


1967

6

technika  
lotnicza  
i astronautyczna



# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ“

## Systematyka profili

Grupa profili NACA

Rodzina profili laminarnych (cd.)

oprac. mgr inż. E. Lewalska

Profile pochodne w stosunku do serii szóstej

1. Profile oznaczone symbolem 65/318/—217; a = 0,5 powstają przez powiększenie lub zmniejszenie w pewnym, stałym

stosunku, rzędnych profilu wyjściowego skonstruowanego w oparciu o odwzorowanie konforemne z obrysu kołowego.

Znaczenie cyfr poza nawiasem jest takie same jak w przypadku serii podstawowej (omówionej w nrze 3/67 TL i A).

Znaczenie cyfr w nawiasie:

I cyfra oznacza zakres wartości Cz dla małych oporów,

II i III cyfra oznaczają grubość procentową profilu, z którego został otrzymany dany profil.

Tablica 7

NACA 62		NACA 63		NACA 64		NACA 65		NACA 66		NACA 67	
x% c	y% c	x% c	y% c	x% c	y% c	x% c	y% c	x% c	y% c	x% c	y% c
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
1,25	0,726	1,25	0,480	1,25	0,369	1,25	0,296	1,25	0,247	1,25	0,212
2,5	1,406	2,5	0,958	2,5	0,726	2,5	0,585	2,5	0,490	2,5	0,421
5,0	2,625	5,0	1,833	5,0	1,406	5,0	1,140	5,0	0,958	5,0	0,827
7,5	3,656	7,5	2,625	7,5	2,039	7,5	1,665	7,5	1,406	7,5	1,217
10	4,5	10	3,333	10	2,625	10	2,160	10	1,833	10	1,592
15	5,625	15	4,5	15	3,656	15	3,060	15	2,625	15	2,296
20	6,000	20	5,333	20	4,5	20	3,840	20	3,333	20	2,939
25	5,977	25	5,833	25	5,156	25	4,500	25	4,400	25	4,041
30	5,906	30	6,000	30	5,625	30	5,040	30	5,333	30	4,898
40	5,625	40	5,878	40	6,000	40	5,760	40	5,833	40	5,510
50	5,156	50	5,510	50	5,833	50	6,000	50	6,000	50	5,878
60	4,500	60	4,898	60	5,333	60	5,760	60	6,000	60	6,000
70	3,656	70	4,041	70	4,500	70	5,040	70	5,625	70	5,333
80	2,625	80	2,939	80	3,333	80	3,840	80	4,500	80	3,333
90	1,406	90	1,592	90	1,833	90	2,160	90	2,625	90	1,833
95	0,727	95	0,827	95	0,958	95	1,140	95	1,406	95	1,833
100	0	100	0	100	0	100	0	100	0	100	0

### TREŚĆ ZESZYTU

O. Wołczek: XVII Międzynarodowy Kongres Astronautyczny w Madrycie	1
S. Szczeciński: Wpływ konstrukcji turbiny silnika lotniczego na wartość luzu wierzchołkowego jej łopatek	5
A. Tarnogrodzki, E. Łuczywek: Uderzenie dźwiękowe	9
R. Witkowski: Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwość jej podwyższenia, cz. III	15
B. Jancelewicz: Ulepszenie własności zmęczeniowych konstrukcji ze stopów aluminium przy użyciu zgniotu plastycznego na zimno	18
R. Witkowski: Pewne zagadnienia równomierności rozkładu chemikaliów rozpylanych z samolotu	23
B. Mierkowski: Spidobarografy SPB-2 — SPB-IV	29
NOWOŚCI TECHNICZNE	31
KRONIKA	36
POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ”: Systematyka profili (ciąg dalszy) — oprac. E. Lewalska	okł.

### CONTENTS

O. Wolczek: XVII International Astronautical Congress in Madrid	1
S. Szczeciński: The influence of turbine construction of aircraft engine on blade tip clearance	5
A. Tarnogrodzki, E. Luczywek: Sonic boom	9
R. Witkowski: Helicopter maximum speed and possibilities of increasing it	15
B. Jancelewicz: Improvement of fatigue strength of constructions in aluminium alloy input of residual stresses	18
R. Witkowski: Some problems of uniform distribution of chemicals spread from aircraft	23
B. Mierkowski: The speedobarographs SPB-2 — SPB-IV	29
TECHNICAL NEWS	31
CHRONICLE	36
DESIGNER'S DATA SHEETS: Aerofoil classification 6 (cont.) — elaborated by E. Lewalska	on cover

### СОДЕРЖАНИЕ

O. Wolczek: XVII Международный Астронавтический Конгресс в Мадристе	1
S. Szczeciński: Влияние конструкции турбины авиационного двигателя на значение верхнего зазора лопатки	5
A. Tarnogrodzki, E. Luczywek: Звуковые удары	9
R. Witkowski: Максимальная скорость геликоптера и возможность ее повышения	15
B. Jancelewicz: Улучшение усталостных свойств конструкций из алюминиевых сплавов при употреблении пластического сдавливания	18
R. Witkowski: Некоторые проблемы борьбы с равномерностью распределения химикатов из самолета	23
B. Mierkowski: Спидобарографы SPB-2—SPB-IV	29
Технические новости	31
Хроника	36
Конструкторские пособия Авиационной и Астронавтической Техники. Систематика профилей. Производные профили в отношении до шестой серии (продолжение) обр. E. Lewalska	okł.



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa,  
Czackiego 3/5

### KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny: mgr inż. S. SULIKOWSKI  
Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. S. KOCHAŃSKI, mgr inż. W. KORDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA  
Sekretarz redakcji: M. K. SZURMAK

### RADA PROGRAMOWA

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

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

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

Wrocławska Drukarnia Dziełowa, Zam. 229/C — D-10. Nakład 1000 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



# technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

Dr inż. OLGIERD WOŁCZEK

Polskie Towarzystwo Astronautyczne

629.19(061.3)

## XVII Międzynarodowy Kongres Astronautyczny w Madrycie

XVII z kolei Kongres Międzynarodowej Federacji Astronautycznej odbył się w dniach od 9 do 15 października 1966 r. w Madrycie. Gospodarzami były 2 hiszpańskie towarzystwa, zajmujące się astronautyką: Agrupscion Astronáutica Española z siedzibą w Barcelonie oraz Asociación Española Astronáutica z Madrytu. Przy organizacji kongresu współdziałała również hiszpańska Komisja Państwowa Badań Przestrzeni Kosmicznej CONIE.

Ze względu na znaczną odległość od Hiszpanii i panujące tam stosunki polityczne nasze kontakty z tym krajem są raczej luźne. Z tego powodu wyobrażenia o tym kraju nie są zbyt dokładne. Można by sądzić, iż kraj ten, zniszczony wojną domową, zajmujący specyficzną pozycję w stosunku do reszty świata, odległy pozostał od spraw tak zaawansowanych jak m. in. astronautyka. Tak jednak nie jest. Hiszpanie wysyłają rakiety badawcze w górną atmosferę, a przede wszystkim współdziałają w śledzeniu obiektów kosmicznych wysyłanych daleko poza Ziemię takich jak: sztuczne satelity Księżyca i próbniki łagodnie osiadające na jego powierzchni. W pobliżu Madrytu w Robledo de Chavela znajduje się jeden z kilku ośrodków amerykańskiej sieci stacji śledzących przestrzeń międzyplanetarną (Deep Space Network), uruchomiony w roku 1965 i eksploatowany wspólnie przez amerykańską agencję kosmiczną NASA oraz hiszpański instytut INTA w Madrycie. Stacja w Robledo de Chavela pośredniczyła m. in. w uzyskaniu świetnych materiałów zdjęciowych, przekazywanych przez aparaty SURVEYORA oraz LUNAR ORBITER 1 i 2.

Sam Kongres był doskonale zorganizowany i stanowił jedno z największych przedsięwzięć w tym zakresie. Uczestniczyło w nim ponad 1100 osób, a więc jeszcze więcej niż w ostatnim spotkaniu w roku 1965 w Atenach.

Obrady toczyły się w gmachu związków zawodowych. Przebiegały

one zwykle w 4, a czasami nawet w 5 równoległych sesjach. Tematyka grupowała się wokół wybranych i już do pewnego stopnia tradycyjnych dla kongresów Federacji zagadnień. Ogólna liczba zgłoszonych i przedstawionych referatów sięgała 250. Największa ich ilość dotyczyła zagadnień inżynierii układowej: projektów złożonych urządzeń stosowanych w obiektach kosmicznych (takich jak np. teleskopy), budowy rakiet nośnych, sztucznych satelitów i próbników ciał niebieskich, problemów sprawdzania obiektów kosmicznych i ich analizy strukturalnej, a także techniki wyjąłowania przed wysłaniem na Księżyc czy w stronę najbliższych nam planet. Ogólna liczba referatów w tym dziale przekroczyła 50.

Innym, nader ważkim zagadnieniem, jakie omawiano w Madrycie, były satelity użyteczne. Chodziło tu przede wszystkim o obiekty meteorologiczne, chociaż sprawę tę potraktowano w szerszym zakresie. Zgodnie z istniejącymi tendencjami meteorologię zalicza się obecnie do zespołu nauk zajmujących się ośrodkami występującymi na naszej planecie. Są to oczywiście w pierwszym rzędzie atmosfera oraz morza i oceany. Tak więc na Kongresie Madryckim omawiano również sztuczne satelity Ziemi przeznaczone do obserwacji zjawisk przebiegających w innych ośrodkach niż powietrzny.

