawodny w działaniu. Przekonanie o spełnieniu tego warunku klient uzyskuje kupując sprzęt w renomowanej firmie lub przez udokumentowanie ze strony wytwórcy. A jedynym sposobem przeprowadzenia tego dowodu jest eksploatacja krajowa, dająca podstawy do ustalenia trwałości, remontów, obsługi. Liczenie na eksport bez intensywnej eksploatacji własnej — to fikcja. A tymczasem u nas pokutuje pogląd, że klient musi być z góry zagwarantowany. Sprzęt trzeba wykonać i przedstawić odbiorcy, zareklamować mu go — tak postępuje się w każdym handlu. Wyobrażenie o sprzęcie, a nawet najbardziej atrakcyjne przedstawienie go na papierze nie jest podstawą do handlu. Zdajmy sobie wreszcie sprawę, że „najpierw produkt, potem handel” — a nie odwrotnie.

I jeszcze jedna sprawa. Uważa się u nas, że produkcja sprzętu lotniczego w liczbie kilkudziesięciu sztuk jednego typu nie opłaca się. Celujemy zawsze na tysiące — inaczej nie. Jest to pogląd błędny. Samoloty opłaca się robić nawet w niewielkich ilościach. Dowodem tego są przykłady zagraniczne. Przecież nawet w krajach o potężnym przemyśle lotniczym w tysiącach sztuk produkuje się tylko niewiele typów samolotów (np. w Anglii średnia produkcja jednego typu wynosi ok. 65 samolotów).

Oczywiście, takie postawienie sprawy wymaga odpowiedniego systemu organizacji wytwarzania. Początkowa niewielka produkcja dla potrzeb własnych daje podstawy do rozwinięcia jej dla potrzeb eksportu. Kto mógłby być importerem naszego sprzętu?

Bez wątpienia przede wszystkim kraje socjalistyczne, gdzie już nasz sprzęt jest znany i użytkowany (i to nawet w dużych ilościach). Następnie — kraje „trzeciego świata”, z którymi już obecnie nawiązano kontakt poprzez „pośredni eksport”, drogą podjęcia usług agrolotniczych. Dysponowanie udoskonalonym, nowoczesnym sprzętem przyczyniłoby się znakomicie do rozszerzenia współpracy. Eksploatacja własna i oparte o nią doskonalenie sprzętu może stać się podstawą do kontaktów handlowych z krajami zachodnimi. Zapotrzebowanie na tym rynku na małe i średnie samoloty sportowe, służbowe i rolnicze jest kolosalne. Dysponowanie sprzętem odpowiedniej klasy może nam otworzyć te rynki, stając się źródłem poważnych wpływów dewizowych. Można przyjąć, że w omawianej przez nas klasie jedna roboczogodzina produkcyjna daje sprzęt o wartości 4—10 \$.

Drugim czynnikiem określającym pozycję Polski w dziedzinie konstrukcji lotniczych jest — jak już powiedziano — zagadnienie potencjału naukowo-badawczego i wytwórczego stojącego do naszej dyspozycji. Stwierdzić trzeba, że możliwości działania są bardzo duże. Angażując poważne nakłady finansowe i duży wysiłek społeczeństwa stworzyliśmy obszerne zaplecze naukowo-badawcze, wybudowaliśmy nowoczesne zakłady produkcyjne sprzętu lotniczego. Dysponujemy instytucjami, które zdolne są przeprowadzić wszelkie prace naukowo-badawcze ze wszystkich dziedzin związanych z budową samolotów, śmigłowców, silników, osprzętu. Do dyspozycji lotnictwa stoją wyspecjalizowane zakłady produkcyjne mogące wykonać



# PRZYSZŁOŚĆ SZYBOWCÓW ZAWODNICZYCH

(dokończenie)

## *Dokończenie ze str. 19*

wszelkie prace z dziedziny budowy sprzętu lotniczego. Zakłady te potrafiły w praktyce wykazać się wysokim poziomem jakości produkcji, opanowaniem skomplikowanej i różnorodnej technologii, zaspokajającej wszelkie potrzeby, które mogą powstać przy budowie wymienionych wyżej typów sprzętu.

Składnikiem o wielkiej wadze jest sprawa kadr. Stwierdzić trzeba, że dysponujemy setkami inżynierów i techników, tysiącami robotników, którzy znają doskonale pracę lotniczą i zdobyli duże doświadczenie w tej dziedzinie. Nie można jednak pominąć milczeniem smutnego faktu, że przeważająca większość tych ludzi pracuje poza lotnictwem. Spotykamy ich wszędzie: w budownictwie, automatyce, motoryzacji i chemii. Utarło się nawet powiedzenie, że lotnicy są cenienni wszędzie, tylko nie w lotnictwie. A ich „nieobecność” przy lotniczym warsztacie pracy powoduje dekadencję potencjału przemysłu lotniczego — z jednej strony, a despecializację tych ludzi — z drugiej. I jedno i drugie jest źródłem niewymiernych wprost strat dla gospodarki narodowej. Reasumując powyższe widzimy, że Polska ma wystarczające środki techniczne dla podjęcia szeroko pomyślanego rozwoju przemysłu lotniczego; przede wszystkim dla pokrycia potrzeb krajowych, a następnie w oparciu o doświadczenia eksploatacyjne dla wyjścia na rynki zagraniczne. Potrzebne jest tylko podjęcie odpowiednich kroków organizacyjnych, a przede wszystkim **skoncentrowanie kadr** dla wyjścia z nowymi, nowoczesnymi konstrukcjami i to we wszystkich głównych działach twórczości lotniczej: silnikach, osprzęcie i płatowcach.

## Problem szybowców dwumiejscowych

Od dwóch lat toczy się w świecie szybowcowym dyskusja — zainicjowana przez szybowców włoskich — na temat możliwości powrotu szybowców dwumiejscowych na mistrzostwa świata.

Wyczynowe szybowce dwumiejscowe zaczęły rozwijać się od 1936 r., gdy pojawiły się „Kranich”, „Mewa” i „Stachanowiec”. W latach 1948—1956 szybowce dwumiejscowe brały udział w mistrzostwach świata. W tym okresie powstało wiele wyczynowych dwumiejscowych szybowców, m.in. „Bocian”, „Blanik” i najlepszy wyczynowy dwumiejscowy szybowiec — „Košava”. Zlikwidowanie od 1958 r. udziału szybowców dwumiejscowych w mistrzostwach świata zahamowało ich rozwój. Środki finansowe przeznaczone na nowe szybowce wyczynowe idą na szybowce jednomiejscowe. Wyczynowe dwumiejscowe szybowce stały się szybowcami szkolno-treningowymi, a z braku dopingu nowych nikt nie konstruuje.

Ujemnym zjawiskiem związanym z brakiem wysokowyczynowych (tj. o doskonałości zbliżonej do doskonałości wyczynowych szybowców jednomiejscowych, np. rzędu 34) szybowców dwumiejscowych są trudności w przekazywaniu doświadczeń czołowych pilotów wyczynowych ich młodszym kolegom. Trzeba ten problem uznać za ważki. Na tle tej sytuacji zrodziły się sugestie przywrócenia kategorii szybowców dwumiejscowych na mistrzostwach świata w celu stworzenia zachęty do ich budowy. Argumentem pomocniczym ma być fakt istnienia osobnej kategorii rekordów na szybowcach dwumiejscowych. Argument ten jest słaby, gdyż rekordy na dwumiejscowych szybowcach miały sens, póki istniały rekordy na długotrwałość lotu. Obecnie raczej są anachronizmem i należy spodziewać się, iż zostaną zniesione.

Wydaje się, że cały problem znajdzie rozwiązanie w postaci budowy wysokowyczynowego dwumiejscowego szybowca treningowego, bez potrzeby łączenia tej sprawy z szybowcowymi mistrzostwami świata.

## Seryjne czy eksperymentalne szybowce zawodnicze

W Mistrzostwach Świata w Lesznie w 1968 r. brały udział zarówno szybowce seryjne, jak i eksperymentalne. Johnson startował na HP-13M o zdecydowanie za małym usterzeniu (motylkowym), by był to szybowiec stateczny, lecz dzięki małemu usterzeniu zmalały opory i wzrosła doskonałość. Czechosłowaccy piloci musieli uzyskać uprawnienia pilotów doświadczalnych, by mieć prawo latać na „Vegach”. „Elfe” Standard miała owiewkę koła ulegającą zniszczeniu przy każdym lądowaniu w terenie. Na szybowcu „Diamant” 18, mimo że formalnie prędkość dopuszczalna wynosiła 270 km/h, już przy 220—240 km/h występował flatter klap, a na „Cirrusie” mistrza świata, Woedla, flatter skrzydeł wystąpił przy 220 km/h. Własności pilotażowe niektórych szybowców pozostawiały dużo do życzenia. Część nowych typów szybowców biorących udział w mistrzostwach nie uzyskała jeszcze certyfikatów. O tych wszystkich szybowcach można powiedzieć, że bądź były jeszcze niedostatecznie wypróbowane, bądź celowo były konstrukcjami tzw. kategorii „experimental” nie spełniającymi wielu warunków stawianych szybowcom seryjnym, lecz dzięki temu lżejszymi i o lepszych osiągnięciach.

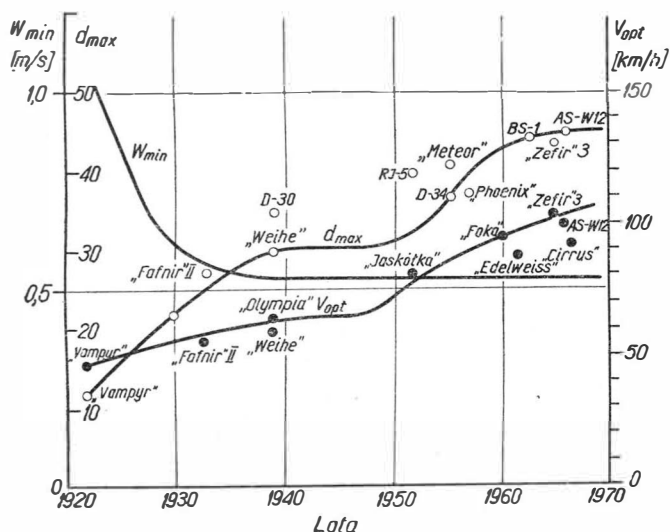


6. SZD-29 „Zefir”3 — szybowiec klasy otwartej o doskonałości 42,3

fot. Edward Margański

Od polskich szybowców na mistrzostwach świata — „Foka” 5 i „Zefir” 4 — wymagano by spełniały te same warunki co szybowce produkowane seryjnie. Przy tym trzeba zauważyć, że polskie przepisy szybowcowe są jednymi z ostrzejszych w świecie pod wieloma względami, m.in. i współczynników obciążenia. Należy się przeto zastanowić, czy rzeczywiście jest powód ku temu, by żądać od szybowca na mistrzostwa świata tak poprawnych własności pilotażowych, by pozwalały na latanie pilotom mniej zaawansowanym, czy spełniania ostrych wymagań eksploatacji na ziemi (np. odporności na brutalną obsługę na ziemi) itp. Ciężar, którym trzeba zapłacić za spełnienie licznych wymagań tego typu, może być rzędu 30—80 kG. A zmniejszenie ciężaru szybowca zawodniczego niewątpliwie należy uznać za cechę dodatnią. Jeśli chce się mieć większe obciążenie powierzchni, to korzystniejsze jest zmniejszenie powierzchni skrzydła i wzrost wydłużenia niż zwiększanie ciężaru szybowca. Powyższe fakty wykazują, że szybowiec kategorii experimental startujący w mistrzostwach może mieć przewagę nad szybowcem seryjnym lub spełniającym wymagania stawiane szybowcom seryjnym. Warto zauważyć, że polskie przepisy szybowcowe przewidują istnienie kategorii szybowców specjalnych, do której mogą być zaliczane szybowce zawodnicze.

7. Rozwój osiągow szybowców wyczynowych



Polskie szybowce niewątpliwie cechuje rzadko spotykana prawidłowość własności pilotażowych, bardzo duża wytrzymałość i trwałość, duża odporność na brutalność obsługi naziemnej, łatwość montażu i demontażu, dobre wyposażenie kabiny, liczne wzierniki itp., lecz są one zdecydowanie cięższe od szybowców zagranicznych.

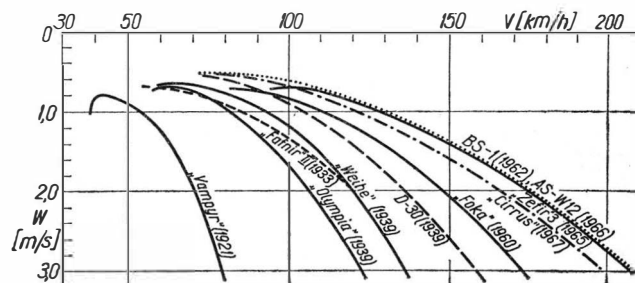
Wydaje się, że sukcesy na mistrzostwach mają tak duży wpływ na eksport szybowców, iż opłacalne jest budowanie „wyżyłowanych” prototypów na mistrzostwa, a dopiero potem opracowywanie ich wersji seryjnych.

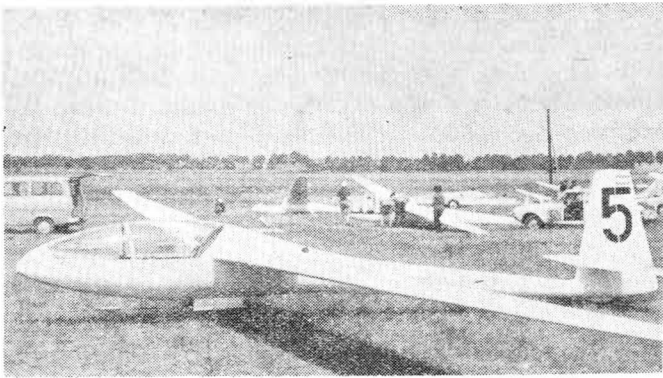
### Wyposażenie szybowców zawodniczych

Początek lat pięćdziesiątych należy uznać za przełomowy w wyposażeniu szybowców. W 1952 r. pojawił się wariometr energii całkowitej (WEC), a w 1954 r. wszedł do użytku. Od 1954 r. datuje się stosowanie na szybowcach radiostacji ultrakrótkofalowych w miejsce krótkofalowych, przejście z radiostacji lampowych na tranzystorowe i wprowadzenie strojenia kwarcami. Ostatnie lata przyniosły dalszy postęp w dziedzinie wyposażenia szybowcowego. Obecnie głównymi kierunkami rozwoju wyposażenia są:

1. Miniaturyzacja przyrządów pokładowych (wyrażająca się m.in. 60 mm średnicą przyrządów) i radiostacji, wynikająca z dwóch przyczyn:
  - a) przyrządy pokładowe wciąż nie mogą się pomieścić na tablicy przyrządów i w kabine szybowca, nadmierne zasłaniają widok do przodu, a równocześnie liczba ich nie maleje, a raczej wzrasta,
  - b) wciąż aktualna jest walka z ciężarem szybowca, a więc i jego wyposażeniem. Stosowanie nowych przyrządów pokładowych jest możliwe przede wszystkim pod warunkiem ciągłego zmniejszania ciężaru całego wyposażenia zabieranego przez szybowiec.
2. Stosowanie parozakresowych elektrycznych audiowariometrów (tzn. z sygnalizacją dźwiękową). Audiowariometr staje się niezbędnym przyrządem w szybowcu wyczynowym, odciążającym pilota od ciągłej obserwacji przyrządów w kabine.
3. Stosowanie busoli o bardzo krótkim czasie uspokajania się. Giroskopowe busole i półkompasy ze względu na cenę i zasilanie nie mają szans wejścia do użytku w szybownictwie (mimo sporadycznych prób). Natomiast należy spodziewać się szerokiego zastosowania zmodyfikowanej bezpłynowej busoli Cooka (czas uspokajania rzędu 1,5 s) przekręcanej na boki, tak aby podczas krążenia mogła być ustawiona w pionie, i o pionowej tarczy przyrządu.
4. Stosowanie wskaźników prędkości przeskokowej — elektronicznych lub mechanicznych.