Znaczna ilość prac, przedstawionych w Hiszpanii, dotyczyła napędów. Chodziło tu przede wszystkim o napędy klasyczne, o silniki na stałe i ciekłe materiały pędne. Omawiano jednak także napędy mieszane, a na oddzielnym posiedzeniu — napędy nieklasyczne. Przedstawiono wyniki prac, poświęconych zwłaszcza elektrycznym silnikom rakietyowym: jonowym i plazmowym, a także napędowi jądrowemu.

Specjalną sesję poświęcono zagadnieniu wejścia pojazdów w atmosferę. Omówiono na niej wyniki prac zarówno doświadczalnych, jak i teoretycznych, biorąc pod uwagę

nie tylko atmosferę naszej planety, ale również Marsa będącego celem przyszłych wypraw załogowych.

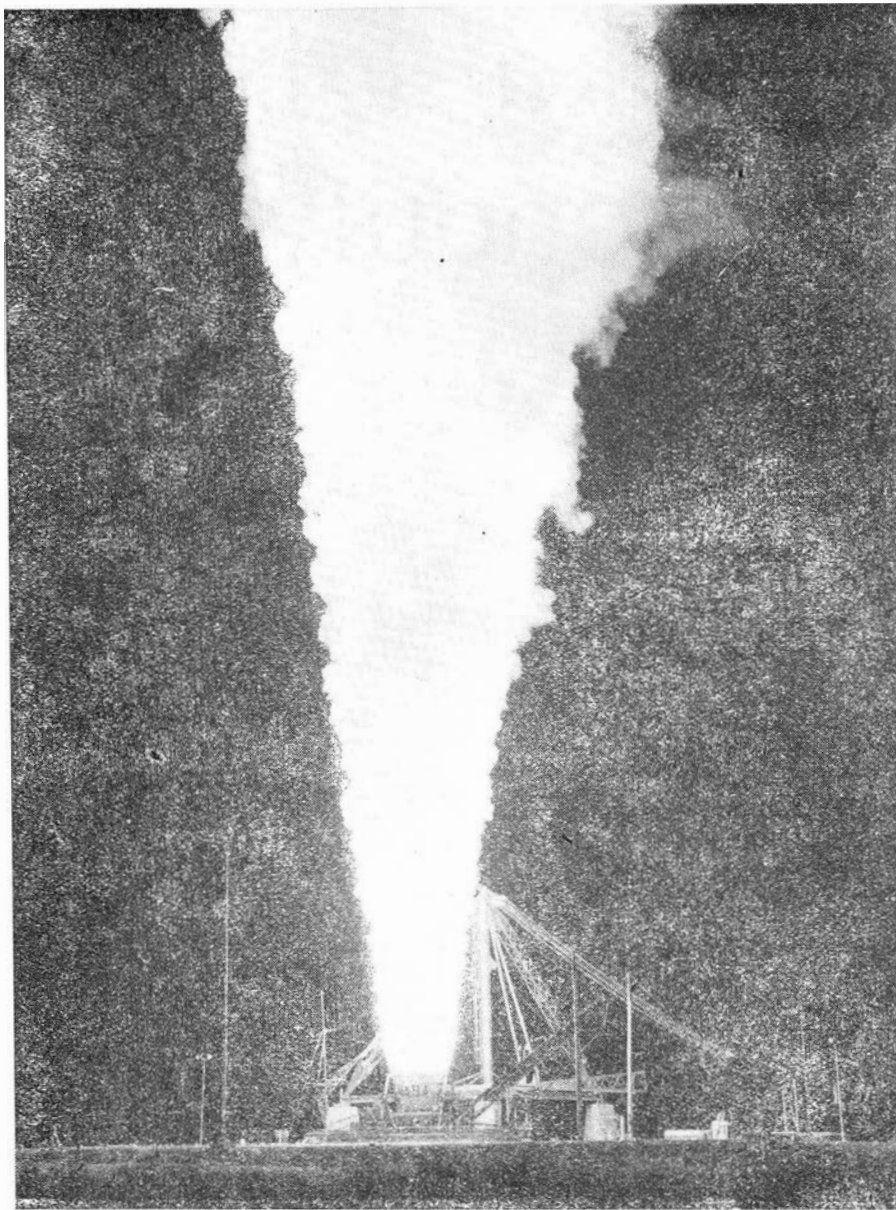
Astrodynamika to domena przede wszystkim teoretyków. Zajmuje się ona orbitami sztucznych obiektów kosmicznych i ruchami na tych orbitach. Z dziedziną tą wiążą się zagadnienia kierowania, sterowania i śledzenia satelitów i próbników kosmicznych. Obu wymienionym działom poświęcono w Madrycie ponad 50 referatów.

Na Kongresie Międzynarodowej Federacji Astronautycznej bogato była reprezentowana również bioastronautyka — nauka mająca decydujące znaczenie w praktycznej realizacji lotów załogowych w przestrzeni.

Szczególnie interesująco przedstawiała się specjalna sesja poświęcona tzw. ostatnim wydarzeniom. W czasie tej właśnie sesji omówiono przede wszystkim wyniki 3 wielkich programów amerykańskich: GEMINI, SURVEYOR i LUNAR ORBITER.

Bardziej syntetyczny charakter miały posiedzenia wyodrębnionej grupy roboczej Międzynarodowej Federacji Astronautycznej, działającej w ramach LIL — Lunar International Laboratory, czyli Międzynarodowego Laboratorium Księżycowego. W Hiszpanii tematem obrad tej grupy były zagadnienia biologii i medycyny księżycowej, związane z możliwością występowania i poszukiwania pewnych postaci życia na Srebrnym Globie, a także z pobytom człowieka na tym ciele niebieskim i podtrzymaniem jego istnienia.

W czasie XVII Międzynarodowego Kongresu Astronautycznego toczyły się również obrady prawników zajmujących się prawem kosmicznym. Odbywały się one w ramach IX Kolokwium Prawa Kosmicznego — w nieobecności właściwego organizatora całego tego działu, człowieka ogromnie zasłużonego dla rozwoju Międzynarodowej Federacji Astronautycznej i idei współpracy mię-



1. Próba na hamowni, największego dotychczas, amerykańskiego silnika raketowego na paliwo stałe, o średnicy 6,6 m, rozwijającego ciąg 1575 000 kG. Czas działania silnika przekroczył 135 sekund

dzynarodowej na tym polu, A. G. Haleya. Wybitny ten człowiek, znany i w naszym kraju, zmarł nagle jeszcze przed Kongresem, wzbudzając powszechny żal.

Nie sposób oczywiście omówić chociażby pokrótce wszystkich ważniejszych i bardziej interesujących referatów przedstawionych na zjeździe madryckim. Pozostaje mi wybrać w sposób dość dowolny pewne z nich — nader charakterystyczne i dotyczące ciekawszych i bardziej ogólnych zagadnień.

Na czoło wysuwają się zagadnienia związane z obserwacjami meteorologicznymi przeprowadzanymi przez ludzi z pokładu statków załogowych, krążących po orbitach satelitarnych Ziemi. Przeglądowy referat w tej dziedzinie wygłosił wybitny uczyony radziecki, rektor Uniwersytetu Leningradzkiego, prof. K. Kondratiew. Zwrócił on uwagę na wyniki uzyskane w tym zakresie dzięki obserwacjom, wykonanym przez kosmonautów radzieckich oraz amerykańskich. W czasie tych obserwacji wykonano wiele zdjęć najroz-

maitszych układów chmur, a wyniki ich analizy zostały uzupełnione informacjami, dostarczonymi przez ludzi, którzy te fotografie wykonali. Prof. Kondratiew zwrócił szczególną uwagę na trudności występujące przy obserwacjach formacji obłoków w pobliżu horyzontu — trudności związanych z charakterystycznymi własnościami atmosfery Ziemi i właściwościami ludzkiego wzroku.

W drugim swoim referacie prof. Kondratiew zajął się bardzo ważną obecnie metodą badania atmosfery Ziemi na drodze tzw. sondażu cieplnego. Chodzi w tym przypadku o pomiary promieniowania cieplnego atmosfery wykonywane z wysokości orbit satelitarnych naszej planety. Wspomniane promieniowanie dostarcza istotnych informacji na temat stanu atmosfery, co ma bardzo duże znaczenie przy opracowywaniu prognoz pogody.

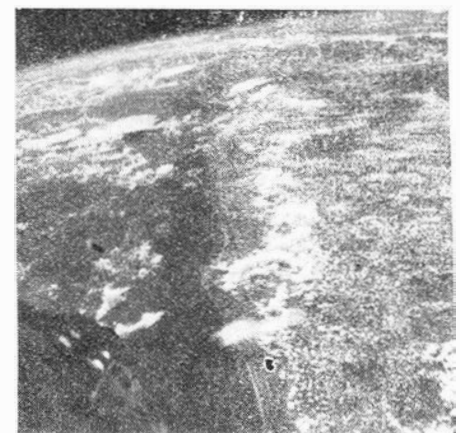
Syntetyczny referat na temat całej serii satelitów TIROS oraz wstępującej z jej doświadczeń nowej serii obiektów ESSA wygłosił Amerykanin, Robert Rados. Jest zawsze pou-

czające przyjrzenie się ewolucji jakiegoś urządzenia i wykorzystania go w coraz to doskonalszy sposób. Tak właśnie przedstawia się sytuacja w przypadku satelitów TIROS. Pierwsze obiekty serii, oznaczone kolejnymi numerami od 1 do 4, wysłane zostały na orbity przebiegające pod kątem  $48^\circ$  względem równika. Ich aparatura telewizyjna wykonywała obserwacje powłoki chmur tylko w stosunkowo wąskim pasie, między szerokościami geograficznymi  $55^\circ$  na północ i na południe od równika. Należy zaś pamiętać, że ogromny wpływ na kształtowanie się pogody mają również obszary położone bliżej biegunów, zwłaszcza zaś strefy polarne. Dlatego też TIROS 5, 6, 7 i 8 zostały umieszczone na orbitach, których pochylenie względem równika wynosiło już  $58^\circ$ . Obszar obserwacji zwiększył się o pełne  $20^\circ$  szerokości geograficznej. Wreszcie TIROSY od 9 do 11 znalazły się na orbitach bliskich biegunowej. Kąt nachylenia tych torów względem równika wyniósł  $88^\circ$ . Wskutek tego obserwacjami została objęta powłoka chmur nad całą praktycznie planetą. Jednocześnie w tym ostatnim przypadku ruch satelitów został zsynchronizowany z położeniem Słońca na niebie, dzięki czemu nad określonymi punktami powierzchni Ziemi satelita znajdował się zawsze o ustalonej porze.