8. Rozwój biegunowej szybowców wyczynowych





9. Laminatowy „Cirrus” — jeden z czołowych szybowców klasy otwartej

fot. Andrzej Glass

5. Stosowanie wskaźników średnich wznoszeń (których prototypy, stoperowy i elektroniczny, pokazały się w Lesznie w 1968 r.).

Zasadniczym problemem lotów wyczynowych jest wykrywanie noszeń. Dotychczasowe próby stworzenia uniwersalnego termowizora nie dały rezultatu. Możliwe, że u źródeł tych niepowodzeń leżało założenie, iż przyrząd ten powinien wskazywać prądy wznoszące w najróżniejszych warunkach meteorologicznych, o odmiennych w każdym przypadku parametrach sygnalizujących prądy pionowe. Ponieważ przy termice cumulusowej zasadniczym wskaźnikiem noszeń są chmury, wydaje się, że należy dążyć do zbudowania termowizora przeznaczanego do wykrywania noszeń tylko przy jednym rodzaju noszeń, np. przy termice bezchmurnej czy na fali. Zawężenie zakresu zastosowania przyrządu, czyli liczby parametrów, na które ma reagować, daje większą szansę na realizację tego ważnego przedsięwzięcia.

Na tle przeglądu tych tendencji należy sądzić, iż większość szybowców zawodniczych na przyszłych mistrzostwach świata (w 1970 r.) będzie wyposażona w wymienione przyrządy. Nie powinno ich zabraknąć na polskich szybowcach, nawet jeśli trzeba będzie je zakupić za granicą. Nie wszystkie opłaca się budować w kraju, lecz te, które wejdą do masowego użytku, jak ulepszona busola i audiowariometr, warto będzie produkować.

Dr inż. ANDRZEJ KOWALEWICZ  
Mgr inż. LECH KOZŁOWSKI

## LOTNISKOWE TŁUMIKI HAŁASU

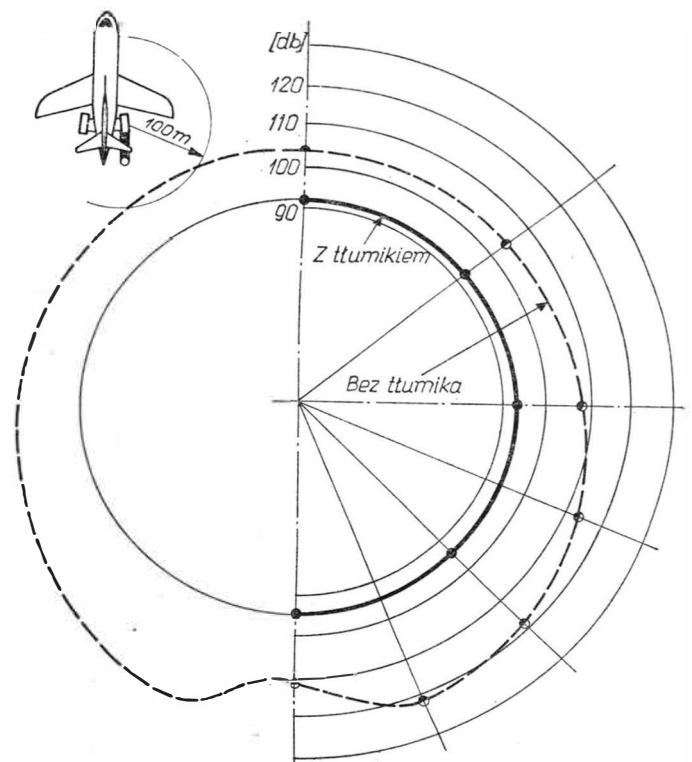
(dokończenie)

### Dane dotyczące produkowanych tłumików

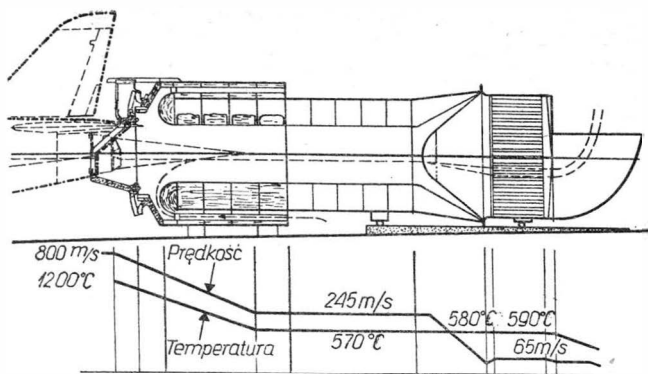
*Tłumik firmy Bertin* [14]. Tłumik ten przeznaczony jest dla samolotu „Caravelle” i należy do wyposażenia „Air France” od marca 1960 r. W tłumiku wykorzystuje się zasadę mieszania strumienia gazu z otaczającym powietrzem, a następnie zmniejszania prędkości za pomocą przeszkód. Zewnętrznie tłumik jest cylindryczną rurą z wylotem skierowanym do góry. Wylot usytuowany jest 50 cm ponad płaszczyznę steru poziomego. Wynik tłumienia pokazany jest na rys. 4. Maksymalna generacja hałasu następuje pod kątem 45° do osi podłużnej samolotu w kierunku wylotu i wynosi w odległości 100 m od samolotu 120 dB. Po zastosowaniu tłumika hałas spadł o 27 dB.

*Tłumik typu SAAB LJ 32* [13]. Tłumik przeznaczony jest dla samolotu bojowego SAAB-32 „Lansen” wyposażonego w produkowany w Szwecji silnik Rolls-Royce „Avon” RA7 z dopalaczem. Określony za pomocą prób kształt tłumika przedstawia rys. 5. Tłumik składa się z części cylindrycznej z ejektorem, dyfuzora, drugiej części cylindrycznej oraz przewodu zakrzywiającego przepływ do góry. W pierwszej części cylindrycznej strumień gazu miesza się z chłodnym powietrzem, następuje spadek prędkości i temperatury strumienia.

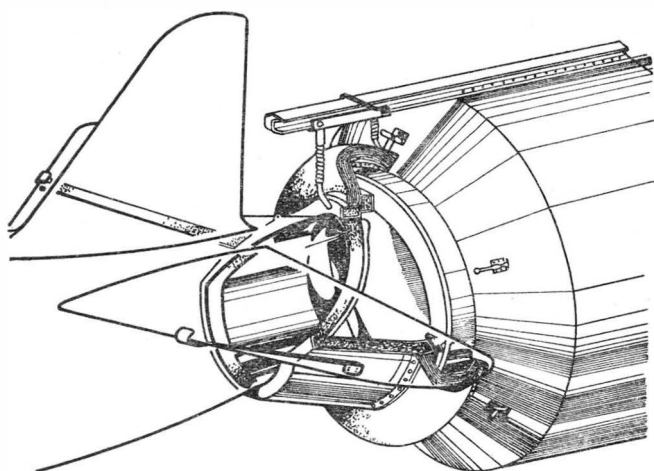
4



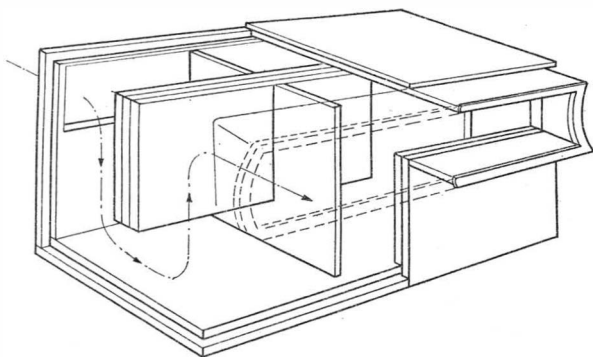




5

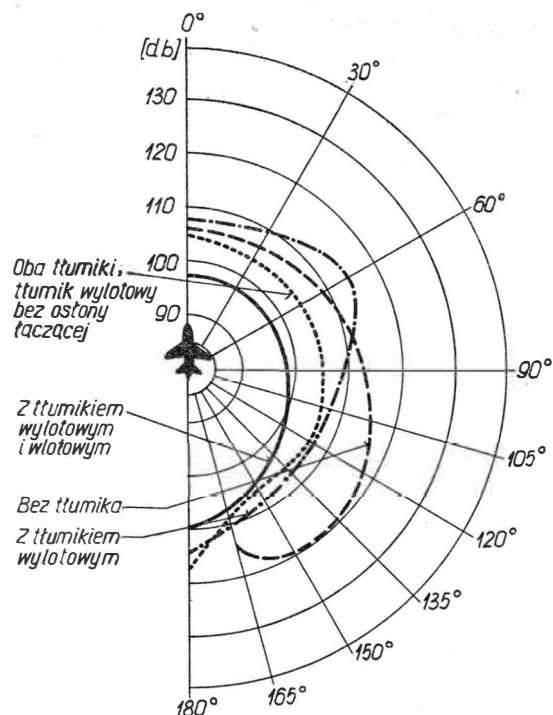


6



7

Część ta jest wyłożona wełną azbestową, materiałem absorbcyjnym, który pochłania hałas o wielkiej częstotliwości. Wewnętrzne ściany cylindra są perforowane i mają stalowy ekran zabezpieczający wełnę azbestową przed bezpośrednim kontaktem z gazem o dużej prędkości. W drugiej części dyfuzorowej prędkość strumienia spada czterokrotnie i na wlocie do drugiej części cylindrycznej, tłumiącej wielkie częstotliwości, ma prędkość ok. 65 m/s. Badania wykazały, że wahania prędkości za dyfuzorem w dowolnym punkcie przekroju nie przekraczają 10% wartości prędkości średniej. Ostatnia część tłumiąca wielkie częstotliwości wykonana jest z perforowanych kanałków prostokątnych, pomiędzy którymi umieszczona jest wełna azbestowa ekranowana płaszczem ze stali nierdzewnej. Połączenie tłumika z dyszą silnika samolotu zapewnia możliwość wzajemnych przesunięć. Przesunięcia te wynikają ze zmiany ciężaru samolotu (ubywanie



8

paliwa) oraz z pochylenia samolotu w stosunku do nieruchomego tłumika przy zmianie ciągu. Połączenie przedstawione jest na rys. 6. Hałas wydobywający się z przodu tłumika tłumiony jest za pomocą cylindrycznego miecha wykonanego z warstw filcu i sztucznego tworzywa.

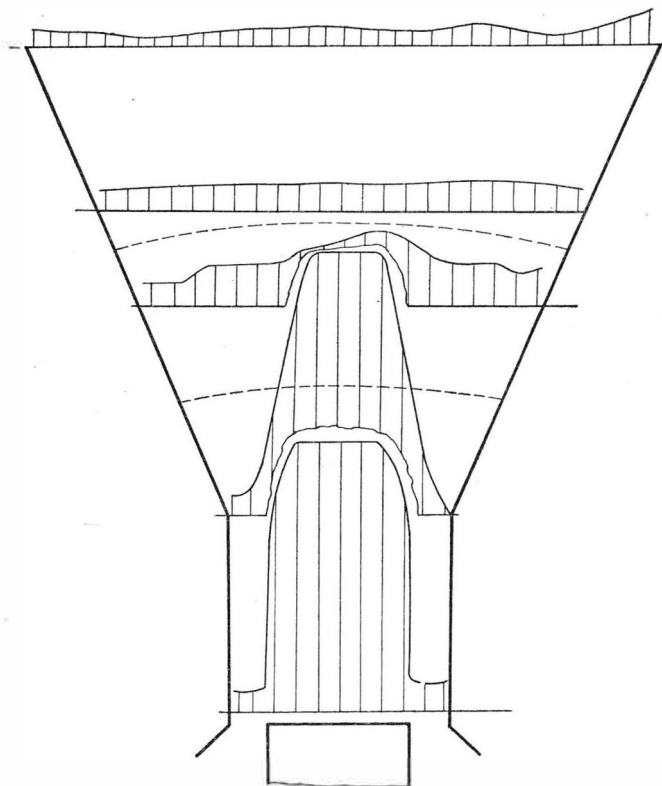
Do tłumienia hałasu przewidziano także tłumik wlotowy. Przedstawiony jest on na rys. 7. Jest to typ konwertorowy. Dla lepszej efektywności pracy podzielony jest na trzy części. Ścianki wyłożone są materiałem absorbcyjnym. Wlot dopasowany jest kształtem do wlotu silnika. Po ustawieniu samolotu przy tłumiku wylotowym (tłumik wylotowy jest nieruchomy) tłumik wlotowy jest dosuwany i mocowany do wlotu silnika. Wyniki badań przedstawiono na rys. 8. Pomiary hałasu wykonywane były w odległości 36 m od samolotu. Maksymalne uzyskane tłumienie wynosiło ok. 18 dB. Zwraca uwagę fakt, że bez stosowania osłony w miejscu łączenia tłumika wylotowego z samolotem tłumienie hałasu jest wyraźnie mniejsze, szczególnie w obszarach przed samolotem.

Z ciekawszych informacji dotyczących wyników badań tłumika można podać, co następuje:

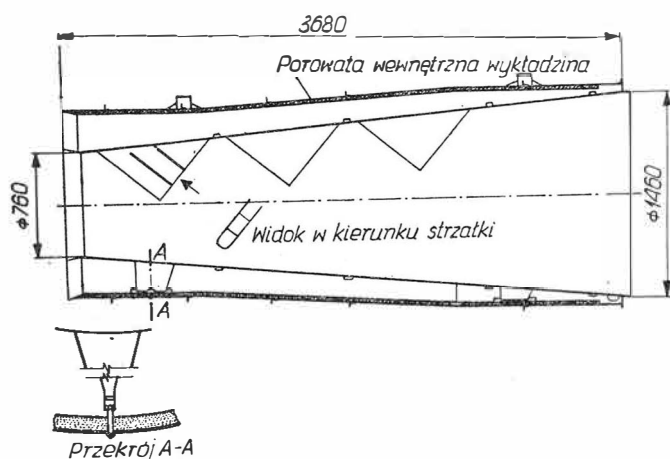
a) w przekroju wylotowym tłumika można dopuścić prędkość gazu 100 m/s. Przy przekroczeniu tej wartości istnieje niebezpieczeństwo, że hałas generowany przez strugę wypływającą z tłumika będzie większy niż generowany przez strugę wypływającą z silnika bez stosowania tłumika,

b) badania były przeprowadzone na tłumiku modelowym wykonanym w skali 1:5 i na obiekcie rzeczywistym. Do modelu tłumika dołączony był model tylnej części samolotu. Silnik w wersji uproszczonej wykonany był też w skali 1:5, a komorę spalania wykorzystano z silnika rzeczywistego.