G. Ohring zaproponował całą serię eksperymentów meteorologicznych, jakie można by przeprowadzić z pokładu załogowych statków satelitarnych, krążących nad Ziemią. Należą do nich obserwacje świecących obłoków nocnych, pomiary promieniowania widzialnego i podczerwonego, dostarczające informacji o krążeniu atmosfery czy o zanieczyszczeniu jej, o pionowym rozkładzie temperatury, pary wodnej i ozonu. Wskazówek na temat zmian temperatury z wysokością mogą również udzielić wyniki pomiarów odpowiednich mikrofal radiowych.

Wiele interesujących szczegółów na temat budowy i działania próbnika SURVEYOR 1 zawierał referat przeglądowy R. J. Parksa ze słynnego Jet Propulsion Laboratory

2. Jedno ze zdjęć meteorologicznych, wykonanych z pokładu amerykańskiego statku załogowego GEMINI. Widać wyraźnie formacje obłoków i linię brzegową, oddzielającą stały ląd od morza



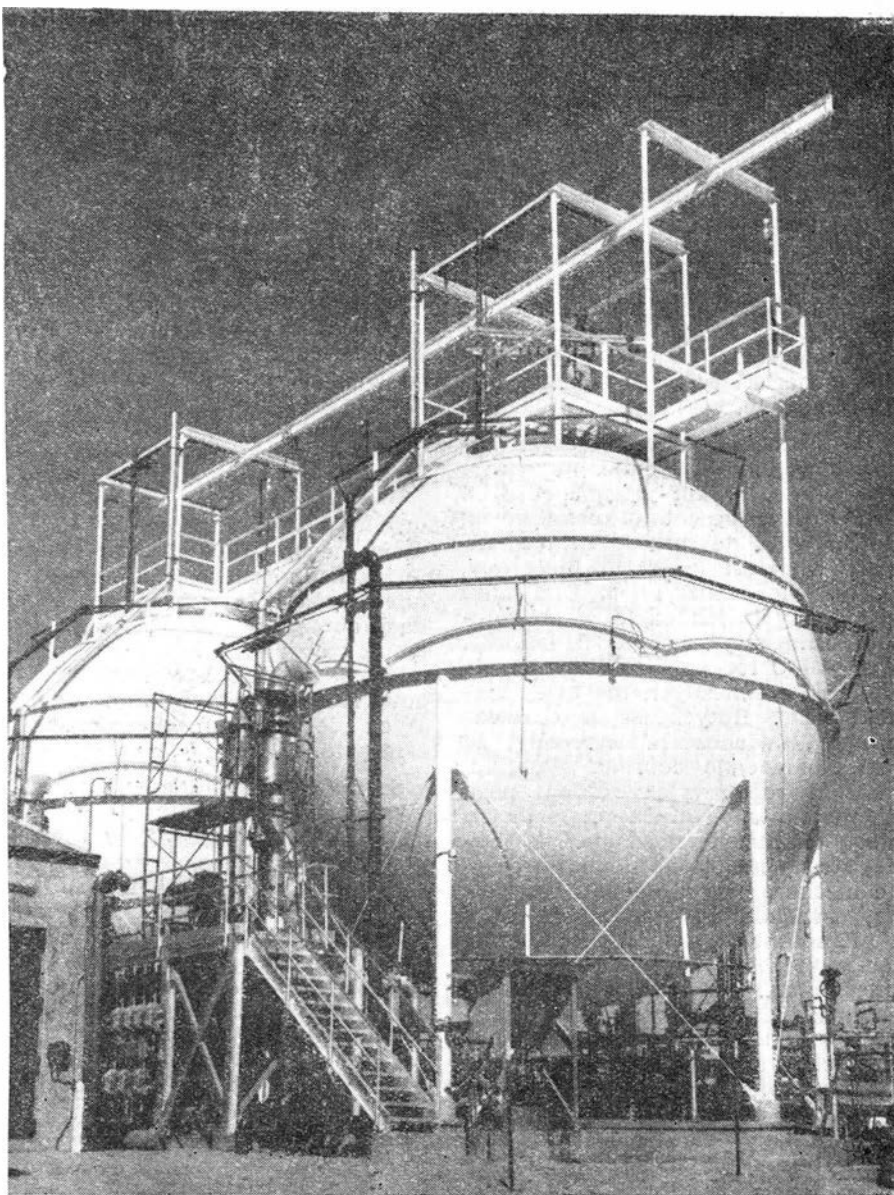
wielkiej politechniki kalifornijskiej w Pasadenie. Parks przedstawił całą stronę techniczną zagadnienia wraz z przebiegiem lotu i łagodnego lądowania na powierzchni Srebrnego Globu. Opisał on statek nośny ATLAS-CENTAUR, a zwłaszcza szczegóły jego części dziobowej, w której znajdował się próbnik księżycowy. Przede wszystkim jednak ujawnił on wiele istotnych elementów struktury SURVEYORA 1,

Poznaliśmy dzięki temu poszczególne układy próbnika: zespoły zasilania w energię elektryczną, sterowania położeniem, łączności i telemetrii, kamery telewizyjnej i in.

Podobny charakter miał referat G. H. Hage'a i W. J. Boyera na temat satelity Księżyca — LUNAR ORBITER 1, noszący podtytuł bardzo znamienity: „Posłuszny robot”. Praca ta nie zawierała tyle szczegółów jak poprzednio. Ukazała ona jednak całość zagadnienia z jego licznymi powiązaniem. Przede wszystkim zaś zapoznała nas ze szczegółami układu wykonywania zdjęć przez ten próbnik. Wypada zauważyć, iż zastosowana w LUNAR ORBITER metoda fotografowania i wywoływania zdjęć, a następnie odczytywania ich na drodze elektrycznej stanowi w istocie udoskonalenie metody użytej w roku 1959 w radzieckim próbniku LUNA 3, który dostarczył historycznych już obrazów drugiej, z Ziemi niewidzialnej, strony Księżyca.

Trzech autorów: L. Narodny, H. Cohen i E. Wells przedstawiło w Madrycie godny uwagi projekt teleskopu mieszczącego się w budowanym przez Amerykanów księżycowym statku załogowym LEM, a przeznaczonym do przeprowadzania obserwacji astronomicznych z powierzchni Srebrnego Globu. D. Bitondo natomiast omówił specjalny zestaw pomiarowy ALSEP, również przeznaczony do przeniesienia na powierzchnię Księżyca w statku LEM. ALSEP stanowi w istocie urządzenie działające samoczynnie. Ma on zostać umieszczony na Srebrnym Globie i funkcjonować jeszcze przez okrągły rok po odlocie lunoautów na Ziemię, informując na drodze radiowej o warunkach fizycznych, panujących na Księżycu: o natężeniu pola magnetycznego, wietrze słonecznym i drganiach gruntu. Jako źródło energii służyć ma ogniwo radioizotopowe.

O wielkich postępach w dziedzinie mikroelektroniki poinformował dr R. M. Ashby w referacie przeglądowym. Ilustrował on swoje wywody przykładami współczesnej aparatury. M. in. przedstawił jeden z najmniejszych, współczesnych układów kierowania bezwładnościowego o wielkiej dokładności — N 16. Układ ten zajmuje przestrzeń 27 dcm<sup>3</sup>, ma masę 18 kg, a do zasilania wymaga mocy zaledwie 140 watów. Radiolokator uniwersalny R 45, przystosowany do działania w ciężkich warunkach atmosferycznych o masie zaledwie 45 kg okazał się 20-krotnie bardziej niezawodny od radiolokatorów konwencjonalnych. Ashby



3. Wielkie zbiorniki ciekłego wodoru, wykorzystywanego do prób prototypów lądowych reaktorów napędowych, które mają zostać zastosowane w przyszłych rakietach jądrowych. Zbiorniki te znajdują się w wielkim ośrodku Nuclear Rocket Development Station w pobliżu Las Vegas w Nowadzie

opisał też zupełnie nową technikę otrzymywania układów scalonych. Podczas gdy „normalnie” takie układy spełniają analogiczną funkcję jak obwody zawierające 20—80 elementów (takich jak: oporniki, kondensatory czy tranzystory) nowe układy zawierają równoważnik 800 tranzystorów. Oto miara postępu w tej pasjonującej dziedzinie.