Tłumik wykonany przez University of Toronto Institute of Aerophysics. Zasada działania tego tłumika polega na zmniejszeniu prędkości strumienia gazu w krótkim dyfuzorze o dużym kącie rozwarcia (rys. 9).



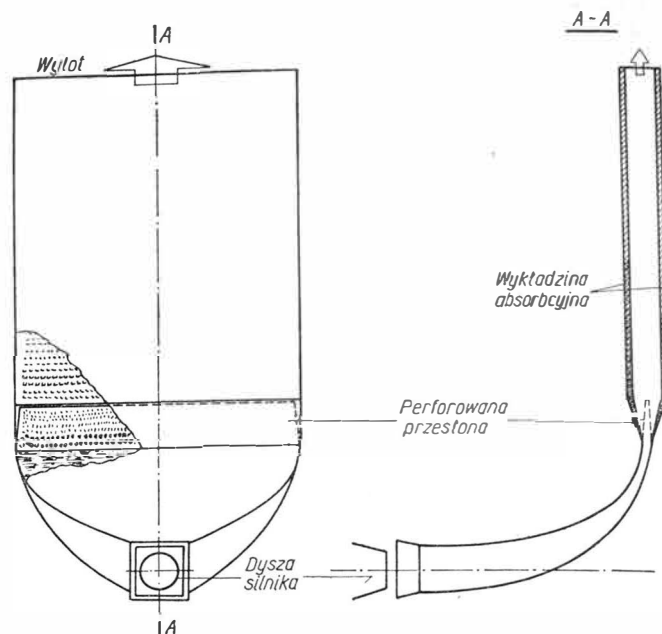
9



10

W dyfuzorze tym na  $\frac{1}{3}$  długości i na  $\frac{2}{3}$  długości umieszczone są prostopadłe do osi dyfuzora siatki o drobnych oczkach. Zadaniem ich jest wyrównywanie profilu prędkości, a więc zapewnienie równomierne go wypełnienia gazem całego przekroju dyfuzora, mimo jego dużego kąta rozwarcia. Prędkość na wylocie dyfuzora wynosi 13,4% prędkości strumienia wpływającego z dyszy silnika.

Tłumik wykonany przez Orenda Engines [12]. Zasada działania tłumika jest podobna jak w przypadku poprzednim. Tłumik składa się z dyfuzora umieszczonego w większej obudowie cylindrycznej (rys. 10). Dyfuzor ma od strony wewnętrznej przegrody połączone z zewnętrzną przestrzenią pierścieniową. Spadek ciśnienia przy przepływie zasysanego powietrza jest tak dobrany, że główny strumień gazu „przykleja się” do ścianek. Podobny efekt osiągnięto w poprzednim przypadku za pomocą siatek. Uzyskano wytłumienie po-



11

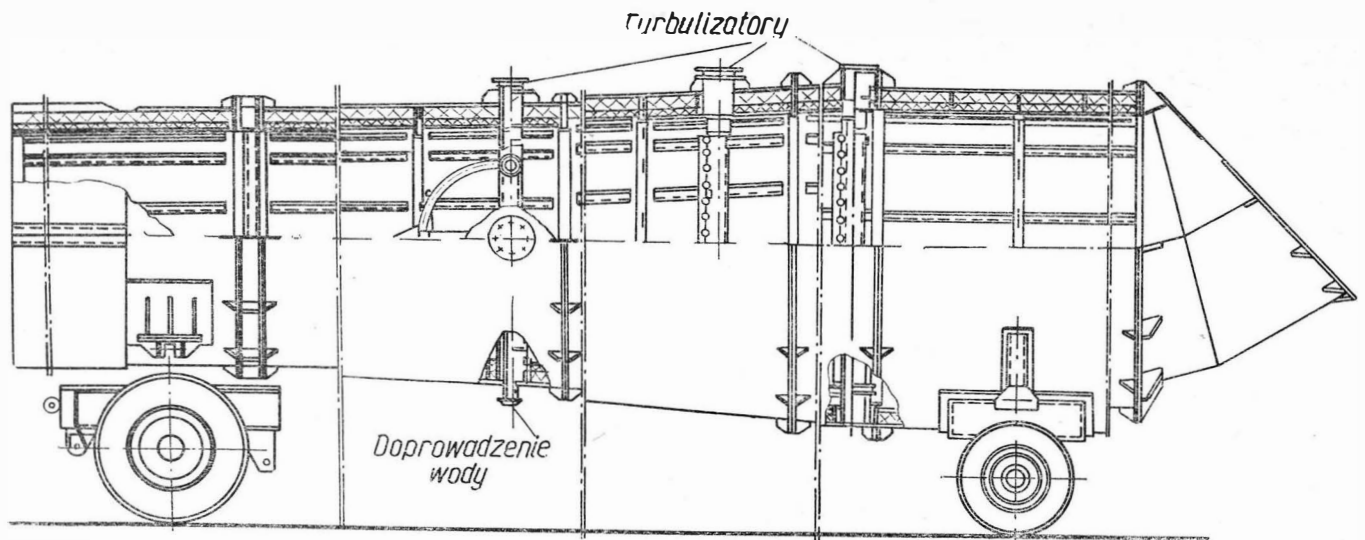
ziomu dźwięku o ok. 15 dB w odległości 30 m od samolotu pod kątem  $45^\circ$  do osi strumienia w kierunku wpływu.

Tłumik wykonany przez Hall Engineering Ltd. dla silnika „Viper” Mark 102 pracującego bez dopalacza [17]. Tłumik składa się z 3 zasadniczych części (rys. 11): dyfuzora, rozszerzającej się części z perforowaną przesłoną i przestrzeni absorbcyjnej. Pomijając małe przewężenie na wlocie powierzchnia poprzecznego przekroju „dyfuzora” jest stała, zmienia się tylko kształt. Na wlocie przekrój ma kształt kwadratu, na wylocie kształt prostokąta o stosunku boków  $30:1$ . Dzięki dyfuzorowi udaje się odchylić strumień o  $90^\circ$  w górę od kierunku osi dyszy silnika, bez zmiany profilu prędkości, nie stosując żadnych wstawek wewnątrz „dyfuzora”. W następnej części, która jest wyposażona w przesłonę z okrągłymi otworami, strumień rozpręża się. Osiąga się dzięki temu dużą redukcję prędkości na stosunkowo krótkiej drodze. Zadaniem następnej części, wyłożonej materiałem absorbcyjnym, jest wytłumienie stosunkowo wielkich częstotliwości wytwarzanych przez gaz rozprężający się przy jednoczesnym przechodzeniu przez otwory.

W czasie badań okazało się, że ściany dyfuzora są zbyt cienkie i drgając powodują zmniejszenie ogólnego efektu tłumienia. Sytuacja uległa poprawie po obłożeniu ścian dyfuzora i części absorbującej warstwą piasku (od zewnątrz) o grubości ok. 75 mm. Wtedy efekt tłumienia wynosił około 30 dB przy prędkości strumienia 372 m/s.

Tłumik wykonany dla silników YJ93 — amerykańskiego samolotu XB-70A [11]. Silnik YJ93 wytwarza hałas o natężeniu ponad 150 dB. Tłumik zmniejsza poziom hałasu do poniżej 90 dB. Składa się on z koncentrycznych pierścieni tłumiących. Warstwy absorbcyjne, wykonane z tworzyw sztucznych, wklejone są między płytkami metalowymi chłodzonymi wodą a płytkami chłodzonymi powietrzem.

Tłumik radziecki [15]. Tłumik przedstawiony jest na rys. 12. Ma on kształt cylindrycznego przewodu, który wyłożony jest od wewnątrz specjalnymi dźwiękochłon-



12

nymi kasetami (wata bazaltowa lub mineralna). Składa się z ejektora, dyfuzora, komory końcowej i przewodu odchylającego strumień skośnie do góry. Dyfuzor stanowi główną część tłumika. W dyfuzorze umieszczone są trzy turbulizatory, które zapewniają przepływ bez oderwania się strugi od ścianek oraz powodują zmniejszenie poziomu hałasu. Działanie ich polega na przeniesieniu widma hałasu w obszar większych częstotliwości, które znacznie intensywniej są pochłaniane przez materiały dźwiękochłonne umieszczone na wewnętrznej powierzchni tłumika. Dla obniżenia temperatury strumienia w pierwszym turbulizatorze (licząc od wlotu do tłumika) umieszczony jest kolektor wodny, z którego wtryskuje się wodę do strumienia przy dużym obciążeniu silnika. Zastosowanie turbulizatorów jest zgodne z tendencjami, które daje się zauważyć w budowie tłumików. W ostatnich czasach duże zastosowanie mają turbulizatory, które aktywnie oddziałując na proces tłumienia pozwalają skrócić tłumik prawie dwukrotnie przy nie zmniejszonej efektywności tłumienia.

*Tłumik firmy Pratt and Whitney Aircraft* [18]. Tłumik składa się z części dyfuzorowej i dołączonej do niej części cylindrycznej. Wewnątrz w obu częściach znajdują się perforowane metalowe przegrody. Zasada działania tłumika polega na redukcji natężenia hałasu o małych częstotliwościach z jednoczesnym zwiększeniem hałasu o wielkich częstotliwościach. (Hałas o większej częstotliwości szybciej wygasa przy wzroście odległości od jego źródła).

*Tłumiki do samolotów Tu-104 i Tu-124* [21]. Tłumiki te składają się z kilku zasadniczych węzłów:

- a) części przedniej — cylinder z dołączonym dyfuzorem i siatką stożkową zmniejszającą prędkość i wyrównujące profil prędkości,
- b) część środkowa — przegrody dźwiękochłonne,
- c) część tylna — przegrody odchylające strumień do góry,
- d) część końcowa — część wyrównująca profil prędkości.

*Tłumik szwajcarski firmy Oscar Gerber*. Tłumik został zaprojektowany do wyciszenia hałasu silników samolotów DC-8 i Convair 990. Tłumik ma 27 m długości, 3,5 m średnicy i ciężar 33 tony. Cztery tłumiki zainstalowane są na wózkach jezdnych, poruszających się równolegle po szynach o długości 150 m z prę-

kością 5–20 m/min. Tłumik ma możliwości ruchu poprzecznego w stosunku do szyn w zakresie 10 m z prędkością 3 m/min oraz pionowego w zakresie 85 m. Zastosowano szereg zabezpieczeń przed uszkodzeniem samolotu. Specjalne urządzenie kontroluje położenie tłumika i zapobiega jego przesunięciu poza określone położenie. Na górnej części rury tłumika znajduje się czujnik, który w przypadku dotknięcia do samolotu wyłącza silnik nadający tłumikowi ruch pionowy. Również szyny wyposażone są w specjalne czujniki bezpieczeństwa, które przy dotknięciu wyłączają silniki napędowe wózka i włączają hamulce, które zatrzymują tłumik na drodze 25 mm.

Pomiary hałasu w odległości 2 km od pracujących silników wykazały maksymalne natężenie dźwięku 40 dB i 47 dB w przypadku samolotów DC-8 i Convair 990.

#### Literatura

1. Wolf J.: „Uciszenie hamowni silników lotniczych”, Technika Lotnicza, 1955 nr 1.
2. Rajpert T.: „Hałas wywoływany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania”, Technika Lotnicza 1961 nr 11 i 12.
3. Rajpert T.: „Hałas wywoływany strumieniem gazów spalinowych”, Technika Lotnicza 1964 nr 10-11 i 12.
4. Rajpert T.: „Zwalczanie hałasu wywoływanego przez strumienie gazu spalinowego”, Technika Lotnicza 1965 nr 10-11 i 12.
5. „Projekt wstępny lotniskowego tłumika hałasu”, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, nr arch. DS: 1.22.1.
6. Ribner H. S.: „Jets and noise”, Canadian Aeronautical and Space Journal 1968 vol. 14 nr 8.
7. Ribner H. S.: „On the strength distribution of noise sources along a jet”, UTIA Report 1958 nr 51.
8. Ribner H. S.: „The noise of aircraft”, UTIAS Review 1964 nr 24.
9. Ojsten Nils O.: „SAAB silencer system”, Noise Control 1964 July.
10. Dahlon H., Lohse W.: „Schalldämpfung von Forschungs- und Entwicklungsanlagen für Strahltriebwerke”, DFL-Bericht 1959 nr 112 Braunschweig.
11. Zdjęcie i krótka wzmianka o tłumniku stosowanym przy próbach silnika YJ93 przeznaczonego dla samolotu XB-70A, Flugwelt International 1969 nr 1 rocznik 18.
12. Etkin, Ribner H. S.: „Canadian research in aerodynamic noise”, UTIA Review 1958 nr 13, University of Toronto, Institute of Aerophysics.
13. Kurtze G.: „Relaxationschalldämpfer”, Acustica 1961 rocznik 11.
14. Duthion M.: „La probléme des silencieux de vol et de point fixe”, Technique et Science 1961 nr 2.
15. „Borba z szumom” — praca zbiorowa pod redakcją E. J. Judina, Moskwa 1964.
16. Richards E. J., Evans D. J.: „A new concept in the design of jet engine mufflers and test cells”, Journal of the Royal Aeron. Soc. 1957 sept. vol. 61.
17. Middleton D.: „The testing and development of ground muffler for jet engine exhaust noise”, AASU Report 1961 nr 210, University of Southampton, Department of Aeronautics and Astronautics.
18. Tyler J. M., Towle G. B.: „A jet exhaust silencer”, SAE Transactions 1956.
19. Reklama firmy Grünzweig und Hartmann A. G. Flugwelt 1964 nr 5, rocznik 16.
20. Treibel W.: „Technische Massnahmen zur Lärminderung auf Flughäfen”, Flugwelt International 1967 nr 4 rocznik 19.
21. „Głuszące szuma”, Graždžanskaja Awiacija 1962 nr 4.

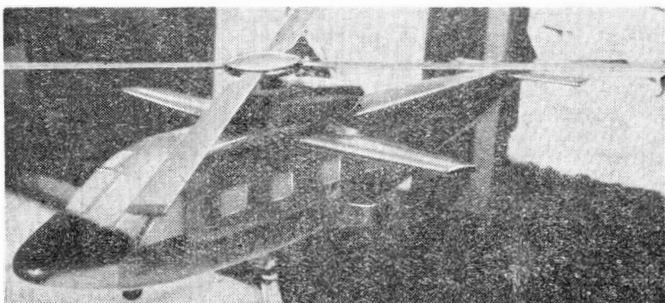
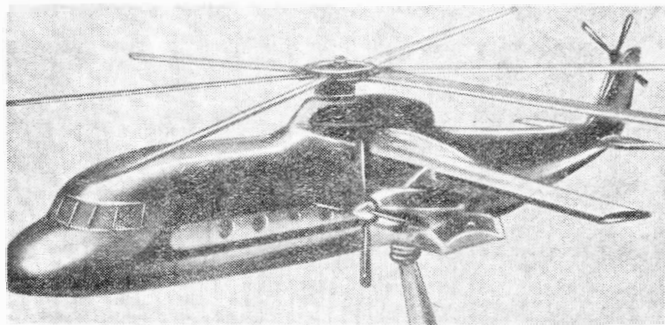


## Nowe śmigłowce na Salonie Paryskim

Na ostatniej wystawie lotniczej w Paryżu dosyć bogato były reprezentowane śmigłowce, wśród których znalazło się kilka zupełnie nowych typów, dotychczas jeszcze nie sygnalizowanych.

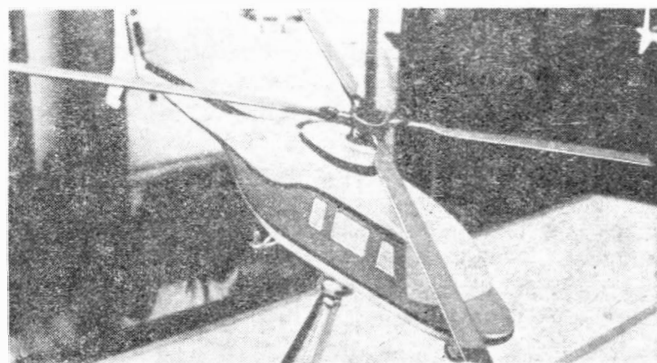


I tak, francuska firma Helicop-Jet pokazała, prawdopodobnie makietę, lekkiego śmigłowca z napędem ciśnieniowym (rys. 1). Śmigłowiec ma 4-łopatowy wirnik o średnicy 8 m, ciężar własny 390 kG i ciężar startowy 900 kG. Do jego napędu ma służyć wytwornica

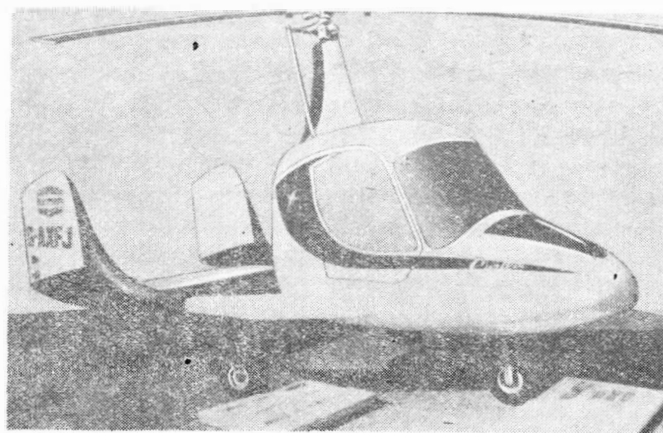


Turbomeca. Nie wiadomo niestety, czy chodzi tu o napęd „zimny”, czy „gorący”.

Włoska firma Agusta pracuje nad rodziną śmigłowców z dodatkowym ciągiem. Na Salonie Paryskim firma wystawiła model śmigłowca pasażerskiego A. 120 „Helibus” (rys. 2), zabierającego na pokład 65 pasażerów i napędzanego dwoma silnikami turbinowymi General Electric T64 o mocy 3435 KM. Silniki są zabudowane w gondolach skrzydłowych i napędzają, poza wirnikiem nośnym, śmigła ciągnące. Poza tym firma pokazała model 17-miejscowego śmigłowca pasażerskiego A. 123 (rys. 3) napędzanego dwoma silnikami turbinowymi Lycoming T53 o mocy 1800 KM i model śmigłowca służbowego A. 109C (rys. 4). W tym osta-



tnim przypadku chodzi prawdopodobnie o cywilną odmianę śmigłowca A. 109B przeznaczonego do zwalczania okrętów podwodnych i zaopatrzonego w dwa sprzężone silniki turbinowe Continental 217 o mocy 800 KM.



Angielska firma Cambell zaprezentowała makietę dwumiejscowego wiatrakowca „Curlew” (rys. 5), którego cena wynosi 3000 funtów.

W. K.

## Wiatrakowiec „Gyroplane“



Dwumiejscowy wiatrakowiec z obudowanym śmigłem pchającym Avian 2/180 „Gyroplane” zbudowany przez kanadyjską firmę Avian Aircraft Ltd otrzymał w lutym 1969 r. świadectwo zdatności. Wiatrakowiec ten ma całkowicie metalową konstrukcję i jest napędzany 4-cylindrowym silnikiem Lycominy IO-360 o mocy 200 KM. Kabina z dwoma miejscami „tandem” jest wyposażona w podwójny układ sterowniczy. Podwozie jest trójkołowe. Pozostałe dane wiatrakowca: średnica wirnika 11,28 m, długość 4,88, wysokość 2,24 m, ciężar

własny 635 kG, największy ciężar startowy i ciężar do lądowania 907 kG, prędkość maksymalna ok. 193 km/h, normalna prędkość przelotowa 160—177 km/h, pułap praktyczny 4275 km, zasięg ok. 640 km. Przewiduje się również rozwój wersji wojskowych i gospodarczych wiatrakowca.

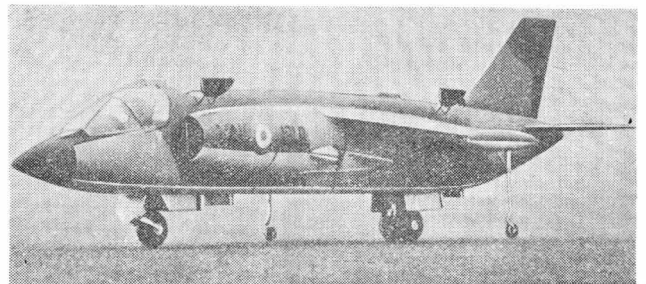
W. K.

## Obecny stan rozwoju samolotu VAK 191

Realizowany początkowo wspólnie przez rząd zachodniemiecki i włoski program budowy samolotu szturmowego pionowego startu VAK 191 będzie obecnie kontynuowany — po wycofaniu się rządu włoskiego — jako przedsięwzięcie badawcze. Firma VFW (Vereinigte Flugtechnische Werke) łącznie z firmą Fiat ma zbudować trzy identyczne prototypy VAK 191B oraz czwarty prototyp do statycznych badań wytrzymałościowych.

Jak wiadomo, poddźwiękowy samolot VAK 191 jest wyposażony w dwuprzepływowy silnik nośno-napędowy Rolls-Royce/MAN RB. 193 o ciągu ok. 4000 kG (ma on przestawialne dysze wylotowe na wzór silnika Bristol Siddeley BS 53 „Pegasus”, napędzającego samoloty VTOL HS. „Harrier”) oraz w dwa silniki nośne Rolls-Royce/MAN RB. 162 o ciągu ok. 2000 kG (na załączonej fotografii modelu samolotu VAK 191 widać otwarte wloty powietrza do silników nośnych). W przeciwieństwie do samolotu „Harrier” na samolocie VAK 191 ma być zastosowany automatyczny trójosiowy układ stabilizujący.

Obecnie stan zaawansowania programu jest następujący: zakończono prace teoretyczne i badania tunelowe (6400 h); zakończone są również badania wytrzymałościowe



ściowe oraz próby metod wykonawczych; w toku są prace na symulatorach; wyposażenie zostało już częściowo dostarczone, m.in. wypróbowano na platformie latającej SG 1262 automatyczny układ stabilizujący; silniki nośno-napędowy RB. 193-12 i nośne RB. 162-81 znajdują się na stoiskach; montowane są prototypy V1 i V2 (prototyp V1 ma być ukończony 1 listopada 1969 r.), rozpoczęto wykonywanie części do prototypów V3 i V4; bliskie ukończenia są stoiska do badania instalacji pokładowych.

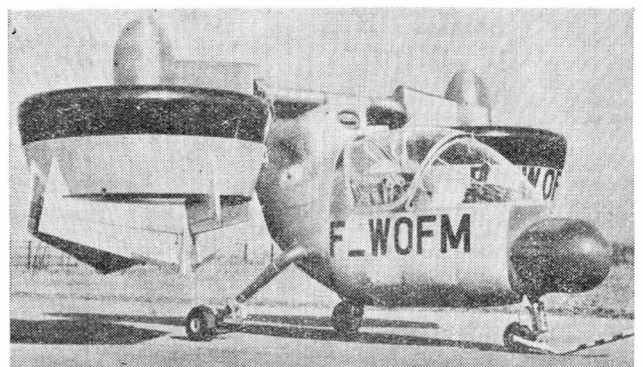
Program prób w locie prototypów jest podzielony na trzy etapy i obejmuje również symulowanie zadań bojowych i loty „konturowe” (loty przy ziemi). Pierwszy lot jest przewidziany na 1 lutego 1970 r.

W. K.

## Próby na uwięzi samolotu Nord 500

Zakończono trzymiesięczne próby na uwięzi doświadczalnego samolotu pionowego startu Nord 500, w czasie których badano dynamiczne zachowanie się samolotu w zawisie. Przed rozpoczęciem lotów nastąpi wymiana dwóch silników śmigłowcowych Allison 250-C18 o mocy 320 KM na silniki Allison 250-C20 o mocy 400 KM. Jak widać z załączonej fotografii, samolot Nord 500 ma na końcach szczytkowego skrzydła dwa obudowane śmigła o przestawialnych osiach. W strumieniach zaśmigłowych, na wylocie z osłon śmigieł, umieszczone są kłapy sterujące.

W. K.



## Integralny zespół napędowy do szybowców

Usiłowania niezależnienia szybowców od prądów pionowych idą w dwóch kierunkach. Jeden kierunek, to zapewnienie szybowcom takiego ciągu, aby możliwy był lot poziomy bez istnienia prądów wznoszących, a drugi — umożliwienie szybowcom samodzielnego startu. Drugi kierunek jest bez wątpienia ważniejszy, lecz równocześnie b. trudny do zrealizowania bez znacznego pogorszenia osiągnięć w locie szybowym; napęd odrzutowy nie jest przy tym brany pod uwagę z uwagi na jego małą sprawność przy małych prędkościach lotu.

Duże nadzieje jako napęd szybowców rokuje opracowany w NRF napęd integralny za pomocą śmigła obudowanego.

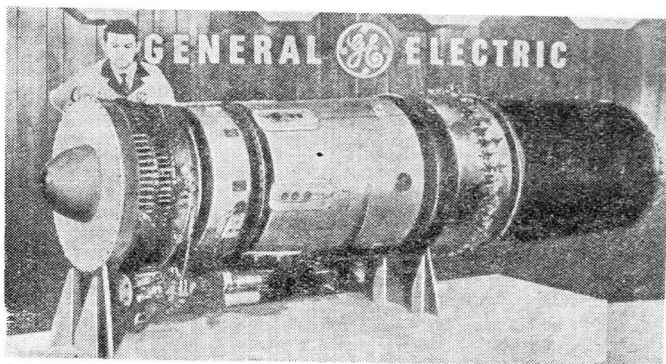
Zasadę integralnego zespołu napędowego do szybowców przedstawia rys. 1. Widać na nim zabudowany w kadłubie, w pobliżu środka ciężkości, silnik napędzający za pomocą krótkiego wału śmigło, a właściwie wentylator, w osłonie nie wychodzącej poza obrys kadłuba. Wlot i wylot powietrza są zamykane klapami, które w konfiguracji do lotu bezsilnikowego dają gładką powierzchnię kadłuba. Przed krawędzią osłony wentylatora znajduje się pierścień, który przy starcie i małych prędkościach lotu działa podobnie jak slot skrzydłowy zapobiegając odrywaniu strumienia powietrza od wewnętrznej powierzchni osłony; przy prędkościach przelotowych jest on przysuwany do krawędzi osłony. Pierścień ten umożliwia takie ukształtowanie osłony, aby nie wytwarzała ona dużego oporu w warunkach przelotowych, zapewniając równocześnie prawidłowy przepływ powietrza w warunkach startowych. Na rysunku 2 przedstawiono zależność ciągu wentylatora o średnicy 65 cm, napędzanego silnikiem o mocy 36 KM, od prędkości lotu.

Napęd integralny może być również stosowany w postaci samodzielnych gondol napędowych (rys. 3), mieszczących także zbiornik paliwowy i podwieszanych pod skrzydłem lub mocowanych na kadłubie.

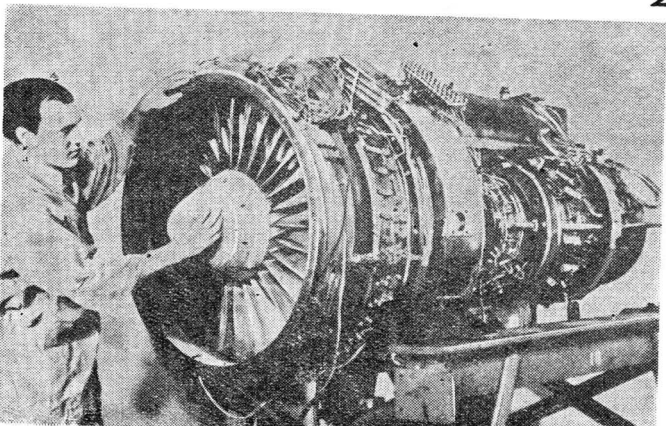
Jak wiadomo, śmigło obudowane lub wentylator ma w porównaniu ze śmigłem swobodnym o tym samym ciągu statycznym mniejszą średnicę, dzięki czemu jego prędkość obrotowa może być większa. W związku z tym do integralnych napędów szybowcowych nadają się dwusuwowe silniki motocyklowe o mocy 30—40 KM i prędkości obrotowej 6000—7000 obr/min oraz silniki Wankla.

Na ostatnim Salonie Paryskim pokazano szybowiec z integralnym napędem wbudowanym w kadłub.

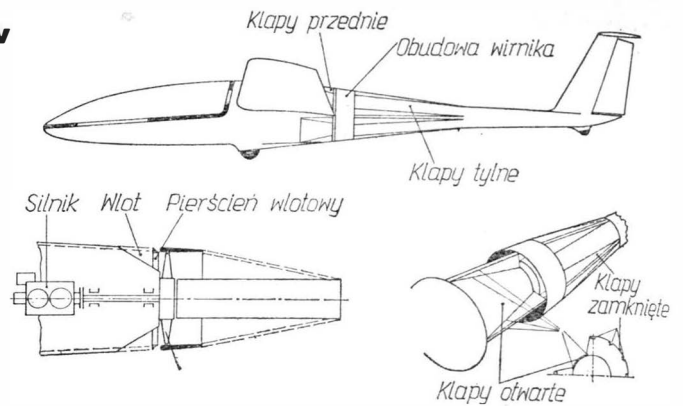
W. K.



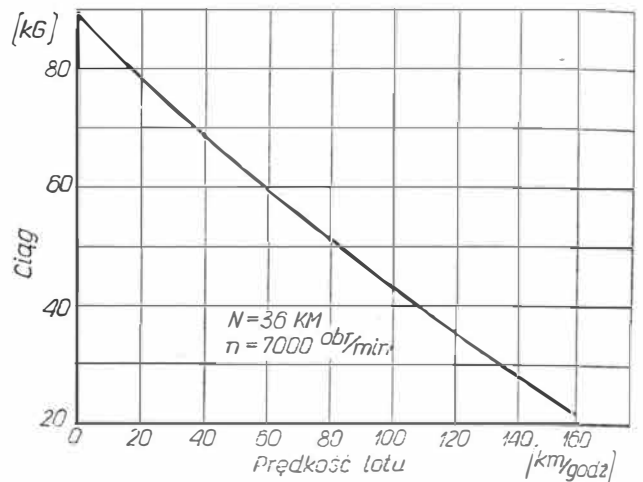
1



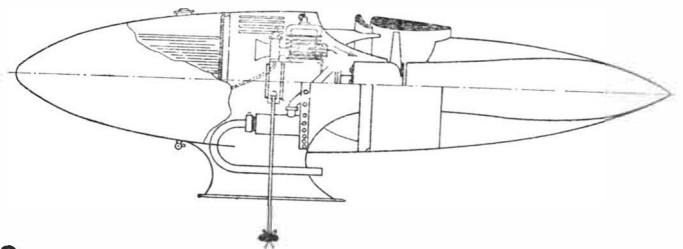
2



1



2



3

## Nowe silniki General Electric

Rysunek 1 przedstawia dwuprzepływowy silnik z dopalaczem General Electric GE.1/10, który stanowi etap przejściowy w rozwoju silnika F-400-GE-400 do napędu projektowanych obecnie samolotów bojowych F-14B i F-15. Silnik ma z dopalaniem ciąg ok. 7000 kG przy temperaturze przed turbiną powyżej 1100 °C, średnicę 965 mm i długość 3632 mm. Na załączonej fotografii silnika widać dźwigienki do przestawiania łopatek kierownic wentylatora (poza tym silnik ma przestawialne łopatki kierownic sprężarki). Silnik został zbudowany w oparciu o wytwornicę GE.1.