Inny referat o urzekających perspektywach rozwoju współczesnej techniki dotyczył napędu jądrowego. Przedstawił go dyrektor amerykańskiego programu w tej dziedzinie. Harold Finger. Rozwój napędu jądrowego rakiety rozpoczął się w latach pięćdziesiątych bieżącego stulecia. W Stanach Zjednoczonych jego praktyczną realizacją zajęto się w roku 1955 w ośrodku badawczym Los Alamos, w którym swojego czasu powstały pierwsze bomby atomowe. W roku 1959 rozpoczęto badania prototypowych reaktorów, stanowiących jednak tylko bardzo odległe wersje przyszłych źródeł energii rakiet „atomowych”. W roku 1961

przystąpiono do realizacji prób z prototypami reaktorów KIWIB o mocy nominalnej 1100 Megawatów, co odpowiada ciągowi około 25 000 kG. Paliwo jądrowe stanowił tu uran w postaci węgla uranu, wykazującego dostateczną odporność na działanie temperatur rzędu 2000°C.

Finger mówił o surowych warunkach realizowanych doświadczeń. I tak np. odporność jądrowych elementów paliwowych na korozję i ścieralność sprawdzano w unikalnym piecu, przez który przetlaczano wodór (gaz ten będzie w przyszłych rakietach „atomowych” stanowił masę odrzutową) o temperaturze do 3600°C pod ciśnieniem do 105 atmosfer.

W przygotowaniu są próby z reaktorami nowej serii PHOEBUS, o mocy cieplnej 5000 Megawatów, które umożliwiają zatem uzyskanie ciągu bliskiego 110 000 kG. Taki też ciąg będzie miał silnik przyszłej rakiety jądrowej NERVA.

W referacie Fingera zostały omówione perspektywy wykorzystania

tej rakiety do realizacji lotów na Księżyc i na Marsa, jej zalety i niezawodność. Jak się wydaje, pierwsza taka rakietka zostanie wysłana poza Ziemię we wczesnych latach siedemdziesiątych. Jej wykorzystanie spowoduje prawdziwą rewolucję w dziedzinie napędu statków kosmicznych.

Nie można pominąć milczeniem licznych referatów z dziedziny bioastronautyki. W tej dziedzinie uczeni radzieccy mają szczególnie dużo do powiedzenia. Podamy tu przykładowo charakterystyczne dane z kilku referatów.

Do szczególnie interesujących informacji należały dane na temat działania i wykorzystania różnych leków w czasie lotów kosmicznych. Zagadnienia te przedstawione zostały w referacie *W. E. Bielajewa*, *P. W. Wasiliewa* i *G. D. Głoda*: „Problemy farmakologii w medycynie kosmicznej”. Jak podali autorzy, stosowanie różnych leków w czasie podróży kosmicznych ma swój głęboki sens. Dotychczas przeprowadzone doświadczenia wykazały, że leki odpowiednio dobrane ułatwiają ludziom pobyt w przestrzeni poza Ziemią, a w pewnych przypadkach mogą okazać się niezbędne. Z jednej strony mogą one pobudzić pewne mechanizmy organizmu człowieka, zwiększając jego odporność i zdolność do działania, zmniejszając napięcie nerwowe i uczucie zmęczenia. Poza tym, użycie leków uniemożliwia rozwój rozmaitych chorób zakaźnych i psychiczno-nerwowych, a także przeciwdziała skutkom promieniowania jonizującego. Wreszcie odpowiednie substancje można i należy stosować w przypadkach rozwijających się schorzeń.

Nie sposób tu wchodzić w szczegóły. Niemniej jednak warto może wspomnieć, że odporność organizmu na działanie przyspieszeń występujących w czasie lotów kosmicznych zwiększają niektóre narkotyki, środki działające uspokajająco na układ nerwowy i takie, które pobudzają działanie układu krążenia. W stanie nieważkości dodatnio wpływają na zachowanie się organizmów ludzkich takie leki, jak kofeina, strychnina, preparaty żeń-szenia. Najbardziej jednak wskazane jest stosowanie tu środków działających w sposób kompleksowy, przeciwdziałający najrozmajtszym objawom „choroby kosmicznej”.

*A. M. Genin* i *L. G. Głowkin* zajęli się w Madrycie problemem długotrwałego przebywania człowieka w skafandrze kosmicznym. *W. I. Jazdowski*, *A. L. Agre* i czterech innych jeszcze autorów radzieckich omówili natomiast istotne zagadnienie przekształcania produktów działalności życiowej człowieka w zamkniętym obiegu materii w małej, zupełnie odosobnionej przestrzeni, takiej jak kabina statku kosmicznego. *W. A. Adamowicz* i *J. G. Niefiedow* poruszyli bardziej perspektywiczne, ale jak najbardziej aktualne sprawy zamieszkiwania i aspektów biologiczno-technicznych ukła-

dów zabezpieczających warunki życiowe w statkach kosmicznych i stacjach planetarnych.

Z referatów amerykańskich na tematy bioastronautyczne bardzo interesująca była praca przeglądowa dra *Charlesa Berry'ego*, odpowiedzialnego za stan zdrowia astronautów. Dotyczyła ona medycznych wyników programu GEMINI a w szczególności zagadnień związanych z długotrwałym działaniem stanu nieważkości na organizmy ludzkie. Jak się m. in. okazało, człowiek odznacza się zdumiewającą niekiedy zdolnością do przystosowania się do niezwykle trudnych warunków. Chęć dopomożenia mu w tym przystosowaniu i stosowanie sztucznych środków niejednokrotnie wywarły skutek przeciwny do zamierzonego. Uwaga ta dotyczy m. in. nadmiernego treningu astronautów, który w pewnych przypadkach obniżył ich odporność na działania warunków kosmicznych, zamiast ją zwiększyć. Wniosek ten stanowi zresztą potwierdzenie dawniejszych doświadczeń radzieckich na tym polu.

Szczególnie znamienne okazały się wyniki działalności ludzi poza kabiną statku kosmicznego, w otwartej przestrzeni. Można było ocenić, że wykonanie pracy w tych warunkach wymagało przeciętnie czterokrotnie większego wysiłku niż w normalnych warunkach. Większość tego wysiłku związana była z ruchami mającymi na celu utrzymanie odpowiedniego położenia ciała. Doświadczenia te wykazały konieczność dostarczenia astronautom możliwie

wielu punktów oparcia i to w takiej postaci, by ludzie ci nie musieli do tego celu używać rąk potrzebnych przecież do wykonywania innych zadań.

Brak miejsca nie pozwala niestety na podzielenie się wielu innymi jeszcze ciekawymi informacjami z XVII Międzynarodowego Kongresu Astronautycznego w Madrycie. Niewątpliwie było to spotkanie bardzo użyteczne i o doniosłym znaczeniu.

Wypada jeszcze wspomnieć o ogólnych posiedzeniach delegatów towarzystw i instytucji astronautycznych, wchodzących w skład Federacji. Na zebraniach tych dokonano podsumowania dotychczasowej działalności a także wyboru nowych władz na najbliższy rok. Przewodniczącym Federacji został przedstawiciel Włoch, znany aerodynamik, prof. dr *Luigi Napolitano* z Neapolu, a zastępcami: prof. *Leonid Siedow* z Akademii Nauk Związku Radzieckiego, prof. *Elia Carafoli* z Rumuńskiej Akademii Nauk, prof. *Michał Łunc* z Polskiej Akademii Nauk oraz prof. *H. H. Koelle* z Politechniki Berlińskiej. We władzach Federacji pozostał też dotychczasowy jej przewodniczący, prof. *William Pickering* z Jet Propulsion Laboratory w Kalifornii.

Postanowiono, że następny Kongres Astronautyczny odbędzie się we wrześniu 1967 roku w Belgradzie. Zaproponowano również, by spotkanie w roku 1968 nastąpiło na Florydzie. Amerykanie chcą w tym przypadku uświetnić kongres efektywnymi wynikami przygotowań do lotu człowieka na Księżyc.

Chcesz mieć w domu

materiały do pracy naukowej?

Zamów odpowiednie odbitki kserograficzne  
z czasopism krajowych czy zagranicznych

Zamówienia przyjmuje

BIBLIOTEKA GŁÓWNA NOT

w Warszawie, ul. Czackiego 3/5

w godzinach 9—20

Koszt wykonania pojedynczej odbitki

wynosi 10 złotych

# Wpływ konstrukcji turbiny silnika lotniczego na wartość luzu wierzchołkowego jej łopatek

Artykuł ten stanowi rozwinięcie i uzupełnienie artykułu „Niektóre problemy zwiększania trwałości silników turbinowych”, opublikowanego w nrze 9 z 1966 r. *TECHNIKI LOTNICZEJ i ASTRONAUTYCZNEJ*. W niniejszym artykule rozważono nie tylko wpływ konstrukcji na wartość niezbędnego luzu wierzchołkowego, ale przeanalizowano również przebiegi zmian tego luzu wraz ze zmianą prędkości obrotowej wirnika turbiny. W oparciu o powyższe rozważania zaproponowano szereg wniosków konstrukcyjnych i eksploatacyjnych.

Dobranie właściwego luzu wierzchołkowego łopatek turbin (tj. luzu między końcami łopatek wirnikowych a nieruchomym korpusem turbiny) stanowi jeden z trudniejszych, a jednocześnie najodpowiedzialniejszych problemów konstrukcyjnych i eksploatacyjnych lotniczych silników turbinowych.