Firma General Electric przerobiła poza tym silnik T64 na silnik dwuprzepływowy (rys. 2) przez zabudowanie z przodu wentylatora i zmodyfikowanie turbiny niskiego ciśnienia (turbiny napędowej). Silnik ten ma służyć do zebrania danych potrzebnych do rozwoju silnika TF34 do napędu samolotu przeciw okrętom podwodnym S-3A.

W. K.



## Nowe małe silniki dwuprzepływowe

Poza opisywanymi już w „Nowościach” silnikami dwuprzepływowymi o ciągu ok. 1000 kG — kanadyjskim UACL JT15D i francuskim SNECMA/Turbomeca M.49 „Larzac” — opracowywane są obecnie dwa następne silniki tego typu. Jest to amerykański Garrett-AiResearch TFE731 o ciągu 1225—1360 kG i francuski Turbomeca „Astafan” o ciągu 712 kG.

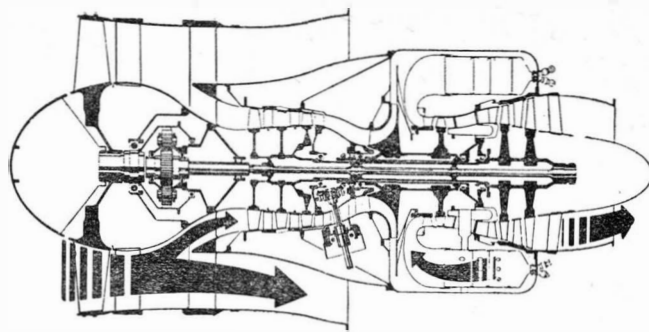
Silnik TFE731 (patrz schemat) ma jednostopniowy wentylator, trzystopniową sprężarkę niskiego ciśnienia i jednostopniową odśrodkową sprężarkę wysokiego ciśnienia, zwrotną komorę spalania, jednostopniową turbinę wysokiego ciśnienia napędzającą sprężarkę wysokiego ciśnienia oraz dwustopniową turbinę niskiego ciśnienia napędzającą sprężarkę niskiego ciśnienia i poprzez przekładnię wentylator. Na wylocie z zewnętrznego kanału silnika możliwa jest zabudowa odwracacza ciągu. W celu ułatwienia obsługi osprzęt został zgrupowany w dolnej części silnika.

Zastosowany układ silnika, charakteryzujący się połączeniem wentylatora z zespołem niskiego ciśnienia za pośrednictwem przekładni, zapewnia podobno płaski przebieg jednostkowego zużycia paliwa w szerokim zakresie ciągu i polepsza osiągi silnika na dużych wysokościach lotu.

Silnik TFE731 ma stosunek wydatków 4:1, spręż na wysokości 12 000 m i przy  $Ma = 0,8$  19,4:1 (w warunkach startowych odpowiada to sprężowi ok. 16,5:1) i ciężar 244 kG. Jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych wynosi ok. 0,45 kG/kGh. Silnik jest przeznaczony do napędu samolotów służbowych o ciężarze od 5500 do 7000 kG i zasięgu ok. 4500 km oraz przyszłych samolotów dostawczych (tj. na linie lokalne).

Próby zespołów silnika miały rozpocząć się w marcu 1969 r., próby silnika na stoisku — w lutym 1970 r., próby w locie — w lipcu 1971 r. Świadectwo zdolności wydane zostanie prawdopodobnie w sierpniu 1971 r., a produkcja seryjna silnika rozpocznie się w ostatnim kwartale 1971 r. Do końca lat siedemdziesiątych wyprodukowanych zostanie 2000—2500 silników.

Silnik Turbomeca „Astafan” wywodzi się z silnika śmigłowego „Astozou” 14. Pod względem ogólnego układu silnik przypomina wcześniejszy dwuprzepływowy silnik firmy Turbomeca — silnik „Aubisque” — tzn. jest jednowałowy, a wentylator jest napędzany za



pośrednictwem przekładni. Silnik ma jednostopniowy wentylator bez kierownicy wlotowej, sprężarkę składającą się — podobnie jak sprężarka silników „Astazou” — z dwóch stopni osiowych i jednego odśrodkowego, komorę spalania typu Turbomeca z odśrodkowym wtryskiem paliwa i trzystopniową turbinę. Nowością na skalę światową jest zastosowanie przestawialnych łopatek wirnikowych wentylatora, co dowodzi ogromnej biegłości konstrukcyjnej firmy Turbomeca. Przystawialne łopatki wentylatora mają na celu poprawienie przebiegu jednostkowego zużycia paliwa w zależności od obciążenia silnika przez zwiększenie sprawności wentylatora w zakresie mniejszych prędkości obrotowych.

Silnik ma b. duży stosunek wydatków wynoszący 6,5:1, jednostkowe zużycie paliwa 0,38 kG/kGh, ciężar z wyposażeniem 230 kG, średnicę 654 mm i długość 2153 mm. Spręż ogólny w warunkach startowych można szacować na ok. 14:1.

Rozwijane obecnie małe silniki dwuprzepływowe wskazują na dążenie projektantów do stosowania również w małych silnikach dużych stosunków wydatków. Wyjątek pod tym względem stanowi jedynie silnik „Larzac” (stosunek wydatków 1,4:1), prawdopodobnie z uwagi na przeznaczenie go również do napędu samolotów treningowych. Warto również zwrócić uwagę na powszechne stosowanie w tych silnikach sprężarek odśrodkowych (za wyjątkiem silnika „Larzac”). Sprężarkę taką jako sprężarkę wysokiego ciśnienia zastosowano nawet w większym silniku dwuprzepływowym — Garrett ATF3 o ciągu 1800—2300 kG. Dużym osiągnięciem jest uzyskanie w silniku JT15D z jednostopniowego wentylatora i jednostopniowej sprężarki odśrodkowej sprężu 10:1.

W. K.

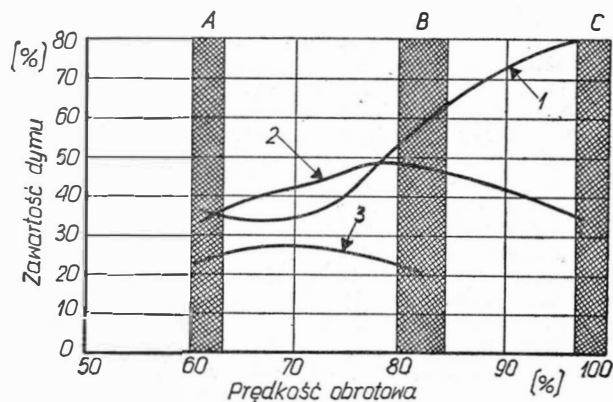
## Prace nad zmniejszeniem dymienia przez silniki turbinowe

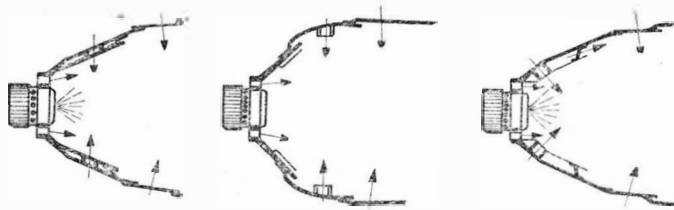
Niepełnego spalania, a tym samym nagaru w komorze żarowej i dymu w gazach wylotowych można uniknąć przez doprowadzenie do strefy pierwotnej większych ilości powietrza, tj. przez zubożenie mieszanki w strefie spalania. Prowadzi to m.in. do zmniejszenia gradientów temperatury i ograniczenia rozkładu paliwa. Korzystny jest również przeciwprądowy wtrysk paliwa, ułatwiający zmieszanie, podgrzanie i odparowanie paliwa.

Przeprowadzone przez firmę General Electric prace badawcze z dziedziny spalania przyczyniły się do takiego zaprojektowania komory spalania silnika CF6, że uzyskano znaczne zmniejszenie ilości dymu w gazach wylotowych. Zastosowano zmodyfikowaną komorę żarową silnika TF39 z osiowymi zawirówywcami w części wlotowej. Zawirówywcze powodują zubożenie mieszanki w strefie spalania. Wprawdzie powoduje to zmniejszenie zdolności rozruchowych silnika na dużych wysokościach lotu, jednak w przypadku silnika CF6 próby wykazały, że są one zadowalające.

Komory spalania dające przez cały okres eksploatacji małą zawartość dymu w gazach wylotowych zastosowano już wcześniej w silnikach General Electric CJ610 i CF700, które mają jednak mniejsze wartości sprężu.

Wykres przedstawia procentową zawartość dymu w gazach wylotowych silników CF6 i TF39 w zależności od prędkości obrotowej. Na wykresie tym oznaczają: 1 — silnik TF39 bez zawirówywcza w komorze spalania; 2 — silnik TF39 z zawirówywczem; 3 — silnik CF6, w którym zawartość dymu nie przekracza 27%; A — bieg jałowy; B — podchodzenie do lądowania; C — start.





Prace nad zmniejszeniem zawartości dymu w gazach wylotowych silników turbinowych prowadzi również firma Pratt and Whitney. Załączony rysunek przedstawia zmiany, jakie wprowadzono do komór żarowych w celu zubożenia mieszanki w strefie spalania przez modyfikację otworów doprowadzających powietrze pierwotne.

W. K.

## Satelita meteorologiczny „Nimbus” 3

14 kwietnia 1969 r. wystrzelono z Western Test Range (Kalifornia) za pomocą rakiety „Thorad”-„Agena”-D satelitę meteorologicznego „Nimbus” 3. Okrąża on obecnie Ziemię po kołowej polarnej orbicie na wysokości 1110 km w czasie 107 min. Jego ciężar wynosi ok. 575 kg, jest to więc największy satelita meteorologiczny. Jako główne źródło prądu służą ogniwa słoneczne, jako źródło pomocnicze — dwa generatory izotopowe SNAP-19.

Niezależnie od swoich zadań meteorologicznych satelita będzie przyjmował z Ziemi dane oceanograficzne i przekazywał je do centralnej stacji odbiorczej. Dane oceanograficzne będą wysyłane przez zakotwiczone boje badawcze oraz balony i samoloty badawcze. W ten sposób „Nimbus” 3 będzie również spełniał zadania satelity łącznościowego.

Wyposażenie meteorologiczne satelity składa się z:

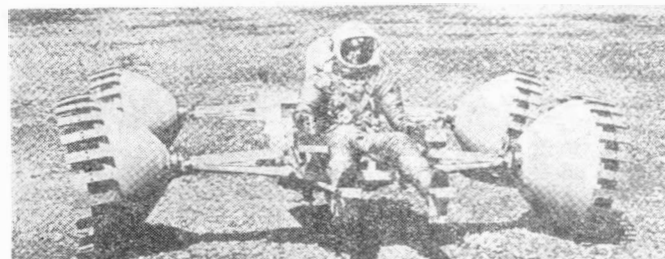
- interferometru-spektrometru na podczerwień
- spektrometru na podczerwień
- urządzenia do wyznaczania pozycji specjalnych czujników umieszczonych na Ziemi i przekazywania danych do stacji naziemnych
- radiometru na podczerwień o dużej rozdzielczości
- radiometru o średniej rozdzielczości
- przyrządu do rejestrowania promieniowania nadfioletowego
- specjalnej kamery telewizyjnej o rozdzielczości 1,5 km w środku obrazu i o kącie patrzenia obejmującym całą Ziemię.

Równocześnie z satelitą „Nimbus” 3 ta sama rakietą wyniosła na orbitę kołową 1110 km trzynastego z serii satelitów geodezyjnych SECOR (Sequential Collation of Range) amerykańskich sił lądowych.

W. K.

## Mały kołowy pojazd księżycowy

Obok dużych, wielomiejscowych kołowych pojazdów księżycowych o dużym zasięgu, które będą transportowane na Księżyc przy użyciu oddzielnych rakiet, w Stanach Zjednoczonych opracowuje się również pojazd jednoosobowy, który będzie towarzyszył astronautom w locie na Księżyc w członie hamującym statku LM. NASA przyznała 400 000 dol. firmie Grumman Aircraft Engineering na prace wstępne nad pojazdem tego typu, któremu nadano skrótowe oznaczenia DLRV (Dual Mode Lunar Roving Vehicle). Załączona fotografia przedstawia pojazd przypominający DLRV; był on już wcześniej poddany próbom przez firmę Grumman. Pojazd DLRV będzie używany przez amerykańskich



astronautów już na początku lat siedemdziesiątych, zwiększając stokrotnie ich możliwości działania na Księżycu. Będzie on zabierał jednego astronautę i 45 kg aparatury naukowej. Przewiduje się również wyprawy pojazdu bez astronauty, przy czym będzie on wówczas sterowany z Ziemi.

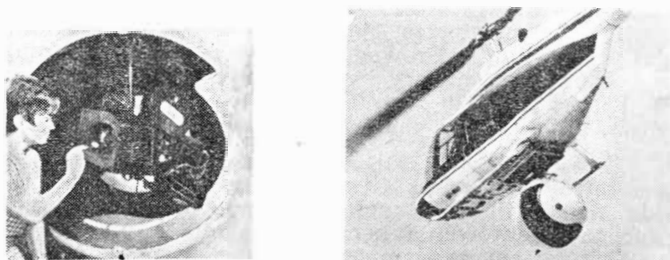
W. K.

## Pilot automatyczny do samolotu VFW614

Firma Vereingte Flugtechnische Werke zamówiła w amerykańskiej firmie Bendix Corp. pilota automatycznego do budowanego przez siebie 40-miejscowego samolotu na linie lokalne VFW 614, napędzanego dwoma silnikami dwuprzepływowymi SNECMA/Rolls-Royce M45H. Pierwszy kontrakt obejmuje dostawę 5 prototypów i 45 urządzeń seryjnych za sumę 2,3 miliona dol. Dostawy mają się rozpocząć w grudniu 1969 r. Urządzenie nosi nazwę Series 70 Flight Guidance System i na życzenie może być zaopatrzone w przelicznik końcowej fazy podchodzenia do lądowania, co daje możliwość automatycznego lądowania. Poza swoimi normalnymi funkcjami automatycznego pilota urządzenie może przyjmować za pośrednictwem przelicznika sygnały sterujące z urządzenia nawigacyjnego. Zapewniona jest poza tym automatyczna kontrola działania urządzenia z kabiny pilotów, gdzie znajdują się wskaźniki i lampki sygnalizacyjne oraz zespół przycisków do wyboru rodzaju działania automatycznego pilota (preselekcja kursu, nawigacja radiowa, sterowanie w czasie podchodzenia na ILS i sterowanie wysokościowe). Urządzenie jest wykonane na obwodach mikrominiaturyzowanych o konstrukcji „solid-state”. Zaświadczenie zdatności według FAA ma być wydane jeszcze przed dostawami dla firmy VFW.