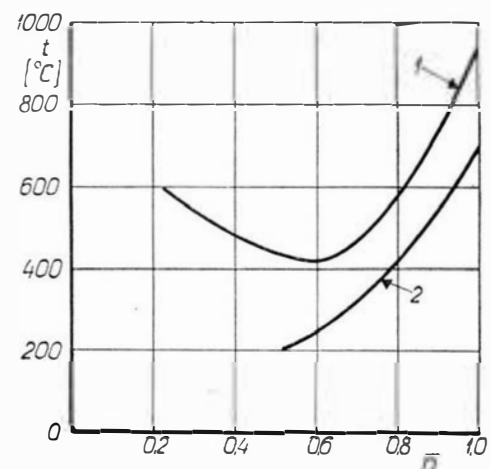
Nadmiernie duży luz jest przyczyną niepożądanych przecieków gazów z jednej strony profilu łopatek na drugą, co wpływa ujemnie na sprawność turbiny. Zbyt mały luz wierzchołkowy ogranicza trwałość turbiny ze względu na ciągle postępujące zmniejszanie tego luzu w czasie eksploatacji silnika, wynikające z pełzania materiałów konstrukcyjnych turbiny, głównie łopatek wirnikowych. Luz wierzchołkowy (w stanie „zimnym” silnika) łopatek turbinowych silników lotniczych tak się dobiera — w zakładzie produkcyjnym lub naprawczym — aby zapewnić możliwie największą sprawność turbiny z jednej strony i możliwie najdłuższy okres międzynaprawczy z drugiej strony, bez obawy zaczepienia wierzchołkami łopatek o nieruchomy korpus turbiny w dowolnych warunkach pracy i stanu silnika (np. podczas stygnięcia). Wymagania te muszą być szczególnie ostro przestrzegane w silnikach stosowanych na samolotach bojowych ze względu na wymaganą ciągłą gotowość do startu.

Istotny wpływ na wartość niezbędnego luzu wierzchołkowego łopatek wirnikowych w stanie zimnym ma nie tylko temperatura gazów opływających łopatki, ale i przebieg zmian tej temperatury w różnych warunkach pracy silnika. Na rysunku 1 przedstawiono typowe przebiegi zmian temperatury gazów w funkcji prędkości obrotowej dla turbinowego silnika odrzutowego<sup>1)</sup> i dla turbinowego silnika śmigłowego<sup>2)</sup> w warunkach stoiskowych. Z wykresów tych widać, że każdej prędkości obrotowej odpowiada inny stan nagrzania turbiny. Jeśli uwzględnić również, że każdej prędkości obrotowej odpowiada inna wartość obciążeń siłami bezwładności i siłami ciśnień panujących w kanale przepływowym turbiny, to w każdym z tych warunków wszystkie elementy konstrukcyjne turbiny będą w inny sposób odkształcane, co oczywiście musi rzutować na wielkość niezbędnego luzu wierzchołkowego w stanie zimnym.

## Wpływ formy konstrukcyjnej turbiny na przebieg zmian luzu wierzchołkowego łopatek

W rozważaniach dotyczących odkształceń promieniowych, zarówno korpusu turbiny jak i elementów

jej wirnika, należy zwracać szczególną uwagę na formę konstrukcyjną turbiny, sposób i intensywność chłodzenia tarczy wirnika, łopatek itd. Istotny wpływ na odkształcenie sprężyste korpusu turbiny ma sposób jego zamocowania i współpracy z resztą elementów konstrukcyjnych silnika. Na przykład w silnikach typu RD-45 czy WK-1 odkształcenia korpusu



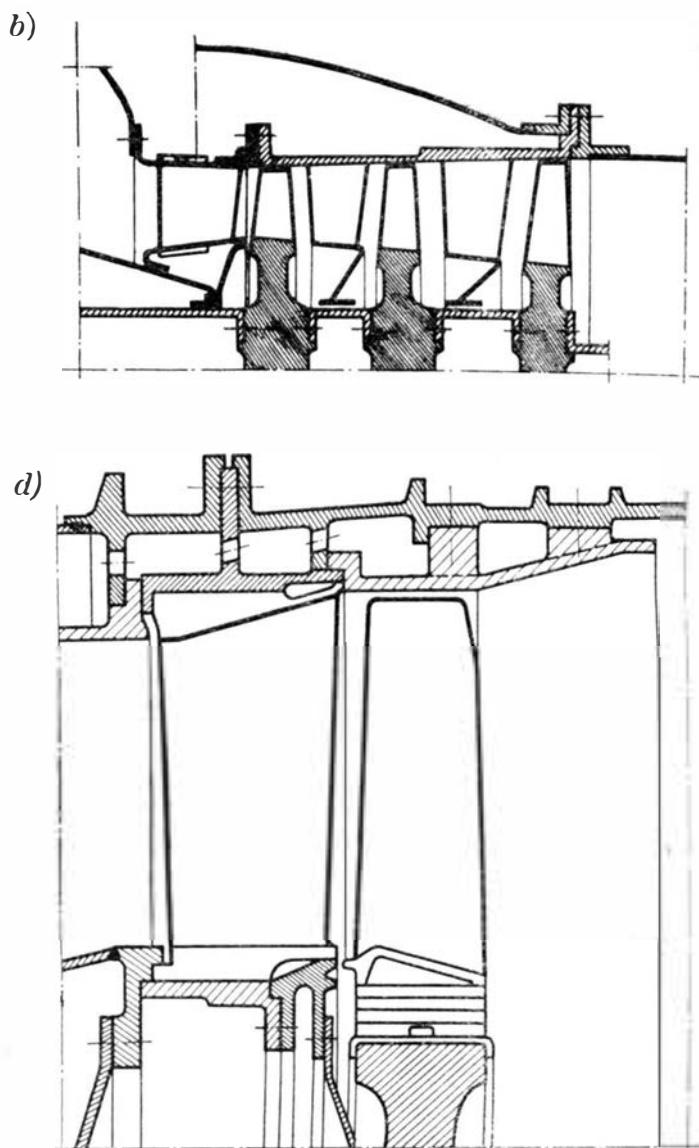
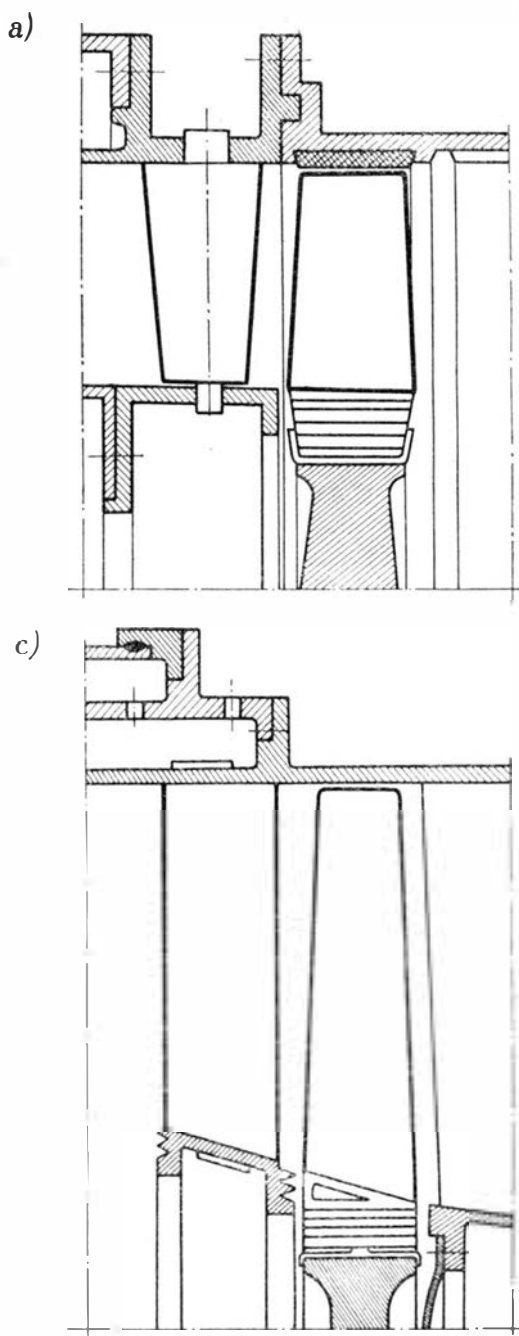
1. Typowe przebiegi zmian temperatury gazów w silnikach turbinowych w zależności od względnej prędkości obrotowej wirnika

turbiny (pod działaniem ciśnienia panującego w kanale przepływowym) są znikome ze względu na ścisły jego kontakt z bardzo sztywnym korpusem kolektora gazów wykonanym w postaci żeliwnego odlewu.

Korpusy turbin współczesnych silników lotniczych buduje się w postaci konstrukcji lekkich i stosunkowo mało sztywnych, podatnych na działanie różnicy ciśnień obciążających ścianę korpusu od strony kanału przepływowego i od zewnątrz. Na rys. 2 zestawiono dwie grupy charakterystycznych (przed wszystkim ze względu na odkształcenia sprężyste wynikające z działania wspomnianej różnicy ciśnień) rozwiązań konstrukcyjnych turbin. Rys. 2a i 2b przedstawiają schematy konstrukcyjne turbin silników śmigłowych, rys. 2c oraz 2d — schematy konstrukcyjne turbin silników odrzutowych. Rys. 2a i 2c wykazują wspólną cechę: na zewnątrz korpusów turbin panuje takie samo ciśnienie jak w kanale gondoli silnikowej (a więc równe w przybliżeniu ciśnieniu całkowitemu przed sprężarką). Na rys. 2b oraz 2d pokazano konstrukcje, w których ciśnienie na zewnątrz pierścienia ograniczającego kanał przepływowy turbiny jest wyższe od ciśnienia w gondoli silnikowej lub nawet — w przypadku konstrukcji z rys. 2b — równe ciśnieniu za sprężarką.

<sup>1)</sup> I dla turbinowego silnika śmigłowego z oddzielną turbiną napędową (przyp. redakcji).