W. K.

## Stabilizowane zawieszenie kamery filmowej



Firma Canadian Westinghouse Co. opracowała stabilizowany i sterowany pojemnik do kamer filmowych, który umożliwi wykonywanie b. ostrych zdjęć obiektów w ruchu. Pojemnik jest przeznaczony do zabudowy na śmigłowcach.

W. K.

# Śmigłowiec VFW H3 „Sprinter”

W kwietniu 1967 r. firma VFW (Vereinigte Flugtechnische Werke, NRF) zapoczątkowała program budowy trzysobowego śmigłowca H3 „Sprinter” będącego połączeniem śmigłowca z wiatrakowcem (autogirem). W 1968 r. zbudowane zostały dwa prototypy i trzeci niekompletny przeznaczony do statycznych prób wytrzymałościowych. W pierwszej połowie 1969 r. przeprowadzono próby naziemne prototypów obejmujące próby silnika, przekładni, wirnika i wentylatorów napędowych; obecnie w toku są już prawdopodobnie próby w locie, które podzielone są na trzy etapy i mają trwać 13 miesięcy.

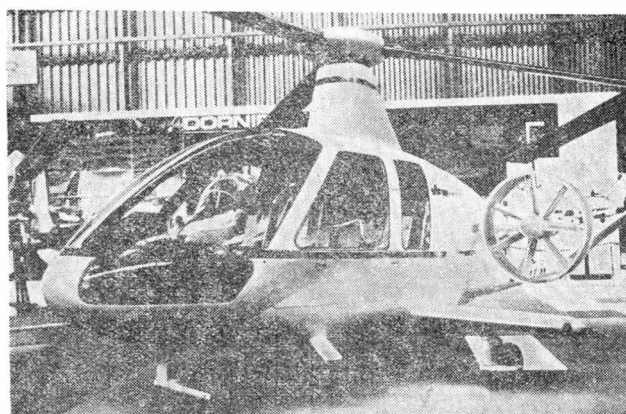
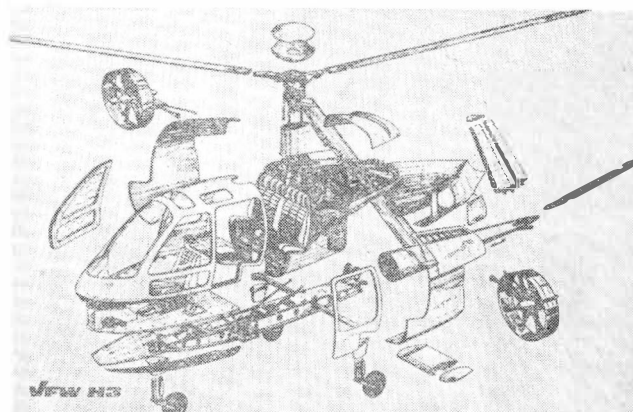
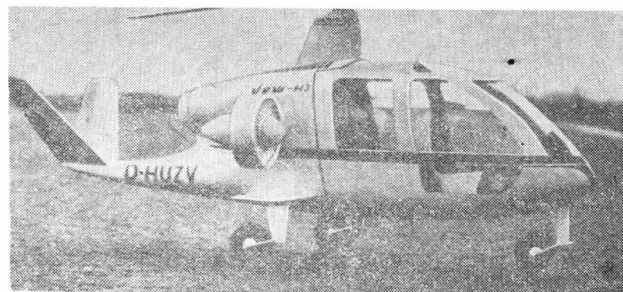
Program został poprzedzony dokładną analizą potrzeb rynkowych. Analiza ta wykazała, że:

- w 1975 r. liczba prywatnych śmigłowców służbowych będzie wynosić 67% wszystkich śmigłowców cywilnych;
- największe zapotrzebowanie będzie na śmigłowce 5-osobowe, jednak w największych seriach będą budowane śmigłowce 3-osobowe, gdyż ich produkcją będzie się zajmować mniej wytwórni;
- w przypadku śmigłowców cywilnych średni czas przypadający na loty pionowe i zawisy wynosi 4 do 5% całkowitego czasu eksploatacji z wyjątkiem szkolenia;
- średni czas użytkowania w ciągu roku lekkiego śmigłowca cywilnego wynosi 360 h;
- bezpośrednie koszty jednostkowe w przypadku 360 h czasu użytkowania śmigłowca w roku przypadają głównie na amortyzację (40%), ubezpieczenia (24%), oprocentowanie kapitału (16%) oraz obsługę i remonty (14%), natomiast koszty paliwa (6%) nie odgrywają większej roli i nie mają wpływu na ekonomię eksploatacji;
- pożądane jest zmniejszenie drgań i hałaśliwości śmigłowca oraz uproszczenie jego obsługi i pilotażu;
- zasięg śmigłowca powinien wynosić przynajmniej 500 km, a prędkość przelotowa 185 km/h;
- trwałość śmigłowca powinna zawierać się w granicach od 3600 do 5000 h.

Przy wyborze układu śmigłowca zdecydowano się na układ będący połączeniem wiatrakowca ze śmigłowcem z wirnikiem napędzanym ciśnieniowo „zimnym” powietrzem. Połączenie takie eliminuje główne wady obu układów: brak możliwości pionowego wznoszenia wiatrakowca oraz małą ekonomię, zasięg i prędkość śmigłowca z napędem ciśnieniowym.

Śmigłowco-wiatrakowiec VFW H3 „Sprinter” ma trzyłopatowy przegubowy wirnik i dwa zabudowane po bokach kadłuba wentylatory napędowe. Silnik turbiniowy Allison 250 (prawdopodobnie C18 o mocy 320 KM) napędza w locie z pracującym wirnikiem nośnym (do 60 km/h) osrodkową sprężarkę, która tłoczy powietrze do łopat wirnika. Przy większych prędkościach lotu sprężarka zostaje wyłączona, w sposób elektrohydrauliczny, a silnik zaczyna napędzać za pośrednictwem mechanicznych przekładni wentylatory. Przekładnie są b. lekkie dzięki niedużej redukcji prędkości obrotowej wynoszącej 1,33:1 (wentylatory w przeciwnieństwie do śmigieł pracują z dużymi prędkościami obrotowymi). Początkowo zamierzano zastosować pneumatyczny napęd wentylatorów za pomocą turbin zasilanych powietrzem ze sprężarki silnika (powietrze to służyłoby również do napędu wirnika), musiano jednak z tego zrezygnować wobec braku odpowiedniego silnika — wytwornicy powietrza.

Konstrukcja łopat wirnika wymagała b. starannego opracowania w celu zapewnienia dobrych własności wirnika w autorotacji przy dostatecznie dużej sprawności napędowej wirnika w locie wirnikowym. Udało się osiągnąć to, że powierzchnia przekroju kanału powietrznego w łopacie wynosi 67% całkowitej powierzchni przekroju łopaty w porównaniu do 40—45% w innych śmigłowcach z napędem ciśnieniowym. Łopaty mają dysze wylotowe typu szczelinowego, co zmniejsza



wprawdzie sprawność napędu, lecz polepsza za to aerodynamikę łopat i zmniejsza wytwarzany hałas. Łopaty są klejone z kilku warstw blach. Temperatura powietrza w kanałach łopat wynosi 125°C, a ciśnienie 2,4 kg/cm<sup>2</sup>.

Kadłub składa się z centralnej ramy, na której zamontowane są pozostałe elementy konstrukcji: silnik, podwozie, kabina i usterzenie. Rama jest wzmocniona podłogą wykonaną z materiału przekładkowego. Służy ona równocześnie do zamocowania nie pracującej skrupy kabiny wykonanej z tworzywa sztucznego ze rdzeniem z materiału piankowego.

Motylkowe usterzenie o konwencjonalnej duralowej konstrukcji nitowanej służy tylko do sterowania kierunku. Usterzenie jest sprzężone z klapami umieszczonymi w kanale wylotowym gazów silnika i odchylającymi strumień gazów do 45°.

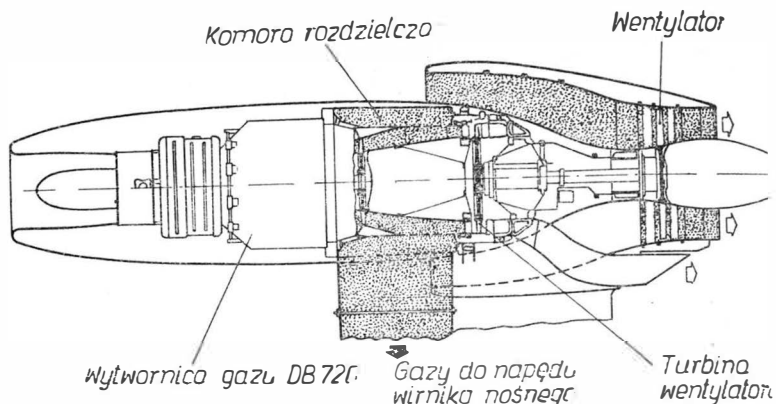
Pozostałe dane: długość 9,29 m, wysokość 2,50 m, średnica wirnika 8,70 m, powierzchnia wirnika 59,45 m<sup>2</sup>, profil łopat NACA 23015, skrócenie łopat 0°, ciężar własny 495 kg, zapas paliwa i oleju 203 kg, udźwig 270 kg, ciężar startowy 968 kg, maksymalna prędkość przelotowa 250 km/h (na 85% mocy nom.), normalna prędkość przelotowa 240 km/h, prędkość wznoszenia 2,0 m/s, dynamiczna prędkość wznoszenia 7,5 m/s, pułap dopuszczalny 4000 m, zasięg przy maksymalnej prędkości przelotowej i z pozostawieniem rezerwy paliwa na 10 min. lotu — 500 km.

Przewiduje się również budowę wersji szkolnej z dwoma miejscami obok siebie i wersji ratunkowej oraz wersji 5-osobowej H5 (rys. 3). Mowa jest również o dalszych etapach rozwojowych obejmujących śmigłowce, m.in. bojowe, z zatrzymanym wirnikiem i śmigłowce z chowanym wirnikiem.

W. K.



# Silnik dwuprzepływowy do napędu śmigłowców



Firma Turbo-Entwicklung (Entwicklungsgesellschaft für Turbomotoren), założona przez firmy Daimler — Benz AG i MAN AG i składająca się z wydziałów silników lotniczych obu tych firm, rozwija dwuprzepływowy silnik DB 730H do napędu szybkich śmigłowców z zatrzymywaniem lub chowaniem wirnikiem. Silnik ten stanowi odmianę dwuprzepływowego silnika Daimler — Benz DB 730F, w którym z kolei wykorzystano wytwornicę gazu silnika śmigłowego Daimler-Benz DB 720F/PTL6.

Silnik DB 730H ma mieszaną sprężarkę z czterema stopniami osiowymi i jednym stopniem odśrodkowym (spręż 5,5:1, wydatek powietrza ok. 6,7 kG/s), pierścieniową komorę spalania i dwustopniową turbinę sprężarki oraz jednostopniową turbinę napędzającą za pośrednictwem krótkiego wału umieszczony z tyłu silnika jednostopniowy wentylator o sprężu 1,3:1 i wydatku powietrza 37 kG/s. Między turbiną sprężarki a turbiną wentylatora znajduje się komora rozdzielcza, która kieruje strumień gazów z wytwornicy albo do turbiny wentylatora — i wówczas silnik wytwarza ciąg — albo, po zamknięciu wlotu do turbiny wenty-

latora za pomocą przestawialnych łopatek kierownicy tej turbiny, do kanału łączącego silnik z turbiną napędową wirnika nośnego lub doprowadzającego gazy bezpośrednio do łopat wirnika w przypadku ciśnieniowego napędu wirnika. Powietrze do wentylatora doprowadzane jest dwoma kanałami, natomiast wylot powietrza jest pierścieniowy; gazy wylotowe z turbiny wentylatora odprowadzane są dwoma kanałami umieszczonymi między kanałami powietrznymi.

W przejściowych fazach lotu przechodzenie z napędu wirnika na napęd wentylatora lub odwrotnie odbywa się w sposób stopniowy, tak że w tych fazach lotu śmigłowiec dysponuje zarówno ciągiem, jak i siłą nośną.

Maksymalna moc gazowa strumienia gazów za turbiną wytwornicy wynosi 1600 KM (jest to moc, jaką wytwarzałaby napędzana przez ten strumień turbina o sprawności 100%), maksymalny ciąg silnika — 1000 kG. Dzięki dużemu stosunkowi wydatków 5,5:1 jednostkowe zużycie paliwa silnika pracującego jako silnik odrzutowy nie przekracza 0,44 kG/kGh.

W. K.

## WIADOMOŚCI Z TERENU

Odbyło się zebranie sprawozdawczo-wyborcze Koła SIMP przy WSK Świdnik. W referacie sprawozdawczym i następnie w dyskusji podsumowano dwuletni okres pracy, który charakteryzował się aktywnością tak w pracy organizacyjnej, jak i życiu produkcyjnym WSK. Działalność koła wiązała się z ważnymi kierunkami pracy, jakimi były:

- kolejny etap koncentracji produkcji motocykla,

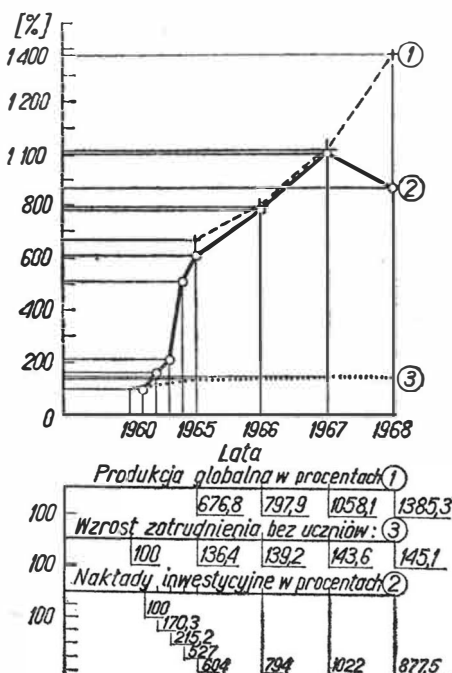
- wprowadzanie i opanowanie bezdefektowych metod pracy,

- podnoszenie wskaźników wydajności przez doskonalenie metod organizacji produkcji i unowocześniania technologii procesów produkcyjnych.

Jak wynika z załączonych wykresów, zwiększająca się produkcja globalna jest efektem wprowadzanych postępu technicznego i organizacyjnego, o czym świadczą utrzymujący się na tym samym poziomie stan zatrudnienia załogi oraz nakłady inwestycyjne przedsiębiorstwa. Na uzyskanie pomyślnych rezultatów w produkcji miały wpływ takie czynniki, jak: wprowadzanie ekonomicznych, dużych serii produkcyjnych motocykli, osiągnięcie warunków stabilizacji produkcji oraz wprowadzanie projektów racjonalizatorskich.