<sup>2)</sup> Bez oddzielnej turbiny napędowej (przyp. redakcji).



2. Charakterystyczne formy konstrukcyjne turbin:  
 a — schemat konstrukcji turbiny silnika D.H. „Gnome”,  
 b — schemat konstrukcji turbiny silnika Turbomeca „Astazou”,  
 c — schemat konstrukcji turbiny silnika SNECMA „Atar”,  
 d — schemat konstrukcji turbiny współczesnego silnika odrzutowego

W opisanych charakterystycznych formach konstrukcyjnych korpusów turbin występują przeciwstawne sobie kierunki odkształceń. W konstrukcjach według rys. 2a oraz 2c różnica ciśnień działających na ścianę korpusu powoduje przyrost wymiarów promieniowych korpusów wraz ze wzrostem prędkości obrotowej, a w konstrukcjach wykonanych według schematów pokazanych na rys. 2b oraz 2d — zmniejszanie wymiarów promieniowych przy wzroście prędkości obrotowej.

Jak to już przedstawiono w artykule „Niektóre problemy zwiększania trwałości lotniczych silników turbinowych” („TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA”, nr 9 z 1966 roku) rzeczywisty luz wierzchołkowy przy określonej prędkości obrotowej można wyznaczyć z ogólnej zależności:

$$\delta = \delta_z + \Delta R_{k1} \pm \Delta R_{k2} - \Delta L_3 - \Delta L_4 - \Delta L_5 - \Delta R_{t6} - \Delta R_{t7}$$

gdzie:

$\delta_z$  — luz wierzchołkowy łopatek w stanie zimnym silnika,

$\Delta R_{k1}$  — odkształcenie cieplne korpusu turbiny,

$\Delta R_{k2}$  — odkształcenie sprężyste korpusu turbiny pod działaniem różnicy ciśnień  $\Delta p$ , zależ-

ne głównie od formy konstrukcyjnej, której przykłady pokazano na rys. 2,

$\Delta L_3$  — odkształcenie cieplne łopatki,

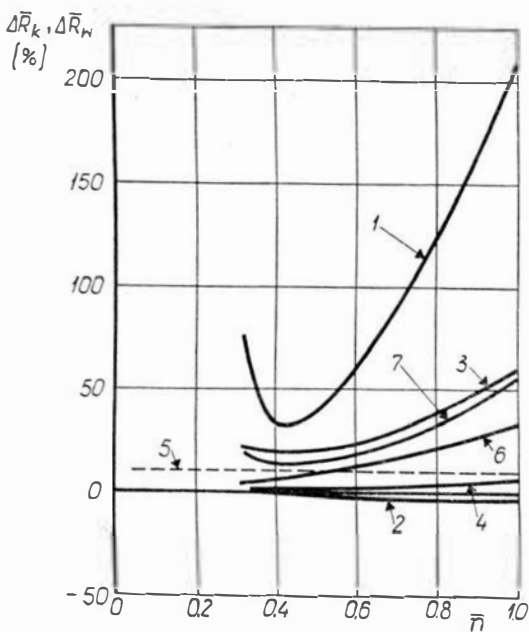
$\Delta L_4$  — odkształcenie sprężyste łopatki,

$\Delta L_5$  — odkształcenie trwałe łopatki wynikające z pełzania materiału. Jest ono funkcją czasu trwania eksploatacji. W końcowej fazie eksploatacji turbiny wartość tego odkształcenia sięga 10% luzu wierzchołkowego  $\delta_z$  silnika nowego, tj. z nowymi łopatkami,

$\Delta R_{t6}$  — odkształcenie tarczy wirnika turbiny, sprężyste oraz trwałe, powstające w wyniku panujących w tarczy naprężeń. Odkształcenie trwałe powstaje w czasie pierwszego rozkręcenia tarczy do maksymalnej prędkości obrotowej i następuje wskutek przekroczenia w materiale tarczy granicy sprężystości. Wydaje się, że odkształcenie wskutek pełzania materiału tarczy jest wielkością pomijalną wskutek stosunkowo niewysokich jej temperatur,

$\Delta R_{t7}$  — odkształcenie cieplne tarczy.





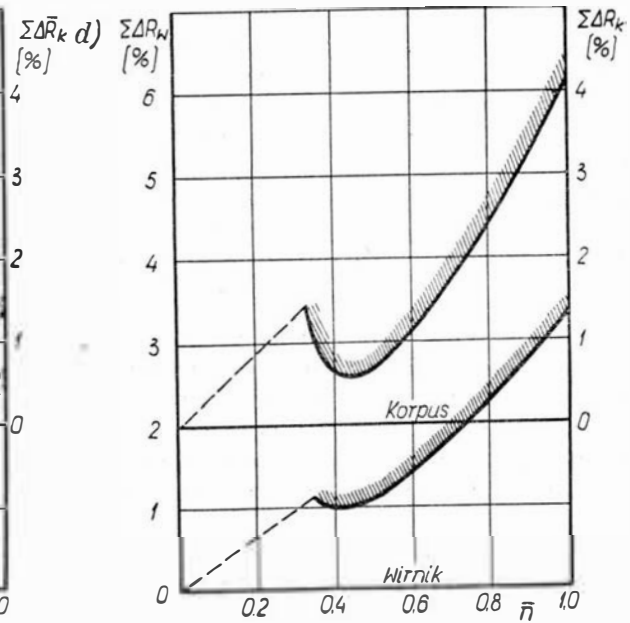
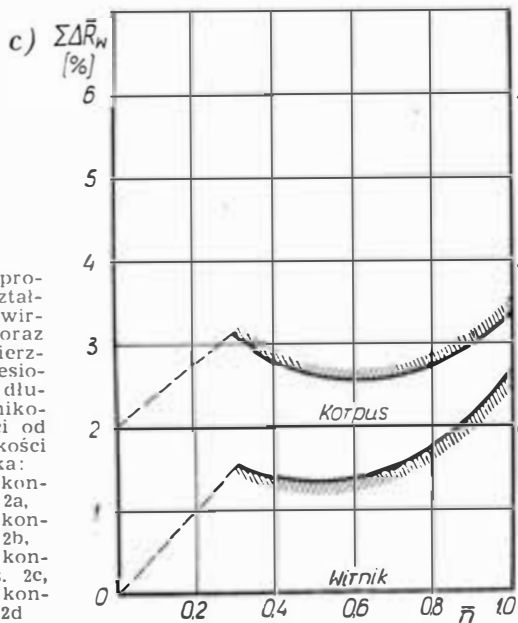
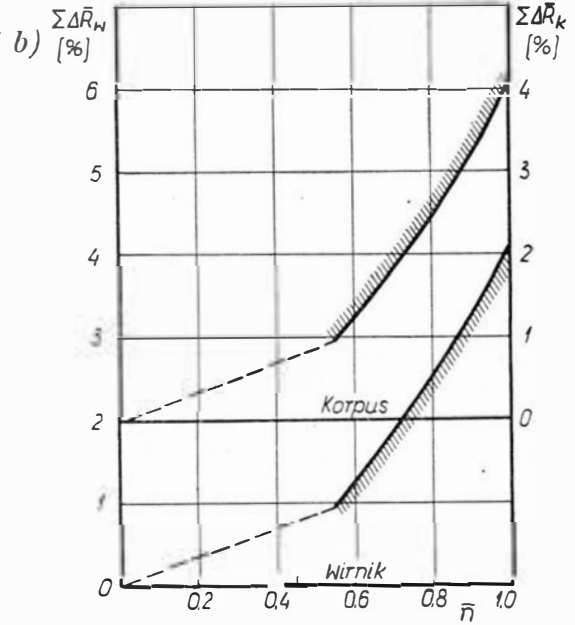
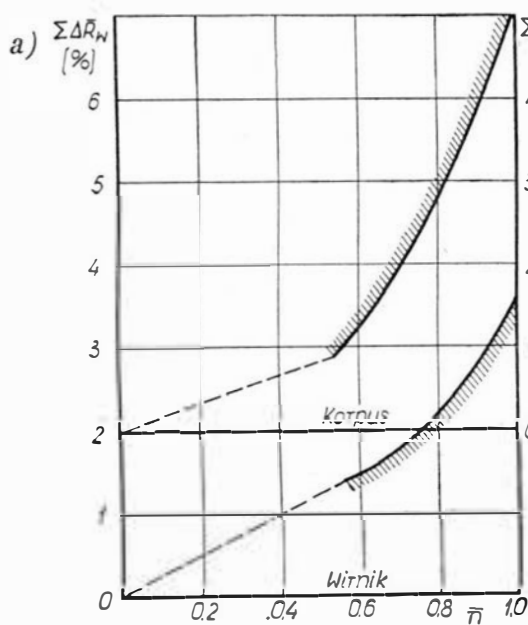
Na rys. 3 pokazano udział procentowy poszczególnych odkształceń korpusu, tarczy i łopatek wirnika odniesionych do luzu wierzchołkowego  $\delta_z$  dla silnika nowego w stanie zimnym przy różnych względnych prędkościach obrotowych. Wykresy te są wynikiem obliczeń przeprowadzonych dla konstrukcji pokazanej na rys. 2d przy założeniu, że luz  $\delta_z$  wynosi 2‰ średniej długości łopatki wirnika turbiny. Jak widać z tych wykresów, stosunkowo najmniejszy udział w ogólnych odkształceniach korpusu i wirnika turbiny mają odkształcenia sprężyste korpusu (linia 2 stanowiąca wynik obliczeń członu  $\Delta R_{k2}$  w przytoczonej wyżej zależności) oraz odkształcenia sprężyste łopatki (linia 4 stanowiąca wynik obliczeń członu  $\Delta L_4$ ).

### Zależność luzu wierzchołkowego łopatek od prędkości obrotowej wirnika

W celu dokonania oceny przebiegu rzeczywistego luzu wierzchołkowego łopatek wirnika turbiny, po przeprowadzeniu odpowiednich obliczeń odkształceń, sumuje się oddzielnie odkształcenia korpusów oraz oddzielnie odkształcenia wirnika turbiny, tj. tarczy

3. Wpływ oddzielnych odkształceń, odniesionych do luzu wierzchołkowego w stanie zimnym, na sumaryczne odkształcenie promieniowe korpusu i wirnika turbiny silnika odrzutowego w zależności od względnej prędkości obrotowej wirnika:

1 — odkształcenie cieplne korpusu, 2 — odkształcenie sprężyste korpusu pod działaniem różnicy ciśnień, 3 — odkształcenie cieplne łopatki, 4 — odkształcenie sprężyste łopatki, 5 — odkształcenie trwałe łopatki wynikające z pełzania materiału, 6 — odkształcenie sprężyste tarczy wirnika, 7 — odkształcenie cieplne tarczy wirnika



4. Przebieg zmian promieniowych odkształceń korpusów i wirników turbin oraz zmian luzów wierzchołkowych, odniesionych do średniej długości łopatki wirnikowej, w zależności od względnej prędkości obrotowej wirnika: a — przebiegi dla konstrukcji wg rys. 2a, b — przebiegi dla konstrukcji wg rys. 2b, c — przebiegi dla konstrukcji wg rys. 2c, d — przebiegi dla konstrukcji wg rys. 2d

i jej łopatek. Poprzednio przedstawione równanie można więc napisać w następującej postaci:

$$\delta = \delta_z + \sum \Delta R_k - \sum \Delta R_w$$

gdzie:

$\sum \Delta R_k = \Delta R_{k1} \pm \Delta R_{k2}$  — sumaryczne odkształcenia korpusu turbiny,

$\sum \Delta R_w = \Delta L_3 + \Delta L_4 + \Delta L_5 + \Delta R_{t6} + \Delta R_{t7}$  — sumaryczne odkształcenia wirnika.

Z wykresów na rys. 4 widać, jak przebiegają ze zmianą prędkości obrotowej sumaryczne odkształcenia korpusów turbin i sumaryczne odkształcenia wirników dla czterech wariantów konstrukcji turbin zestawionych na rys. 2. W celu uzyskania możliwości wysnuć bardziej ogólnych wniosków dla wszystkich wariantów przyjęto luz  $\delta_z$  stanowiący 2% średniej długości łopatek wirnika rozważanego stopnia turbiny. Odkształcenia promieniowe odniesiono dla każdego przypadku do średniej długości łopatki wirnika turbiny.

Z otrzymanych na podstawie żmudnych i pracochłonnych obliczeń wykresów (zestawionych na rys. 4) można wysnuć szereg wniosków, zarówno konstrukcyjnych jak i eksploatacyjnych. Oto kilka z nich:

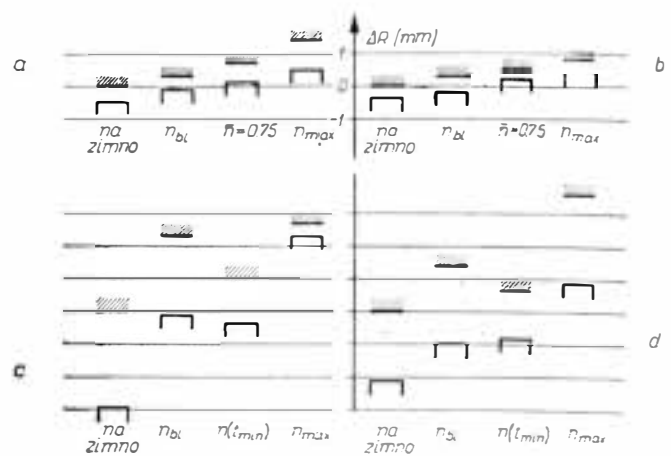
1) w turbinowych silnikach śmigłowych<sup>1)</sup> odkształcenia, zarówno korpusów jak i wirników wzrastają ze wzrostem prędkości obrotowej wirników,

2) w turbinowych silnikach odrzutowych<sup>2)</sup> odkształcenia, po dokonaniu rozruchu, podczas pracy na biegu luzem (przy prędkości obrotowej  $n_{bl}$ ) są stosunkowo duże, następnie maleją i wreszcie osiągają swoje wartości maksymalne przy maksymalnej prędkości obrotowej wirników: takie przebiegi odkształceń są wynikiem przebiegów temperatury gazów przedstawionych na rys. 1;

3) minimalny luz wierzchołkowy  $\delta$  jest zależny głównie i przede wszystkim od formy konstrukcyjnej turbiny (według schematów zestawionych na rys. 2). W pewnych przypadkach, dobierając odpowiednią formę konstrukcyjną, można uzyskać luz praktycznie niezmienny (patrz np. rys. 4b);

4) stosowanie wykładzin żaroodpornych w korpusach turbin (wykładziny te są doskrobywane wierzchołkami łopatek wirnikowych) nie wydaje się konieczne w każdym przypadku (patrz rys. 4a, 4b i 4d), gdyż obecność tych wykładzin likwiduje przecieki gazów jedynie w warunkach różnych od  $n_{max}$ . Stosowanie wykładzin w tych przypadkach pozwala jedynie na zachowanie stałej wielkości przecieków gazów (poprzez luz wierzchołkowy) w czasie całego okresu eksploatacji silnika. Stosowanie wykładzin w konstrukcjach wykonanych według schematu przedstawionego na rys. 2c wydaje się jak najbardziej celowe, co wynika z wykresów zestawionych na rys. 4c.

Oczywiście, we wszystkich konstrukcjach jest wskazane stosowanie ściernych wykładzin żaroodpornych ze względu na możliwość wyrównania wzdłuż obwodu trwałych odkształceń korpusów turbin. Wykładziny zapewniają w przypadku takich odkształceń zachowanie kołowego kształtu kanału przepły-



5. Przebiegi zmian bezwzględnych wartości odkształceń korpusów i wirników turbin w zależności od względnej prędkości obrotów wirnika:  
a — przebiegi dla konstrukcji wg rys. 2a,  
b — przebiegi dla konstrukcji wg rys. 2b,  
c — przebiegi dla konstrukcji wg rys. 2c,  
d — przebiegi dla konstrukcji wg rys. 2d

wowego turbiny, z jednoczesnym utrzymaniem stałej wartości luzu wierzchołkowego na całym obwodzie turbiny. Zmienność luzu wierzchołkowego na obwodzie może stanowić ewentualną przyczynę wymuszonych drgań łopatek wirnikowych.

W celu zapoznania Czytelnika z bezwzględnymi odkształceniami korpusów i wirników turbin, jakie występują w konkretnych konstrukcjach lotniczych silników turbinowych, na rys. 5 zestawiono odkształcenia konstrukcji pokazanych na rys. 2. Jak wynika z rys. 5, odkształcenia te są tak znaczne, że nie wolno ich pomijać w obliczeniach projektowanej konstrukcji. Na rys. 5c oraz 5d oprócz danych dla stanu zimnego, warunków biegu luzem  $n_{bl}$  oraz warunków maksymalnych  $n_{max}$  przytoczono dane dla prędkości obrotowej  $n_{t\ min}$  odpowiadającej minimalnej temperaturze gazów opływających łopatki wirnika.

## Wnioski

Przytoczone powyżej rozważania można uważać za dostatecznie pełne dla dokonania doboru właściwego luzu wierzchołkowego  $\delta_z$  (w stanie zimnym) jedynie w przypadku silników pracujących stacjonarnie, np. przy zastosowaniu silników lotniczych do napędu okrętów lub elektrowni szczytowych. Natomiast w przypadku zastosowania turbinowych silników lotniczych zgodnie z ich przeznaczeniem, to jest do napędu samolotów i śmigłowców, powyższe rozważania należy rozszerzyć o zbadanie wpływu prędkości i wysokości lotu oraz wpływu ugięć wirników i korpusów w warunkach lotu po torach krzywoliniowych na wartość niezbędnego luzu wierzchołkowego. Dopiero na podstawie takich kompleksowych rozważań można wysnuć odpowiednie wnioski, które pozwolą na dobór najwłaściwszego luzu wierzchołkowego łopatek wirnika turbiny. Analizy i rozważania na ten temat z uwagi na ich obszerność i pracochłonność powinny być tematem oddzielnego artykułu.

## Literatura

1. Kruschik J.: „Die Gasturbine”, Wien, 1960.
2. Kuźmin G.: „Konstrukcja awiacyjnych dwigatelej”, Moskwa, 1962.
3. Sztoda A. i inni: „Konstrukcja awiacyjnych gazoturbinowych dwigatelei”, Moskwa, 1961.
4. Szczeciński S.: „Lotnicze silniki turbinowe”, Warszawa, 1965.

<sup>1)</sup> Bez oddzielnej turbiny napędowej (przyp. redakcji).  
<sup>2)</sup> I śmigłowych z oddzielną turbiną napędową (przyp. redakcji).

## Uderzenie dźwiękowe\*)

Samolot lecący z prędkością naddźwiękową wywołuje silne zaburzenia (zmiany ciśnienia), które rozchodzą się w otaczającej samolot atmosferze.