Dalsze doskonalenie wprowadzonych bezdefektowych metod pracy i nowoczesnych sposobów kontroli jakości produkcji doprowadziły do osiągnięcia przez WSK znaku jakości w produkcji motocykla. Przykładem trafnego zastosowania w praktyce produkcyjnej skutecznej metody był wprowadzony konkurs na temat najlepiej zorganizowanego stanowiska pracy, który zmobilizował poszczególne wydziały produkcyjne do współzawodnictwa, co w efekcie znalazło odbicie nie tylko w podnoszeniu kultury wykonania roboty, ale jednocześnie wyzwoliło czynniki oddziałujące na ambicję załogi. Puchar przechodni za uzyskane wyniki organizacyjno-produkcyjne i jakościowe zdo-

był za IV kwartał 1968 r. Wydział Mechaniczny Normalii. Jednym z ważniejszych zagadnień staje się obecnie poszukiwanie i ustalanie kryteriów pozwalających na dokonywanie obiektywnej oceny wyników pracy zaplecza technicznego, a więc działalności pracowników pionu przygotowania produkcji, działów Głównego Technologa, Głównego Metalurga, Laboratorium Centralnego oraz Działu Gospodarki Narzędziowej.



Ukierunkowanie pracy Sekcji Lotniczej Koła SIMP wiązało się z pracami badawczymi naszego Zakładu Doświadczalnego. Koło nasze nawiązało też bliskie kontakty z Kolem SIMP Instytutu Lotnictwa. Ważny i mobilizujący kadre inżynierowo-techniczną naszego zakładu był okres dyskusji przed- i pozjazdowej na V Zjazd PZPR, w którym koledzy simpowcy na poszczególnych wydziałach produkcyjnych omawiali tematykę i problemy zawarte w tezach.

Wszystkie te i wiele innych interesujących problemów były przedmiotem rozważań na Walnym Zebraniu Sprawozdawczo-Wyborczym Oddziału SIMP w aspekcie pracy kół SIMP zakładów przemysłowych Lubelszczyzny. Nasze Koło znalazło się w czołówce zakładowych kół SIMP. W Walnym Zebraniu Oddziału wziął udział w pełnym składzie nowy Zarząd naszego Koła SIMP z przewodniczącym — głównym inżynierem WSK — kol. inż. J. Lipińskim.

Szczególnie cenne inicjatywy podejmowane były przez koło SIMP przy WSK w zakresie współpracy z wyższymi uczelniami i instytutami. Niejednokrotnie podkreślali to rektorzy WSI i Uniwersytetu im. M. Curie-Skłodowskiej.

W kwietniu odbyło się w Domu Technika w Lublinie uroczyste zebranie Zarządu Oddziału SIMP, na którym członkowie ustępującego zarządu spotkali się z kolegami obejmującymi funkcje w Zarządzie Oddziału w nowej kadencji.

Aktualny przewodniczący Oddziału SIMP kol. inż. A. Galas — dyr. techn. FSC w Lublinie — oraz niżej podpisany jako członek ustępującego Zarządu Oddziału i były przewodniczący Koła SIMP w WSK w imieniu zebranych wyrazili słowa podziękowania kol. Dolińskiemu za pełną poświęcenia pracę. Jego osobowość w sposób bardzo widoczny oddziaływała na pozytywne wyniki pracy nie tylko zespołu Oddziału SIMP, ale i kolegów angażujących się w pracy kół zakładowych i terenowych.

Wasz korespondent  
A. Hadrawa

# Co piszą inni...

## Problemy automatyzacji wyszukiwania informacji

W artykule „Struktura systemów informacyjnych i ich automatyzacja” przedstawiono strukturę i problematykę systemów wyszukiwania informacji naukowo-technicznej i wskazano możliwości usprawnienia ich funkcji za pomocą automatyzacji.

Maszyny Matematyczne 1969 nr 3

### „Wprowadzenie do problemu wyszukiwania informacji”

jest skrótem artykułu opublikowanego w amerykańskim czasopiśmie „Datamation” 1968 nr 2, którego autorem jest dr nauk matematycznych Robert M. Hayes, dyr. instytutu badań w dziedzinie bibliotekarstwa Uniwersytetu California oraz profesor szkoły bibliotekarskiej UCLA. Autor dzieli różne rodzaje wyszukiwania informacji na trzy systemy: systemy zbiorów podstawowych, systemy referencyjne bibliograficzne i systemy przetwarzania tekstów. Omówione zostały problemy użyteczności systemów, komunikacji, określania charakterystyk wyszukiwawczych oraz organizacji zbiorów.

Maszyny Matematyczne 1969 nr 3

W artykule „INBI. System przetwarzania na EMC informacji bibliograficznych” opisany jest pierwszy polski zautomatyzowany system informacji bibliograficznej INBI (Informacja Bibliograficzna), z zastosowaniem EMC, ZAM-4i, który od 1967 r. wykorzystywany jest do redagowania miesięcznika „Automatyzacja Przetwarzania Informacji — Bibliografia” wydawanego przez Ośrodek Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej Instytutu Maszyn Matematycznych w Warszawie. W artykule omówiono cel opracowania systemu INBI, jego organizację opartą na klasyfikacji hierarchiczno-przedmiotowej, sposób wprowadzania danych opisów bibliograficznych na papierowej 8-kanalowej taśmie perforowanej za pośrednictwem automatu organizacyjnego typu „Soemtron”, ograniczenia systemu i postać wyniku.

Maszyny Matematyczne 1969 nr 3

### System IGA (Informacja Grupowana Automatycznie)

wykonany został przez CIINTE i ZOWAR, polega on na sporządzeniu na maszynie IBM 1440 z kart dokumentacyjnych „Informatora o zakończonych pracach naukowych” oraz na wykonaniu na żądanie zestawień tematycznych wg kryteriów zawartych w „Informatorze”. Treść kart dokumentacyjnych jest przeniesiona na karty perforowane. Po odpowiednim przetworzeniu danych wejściowych system ten tworzy następujące materiały wynikowe: informator właściwy w układzie UKD, indeks autorski uporządkowany alfabetycznie, indeks rzeczowy uporządkowany alfabetycznie, spis treści w układzie UKD z wymienieniem działów i podziałów oraz odpowiednich stron. System ten jest eksploatowany od 1968 roku.

Maszyny Matematyczne 1969 nr 3

### Możliwości polepszenia warunków bezpieczeństwa i higieny pracy w zakładach stosujących w produkcji magnez i jego związki

Zagrożenia występujące przy pracy z magnezem i jego stopami wymagają ciągłej obserwacji przebiegu procesu i kontroli pracy pracowników, bowiem każde nieprzemysłane uproszczenie czynności produkcyjnej może doprowadzić do niebezpiecznych komplikacji. Dlatego tak ważnym zagadnieniem jest właściwy dobór maszyn, przyrządów i narzędzi oraz odpowiednia technologia produkcji. O możliwościach magnezu i zjawiskach występujących przy jego obróbce, szkodliwych dla zdrowia oraz o możliwościach polepszenia warunków bhp pisze

Ochrona Pracy 1969 nr 3

### „W poszukiwaniu ideału prawa patentowego”

Obowiązujące systemy patentowe nie wytrzymują obecnie próby czasu, trudno je racjonalnie powiązać z rozwojem wynalazczości i odpowiednimi badaniami patentowymi. Pojawiają się tendencje zmiany ustawodawstw patentowych i praktyk urzędów patentowych, m.in. wprowadzono ostatnio zmiany ustawodawstw NRF i Holandii. Istniejący w Polsce system patentowy również nie jest wolny od licznych słabości, których wynikiem jest zbyt wolny, jak na nasze możliwości, rozwój ruchu wynalazczego widoczny w porównaniu z innymi państwami. W wielu państwach, w których również ujawniają się niedomagania systemów patentowych, podjęto prace zmierzające do ich jak najszybszej likwidacji. U nas na razie brak takich prac. Jedną z przyczyn takiego stanu jest brak informacji o sytuacji w tym zakresie w innych państwach. Opublikowane tłumaczenie artykułu André Bonju, znanego francuskiego specjalisty w dziedzinie ochrony własności przemysłowej jest celowe, zaznajamia z rozwiązaniami amerykańskimi w tym zakresie, podaje interesujące wnioski autora, z których najciekawszym jest koncepcja stworzenia jednego, integralnego światowego systemu patentowego.

Wynalazczość i Racjonalizacja 1969 nr 4 i 5

# Co piszą inni...

## Opiniowanie projektów w zakresie bhp w biurze projektów

W związku z opiniowaniem projektów w zakresie bhp bezpośrednio w biurze projektów wzrosła liczba osób zajmujących się tą tematyką. Stąd konieczne stało się opracowanie wskazówek dotyczących metodologii opiniowania i zakresu tematyki, którą należy sprawdzić w poszczególnych branżach projektu.

Artykuł przedstawia ogólne problemy z zakresu badań rzeczoznawcy d.s. bhp, rozwija opiniowanie dokumentacji z podkreśleniem tych fragmentów projektów, które rzutują w istotny sposób na warunki pracy.

Ochrona Pracy 1969 nr 4 i 5.

## Działalność normalizacyjna w zakresie dokumentacji i informacji naukowo-technicznej

coraz bardziej rozwija się w Polsce, szczególnie od roku 1966. W artykule omówiona jest organizacja prac normalizacyjnych w zakresie informacji naukowo-technicznej, opracowane normy w tej dziedzinie oraz program działalności na lata 1971—1973. Przedstawia zakres i tematykę prac normalizacyjnych prowadzonych przez Centralny Instytut Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej (CIINTE) oraz Centralny Ośrodek Informacji Normalizacyjnej (COIN) z podkreśleniem współpracy z krajową siecią informacji. Omówiono też współpracę i wymianę doświadczeń w skali międzynarodowej.

Normalizacja 1969 nr 5

## Jednostki miar układu SI w w obliczeniach konstrukcyjnych

W artykule podano obliczenia wytrzymałościowe w układzie tradycyjnym i SI niektórych wielkości, podając przy tym wiele przykładów liczbowych, na podstawie których wysunięto propozycje stosowania jednostek ułatwiających obliczenia wytrzymałościowe.

Przegląd Mechaniczny 1969 nr 12

## Wyznaczniki aktywności zawodowej

Artykuł „Niektóre czynniki warunkujące aktywną postawę pracowników w stosunku do postępu technicznego” jest głosem w dyskusji na temat zmniejszającego się udziału robotników w racjonalizacji. Przedstawione wyniki badań załogi jednego z zakładów produkcyjnych wykazują, że czynnikami ocenianymi subiektywnie, a utrudniającymi wytworzenie aktywnej postawy w stosunku do postępu technicznego są braki w formach przekazu i zakresu informacji technicznej, organizacyjne i społeczne czynniki hamujące udział pracowników w ruchu racjonalizatorskim oraz brak warunków sprzyjających podnoszeniu kwalifikacji. Na zakończenie przedstawiono wnioski i postulaty odnoszące do kształtowania aktywnej postawy racjonalizatorskiej robotników.

Wynalazczość i Racjonalizacja 1969 nr 5

## O istocie działalności inżynierów

Artykuł jest próbą odpowiedzi na pytanie, jak inżynierowie widzą i rozumują istotę, czyli głębszy sens swej działalności, a zarazem sygnalizuje istnienie nowej nauki, „nauki o technice” — zwanej także technoznawstwem, metatechniką bądź — tradycyjnie, zwłaszcza na Zachodzie — filozofią techniki. Jest to nowa nauka rozwijająca się ostatnio wraz z rozwojem nauki o nauce, czyli naukoznawstwa. Współczesna technika bowiem korzysta szeroko z osiągnięć wielu nauk technicznych a także z wielu innych nauk rozwijanych przez technikę, jednocześnie jednak — podobnie jak nauka — staje się sama przedmiotem.

Artykuł jest próbą sformułowania typowych problemów inżynierskich, w rozwiązywaniu których uczestniczą inżynierowie rozwiązując różne problemy cząstkowe. Problem inżynierski jest traktowany jako problem zinstrumentalizowania różnych działań zaspokajających różne potrzeby, przy czym autor posługuje się w rozumowaniu pojęciem prakseologii oraz teorii systemów.

Przegląd Elektrotechniczny 1969 nr 5

## Pół wieku w służbie elektryki polskiej

Jubileuszowy numer Przeglądu Elektronicznego zawiera następujące artykuły z historii elektryki polskiej. „Z historii polskiego przemysłu elektrotechnicznego”, „Historia projektów elektryfikacji Polski”, „Rozwój badań z dziedziny elektrotechniki teoretycznej w Polsce w ciągu ostatniego 50-lecia”, „Rozwój kształcenia inżynierów elektryków w Polsce”, „Udział Polski i energetyków polskich w UNIPEDzie”.

Przegląd Elektrotechniczny 1969 nr 5



# NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH

F. Borodzick, H. Kamiński,  
J. Krężalek

## LOTNICTWO GOSPODARCZE

WkiŁ Warszawa 1968, wyd. I, ark. wyd.  
15,6, cena zł 30

Opracowana przez zespół autorów składający się z konstruktora lotniczego, przedstawiciela rolnictwa i organizatora lotniczych usług gospodarczych książka wypełnia lukę w polskiej literaturze technicznej. Brak bowiem było publikacji ujmującej kompleksowo zagadnienia lotnictwa gospodarczego.

W książce omówione jest zastosowanie samolotów i śmigłowców w różnych dziedzinach gospodarki, a przede wszystkim w rolnictwie. Pracę otwiera rozdział pt. „Lotnicze usługi gospodarcze”; rozdział ten wprowadza w istotę zagadnień agrolotnictwa, podaje krótką historię powstania i rozwoju lotnictwa gospodarczego, omawia różne dziedziny gospodarki, w których stosowane jest lotnictwo i rodzaje stosowanych zabiegów w rolnictwie, ogrodnictwie, w gospodarce wodnej i hodowli ryb. Ponadto w rozdziale tym omówione są pozostałe usługi wykonywane przez lotnictwo, a przede wszystkim walka z pożarami, fotografowanie z powietrza (fotogrametria), aerohydrologia, inwentaryzacja obiektów zabytkowych i wykopalisk, poszukiwania geologiczne i wykrywanie ławic ryb morskich. Śmigłowce wykorzystywane są jako latające dzwigi do przewożenia dużych elementów konstrukcyjnych i do budowy obiektów w trudno dostępnym terenie.

Następnie omówiono zagadnienia organizacyjne lotnictwa gospodarczego, które ma na ogół wyodrębnioną organizację z uwagi na swój specyficzny charakter. Przedstawiono zadania i działalność międzynarodowej organizacji lotnictwa gospodarczego IAAC (International Agricultural Aviation Centre — Międzynarodowe Centrum Lotnictwa Rolniczego), schematy organizacyjne przedsiębiorstw lotnictwa gospodarczego w krajach socjalistycznych oraz w krajach kapitalistycznych i krajach Trzeciego Świata.

W końcowej części tego rozdziału przedstawiono tendencje rozwojowe lotnictwa rolniczego, zmierzające do rozszerzenia zakresu prac prowadzonych przez lotnictwo gospodarcze i omówiono następujące podstawowe problemy wymagające jak najszybszego rozwiązania: obniżenie kosztów usług lotniczych, udoskonalenie sposobów rozprzestrzeniania preparatów oraz poprawienie warunków pracy pilota. Zwrocono też uwagę na rolę, jaką mogłoby spełnić lotnictwo gospodarcze w walce z głodem, który cierpi jeszcze wiele milionów ludzi, co można by osiągnąć przez użyczenie ziemi nawozami

sztucznymi rozsiyanymi z powietrza na znacznym obszarze Indii oraz przez zwalczanie much tse-tse, które uniemożliwiają hodowlę bydła w zachodniej Afryce

W rozdziale 2 pt. „Wybrane wiadomości o ochronie roślin i nawożeniu” podane są informacje na temat zagadnień rolniczych, z którymi lotnictwo rolnicze ma bezpośredni związek. Przedstawione tu ogólne wiadomości powinny być znane personelowi lotniczemu pracującemu dla rolnictwa — ułatwiają one zrozumienie problemów rozwiązywanych przez rolnictwo i rolę personelu agrolotniczego w produkcji rolniczej. Rozdział ten omawia sposoby ochrony roślin różnymi metodami oraz przedstawia środki chemiczne stosowane w rolnictwie. Chemiczne środki ochrony roślin sklasyfikowano pod względem przeznaczenia i opisano ich formy użytkowe. Następnie omówiono nawozy mineralne i ich formy użytkowe. Wiele miejsca poświęcono zabiegom agrolotniczym, których wykonywanie wymaga ścisłego powiązania i uwzględnienia wzajemnych współzależności takich czynników, jak: zjawiska aerodynamiczne związane z samolotem i śmigłowcem, które występują również w oddalonej od samolotu strefie powietrza i są istotne dla właściwego rozprzestrzeniania preparatów chemicznych, a znajomość ich jest jeszcze niedostateczna; mechanizm rozpylania cieczy; właściwości fizykochemiczne stosowanych preparatów; rodzaj wykonywanego zabiegu; warunki atmosferyczne. Dalej omówiono szczegółowo wszystkie rodzaje zabiegów agrolotniczych (opylanie, opryskiwanie, aerozolowanie, nawożenie); podstawowe wymagania agrotechniczne; wymagania agrotechniczne krajowego „Systemu maszyn rolniczych” w odniesieniu do urządzeń rolniczych.

Następnie omówiono sposoby umożliwiające właściwe wykonanie zabiegów chemicznej ochrony roślin. Rozważania dotyczące związków między średnicą kropli i ilością cieczy potrzebnej do pokrycia określonej powierzchni ilustrują wzory, tablice i rysunki.

Rozdział 3 pt. „Zagadnienia konstrukcyjne” omawia ekonomiczne przesłanki konstrukcji agrolotniczych. Przedstawiono w nim teoretyczny wpływ czynników konstrukcyjnych, agrotechnicznych i organizacyjnych na wartość czasu jednostkowego potrzebnego do obróbki jednego hektara, które ułatwiają m.in. wyciągnięcie wniosków co do wymagań konstrukcyjnych nowego samolotu lub oceny eksploatowanego sprzętu. Następnie przeprowadzono porównanie samolotu ze śmigłowcem w pracach agrolotniczych pod względem własności agrotechnicznych, zagadnień technologiczno-ekonomicznych i konstrukcyjnych na przykładzie niektórych parametrów samolotu

An-2 i śmigłowca Mi-2, podano metody teoretycznego obliczenia kosztu 1 godziny lotu. Ponadto przedstawiono wymagania stawiane konstrukcjom agrolotniczym; omówiono zagadnienia aerodynamiczne samolotu i śmigłowca rolniczego, z których wynika, że opracowanie nowych konstrukcji samolotów rolniczych musi iść w parze z opracowaniem nowych konstrukcji aparatury rolniczej. Oba te zagadnienia bowiem są ze sobą ściśle związane i nie mogą być rozwiązywane oddzielnie. W dalszym ciągu omówiono zagadnienia hydrodynamiczne, korozji urządzeń agrolotniczych oraz konstrukcje rolniczych samolotów i śmigłowców, a także aparatury rolniczej stosowanej na samolotach PZL-101 „Gawron” i An-2. Rozdział zamyka krótki przegląd konstrukcji samolotów i śmigłowców rolniczych na świecie.

W rozdziale 4 pt. „Organizacja i ekonomika pracy lotnictwa gospodarczego PRL (w rolnictwie i leśnictwie)” omówiono działalność organizacyjną wszystkich szczebli warunkującą właściwą organizację pracy lotnictwa gospodarczego. Podano wytyczne do zakładania lądowisk stałych i sezonowych zwracając przy tym uwagę na różnice między nimi oraz uzasadniono celowość budowy lekkich magazynów środków ochrony roślin i nawozów mineralnych na stałych lądowiskach, podano czynniki funkcjonalno-organizacyjne i ekonomiczne, które znacznie mogą podnieść ekonomię usług lotniczych. Dalsze rozważania dotyczą właściwej organizacji lotniczej grupy terenowej, zwracając uwagę na złożoność i pracochłonność zabiegów agrolotniczych i stopień trudności wyrażony roboczą wysokością lotu. Ponadto omówiono operacje wykonywane na lądowisku i z lądowiska, tj. prace przygotowawcze, zakończeniowe, bezpośrednio produkcyjne (główne), pośrednio produkcyjne (pomocnicze). Ponadto omówione są: techniczna zdolność zapewnienia harmonijnej i bezpiecznej pracy dla maksymalnej liczby samolotów na lądowisku, sposoby właściwego zaopatrzenia lądowiska w środki chemiczne, wodę technologiczną, wodę do picia, materiały pędne i części zamienne; organizacja przebazowania grupy; organizacja służby sanitarnej; organizacja pracy i wypoczynku obsługi naziemnej oraz personelu latającego; mapy operacyjne lotnictwa gospodarczego; znakowanie pól pod zabiegi agrolotnicze; planowanie zabiegów lotniczych; określenie wydajności pracy samolotów w rolnictwie i leśnictwie; cykl operacyjny; rodzaje lotów w lotnictwie gospodarczym oraz porównanie efektywności samolotów i zmechanizowanych urządzeń naziemnych.

Na zakończenie warto podkreślić staranne opracowanie treści i układu graficznego pracy. Książka, przeznaczona dla personelu latającego i obsługi naziemnej, pracowników rolnictwa współpracujących z lotnictwem rolniczym, uczniów szkół lotniczych i rolniczych, studentów z pokrewnych kierunków studiów oraz pracowników dydaktycznych, stanowi cenną pozycję.

M. K.

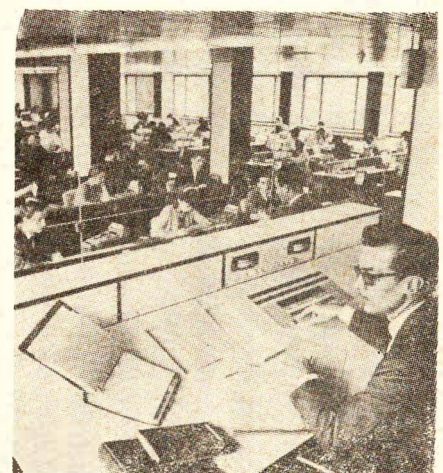
## Dokończenie z IV str. okł.

znaczonych na inwestycje. Niezależnie od zakupu nowego sprzętu tylko w 1968 r. przeznaczono 129 mln franków na wyposażenie portu towarowego. AIR FRANCE ma automatyczne urządzenia przeładunkowe w kilku portach lotniczych świata. Na lotnisku Paryż-Orly zamontowano komputer do automatycznego zamawiania i rezerwacji miejsc oraz nowoczesne urządzenie przeładunkowe typu „Pelican”, widoczne na fot. 1.

Mając na uwadze tendencje rozwojowe, już w tej chwili AIR FRANCE ma pełne zabezpieczenie na lotnisku Orly dla przyjmowania i obsługi samolotów naddźwiękowych i autobusów powietrznych.

AIR FRANCE ma również swój poważny udział finansowy i organizacyjny w licznych przedsiębiorstwach lotniczych, a mianowicie: Royal Air Maroc, Air Algérie, Tunis Air, Middle East Air Liban, Air Mauritius, Air Madagascar, Royal Air Cambodge, Air Inter.

2. Sala  
zamawiania miejsc

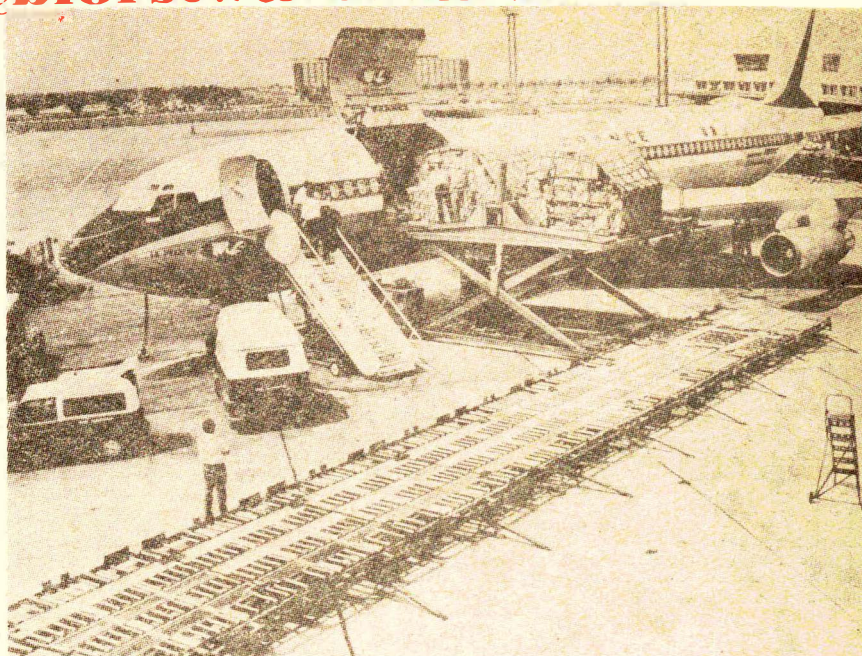




# lotnicze przedsiębiorstwa świata

## AIR FRANCE COMPAGNIE NATIONALE

1. Urządzenie „Pelican” do mechanicznego przeładunku palet na lotnisku Paryż - Orly



Poczynając od tego numeru wprowadzamy na nasze łamy informacje o przedsiębiorstwach lotniczych, których jest ponad 200. Są wśród nich tacy potentaci jak: PANAM, BOAC, TWA czy KLM, są również i takie, które, jakkolwiek małe, spełniają istotne funkcje wewnętrzne w państwie. W strukturze wewnętrznej tych przedsiębiorstw zachodzą stałe przemiany. Większość z nich próbuje łączyć się, by w ten sposób zwiększyć możliwości rozwojowe.

### AIR FRANCE

AIR FRANCE jest jednym z największych państwowych przedsiębiorstw na świecie i rozwija się zgodnie z założeniami polityki gospodarczej Francji. Sieć jego połączeń obejmuje cały glob ziemski, a wskaźniki eksploatacyjne należą do najwyższych.

Tę przodującą pozycję przedsiębiorstwa wyznacza przede wszystkim nowoczesny sprzęt, jakim dysponuje AIR FRANCE. Na początku 1968 r. przedsiębiorstwo dysponowało następującymi samolotami:

30 Boeing 707 „Intercontinental” w tym:  
18 Boeing 707-328  
8 Boeing 707-328B  
4 Boeing 707-328C.

Tablica. Przewozy lotnicze AIR FRANCE wg określonych kierunków geograficznych i stref lotniczych — 1967 r.

#### A. Połączenia długodystansowe

Szlaki lotnicze	Liczba pasażerów	Pasażero-kilometry	Tono-kilometry	Ladunki [tony]
Północny Atlantyk	606 339	3 017 685	385 618	55 855
Centralny Atlantyk	128 615	583 733	66 124	9 481
Południowy Atlantyk	42 585	320 608	35 779	4 514
Daleki Wschód przez Azję południową	148 954	703 378	919 463	21 924
Daleki Wschód (Droga Polarna)	17 453	198 237	27 949	9 151
Afryka zachodnia	40 966	125 472	16 237	4 275
Afryka wschodnia	89 355	355 668	45 586	7 590

#### B. Połączenia średnodystansowe

Europa, obszar Morza Śródziemnego, Bliski Wschód oraz Afryka północna	3 646 921	2 702 086	285 040	36 568
Antyle i Komory	89 413			

43 „Caravelle” w tym 2 samoloty w wersji towarowej eksploatowane wspólnie z przedsiębiorstwem AIR INTER,

6 Breguet 763  
3 Douglas DC-4.

W roku 1968 AIR FRANCE otrzymało 2 samoloty Boeing 707-328C, 4 Boeing 727-228 oraz 2 „Caravelle”.

W roku 1969 zrealizowane zostanie zamówienie na dalsze 2 samoloty Boeing 707-328C oraz 6 samolotów Boeing 727-228.

W następnych latach należy spodziewać się wprowadzenia do eksploatacji samolotów „Concorde” (1971—1972), które zastąpią dotychczas eksploatowane samoloty na trasach długodystansowych. Ponadto AIR FRANCE wprowadzi do eksploatacji autobusy powietrzne Boeing 747, a kolejno tzw. autobusy europejskie A-300B, które mają być produkowane wspólnie przez przemysł Francji, Wielkiej Brytanii i NRF.

Cechą charakterystyczną przedsiębiorstwa AIR FRANCE są doskonałe wskaźniki eksploatacyjne. Dla samolotów typu Boeing średnia dzienna liczba wylatanych godzin wynosi około 10, a dla niektórych nawet 12 godzin: dla samolotów „Caravelle” 7—9 godzin. Średnio okresy międzynaprawcze silników dla Boeinga wynoszą po 7200—8200 godzin pracy, a dla „Caravelle” 4800—5200 godzin. Odpowiada to pełnej eksploatacji w okresie dwóch lat.

Średni roczny wzrost przewozów na szlakach długodystansowych wynosi ponad 16%, a na szlakach średnodystansowych — około 8%. Oznacza to, że główny akcent należy położyć na rozwój wyposażenia technicznego przedsiębiorstwa pod kątem potrzeb dla szlaków długodystansowych. W takim też kierunku zmierzają dalsze zapotrzebowania na nowy sprzęt.

W ostatnim okresie szybko rozwijają się regularne połączenia towarowe. Linie takie istnieją już na szlaku północnoatlantyckim, a w Europie między Paryżem a Mediolanem, Rzymem, Barceloną i Londynem. W roku 1968 uruchomiono połączenia na trasie: Paryż—Dżibutti—Tannariwa (wspólnie z AIR MADAGASKAR). W tym samym roku zawarto również porozumienie ze Związkiem Radzieckim (AEROFLOT) w zakresie przewozów towarowych na trasie Paryż—Moskwa, z połączeniem dwa razy w tygodniu w każdym kierunku. Nadmienić należy, że tylko w 1967 r. z Paryża do Moskwy przewieziono 360 ton towarów, a w odwrotnym kierunku 280 ton. Stopień wykorzystania powierzchni handlowej wynosił ponad 65%. Wartość przewiezionych towarów wyniosła 320 mln rubli (1,6 mld franków). Przedsiębiorstwo AIR FRANCE legitymuje się dużą stabilizacją gospodarczą. Zysk netto w 1967 r. wyniósł ponad 8 mln franków, przy wysokich środkach prze-

Dokończenie na III str. okł.