Rozpatrzmy pewien punkt przestrzeni, do którego dochodzi silne zaburzenie wywołane przez samolot. Przed dojściem zaburzenia, ciśnienie w tym punkcie było równe na przykład  $p_a$ , począwszy od chwili dojścia zaburzenia, ciśnienie w tym punkcie zaczyna się zmieniać i wynosi  $p_a = p(t)$ , gdzie  $p(t)$  jest funkcją obrazującą zmiany ciśnienia odpowiadającą zaburzeniu. Maksymalną wartość funkcji  $p(t)$  będziemy nazywać *amplitudą zaburzenia*, czas przejścia zaburzenia — *okresem zaburzenia*.

Nawet w przypadku lotu samolotu na znacznej wysokości, rzędu kilkunastu kilometrów, zaburzenie docierające do powierzchni ziemi może w pewnych warunkach mieć amplitudę o wartości kilku lub kilkunastu  $\text{kG/m}^2$ . Obserwator znajdujący się w punkcie, do którego dochodzi zaburzenie o amplitudzie równej  $5 \div 10 \text{ kG/m}^2$ , słyszy wybuch podobny do grzmotu lub wystrzału, którego natężenie jest tym większe, im większa jest amplituda zaburzenia. Zaburzenia o większej amplitudzie powodują już na powierzchni ziemi szkody: pękają szyby, ulegają uszkodzeniom nawet ściany budynków.

Z przeprowadzonych obserwacji wynika, że największa dopuszczalna wartość amplitudy zaburzenia, które dociera do powierzchni ziemi, nie powinna przekraczać wartości  $5 \text{ kG/m}^2$ .

W przypadku, gdy samolot przyśpiesza lub wykonuje manewry (zakręt, przejście do lotu nurkowego), amplituda zaburzenia może być wielokrotnie większa od amplitudy odpowiadającej przypadkowi lotu prostoliniowego ze stałą prędkością.

Silne zaburzenia wywoływane przez samolot lecący z prędkością naddźwiękową mogą być niebezpieczne dla innych samolotów znajdujących się w powietrzu.

Zjawisko uderzenia dźwiękowego występuje zawsze podczas lotu samolotu, rakiety lub pocisku z prędkością naddźwiękową, wobec czego znajomość przebiegu tego zjawiska staje się konieczna z chwilą wejścia do eksploatacji samolotów naddźwiękowych.

### Oznaczenia

- $a$  — prędkość dźwięku,
- $c_z$  — współczynnik siły nośnej,
- $h$  — wysokość lotu, odległość od samolotu,
- $k = \Delta p_o / \Delta p$  — współczynnik odbicia fali  $N$ ,
- $l$  — odległość mierzona wzdłuż linii toru lotu,
- $t$  — czas,
- $x$  — odległość mierzona wzdłuż podłużnej osi samolotu,
- $y$  — odległość mierzona w kierunku prostopadłym do linii toru lotu,

\*) Amer. — sonic boom, ang. — sonic bangs, franc. — le bang, ros. — збыкобоу ygap.

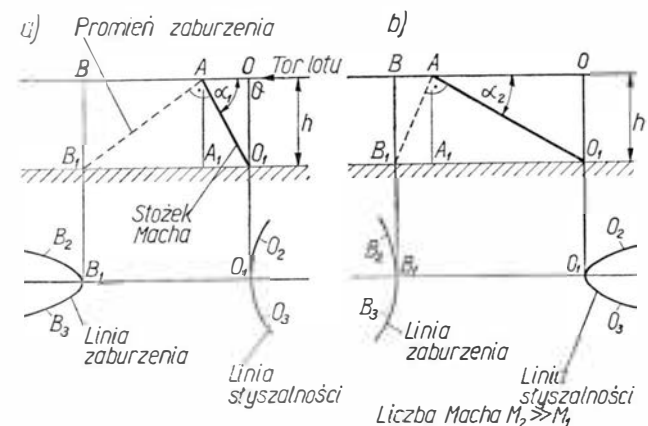
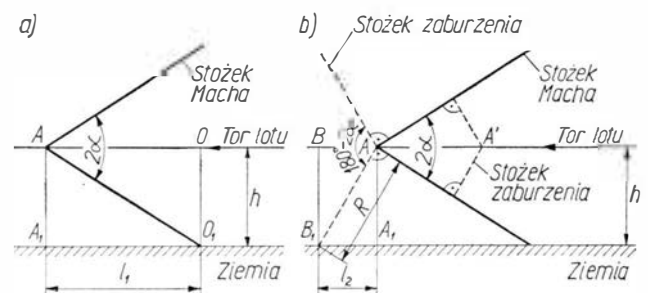
- $A$  — pole poprzecznego przekroju samolotu,
- $L$  — długość samolotu,
- $M$  — liczba Macha,
- $Q$  — ciężar samolotu,
- $R$  — odległość przebyta przez zaburzenie,
- $T$  — okres fali  $N$ ,
- $V$  — prędkość lotu,
- $X$  — długość fali  $N$ ,
- $\alpha$  — kąt Macha.

### Powstawanie zjawiska uderzenia dźwiękowego Lot prostoliniowy, poziomy, ze stałą prędkością

Dla ułatwienia rozważań będziemy początkowo traktować samolot jako punkt materialny poruszający się z prędkością naddźwiękową w ośrodku jednorodnym. Poruszający się punkt materialny wywołuje małe zaburzenia (małe zmiany ciśnienia), które rozchodzą się w ośrodku jednorodnym ze stałą prędkością — prędkością dźwięku.

**Stożek Macha, linia słyszalności.** Jak wiadomo, każdy punkt toru lotu samolotu jest wierzchołkiem stożka Macha, który porusza się z prędkością lotu (rys. 1a). Kąt wierzchołkowy stożka Macha wynosi  $2\alpha$ , gdzie  $\alpha$  jest kątem Macha określonym zależnością  $\sin \alpha = 1/M$ .

Przez przecięcie stożka Macha płaszczyzną ziemi otrzymujemy linię (hiperbolę), która porusza się po powierzchni ziemi z prędkością lotu. Linię tę będziemy nazywać *linią słyszalności*. Kształt jej zależy od prędkości lotu (rys. 2).



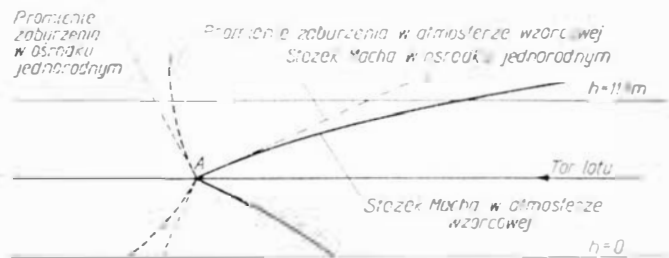
Licząc czas od chwili, gdy samolot znajdował się nad punktem  $O_1$  (rys. 1b), obserwator znajdujący się w punktach  $O_1, O_2, O_3$  itd., leżących na linii słyszalności, usłyszy przelatujący samolot po chwili  $t_1 = l_1/V$ . Czas ten możemy wyznaczyć, jeżeli znamy wysokość lotu, prędkość lotu i prędkość dźwięku:

$$t_1 = \frac{h}{a} \sqrt{1 - \frac{1}{M^2}}$$

Z postaci wzoru na  $t_1$  widać, że jest on słuszny dla  $M \geq 1$ . Podstawiając  $M=1$  otrzymujemy  $t_1 = 0$ , obserwator słyszy przelatujący z prędkością dźwięku samolot w chwili, gdy samolot znajduje się nad nim. Podstawiając dla  $M$  wartości bardzo duże:  $M \rightarrow \infty$ , widzimy, że  $t_1 \rightarrow h/a$ . Fakt ten zostanie wyjaśniony dalej, gdy będziemy rozpatrywać linie, wzdłuż których rozchodzi się zaburzenie wywołane przez samolot lecący z prędkością naddźwiękową.

**Promienie zaburzenia, stożek zaburzenia, linia zaburzenia.** Małe zaburzenia rozchodzą się z prędkością dźwięku. Ustalimy kierunek rozchodzenia się tych zaburzeń. Na zewnętrznej stronie powierzchni stożka Macha panuje ciśnienie  $p$ , na stronie wewnętrznej — ciśnienie  $p + dp$ . Powierzchnia stożka Macha o wierzchołku w punkcie  $A$  składa się z punktów, do których dotarły w chwili, gdy samolot znajdował się w punkcie  $A$ , zaburzenia wywołane przez samolot we wcześniejszych punktach toru lotu, np. w  $A'$  (rys. 1b). Zaburzenia te rozchodzą się wzdłuż linii prostych, prostopadłych do powierzchni stożka Macha.

Linie, wzdłuż których rozchodzi się zaburzenie, nazywają się *promieniami zaburzenia*. Widać z rys. 1b, że promienie zaburzenia wywołanego w punkcie  $A'$  tworzą stożek, który przecina się ze stożkiem Macha o wierzchołku w punkcie  $A$  w chwili, gdy samolot znajduje się w punkcie  $A$ . Stożek utworzony przez promienie zaburzenia nazywa się *stożkiem zaburzenia*. Kąt wierzchołkowy tego stożka wynosi  $180^\circ - 2\alpha$ .



3

Podobnie, zaburzenie wywołane w punkcie toru  $A$  rozchodzi się wzdłuż promieni, które tworzą stożek o wierzchołku w punkcie  $A$ . Tak więc każdy punkt toru lotu jest wierzchołkiem 2 stożków: stożka Macha i stożka zaburzenia.

Przez przecięcie stożka zaburzenia o wierzchołku w punkcie  $A$  płaszczyzną ziemi otrzymujemy linię (hiperbolę) składającą się z punktów, do których dochodzi zaburzenie wywołane w punkcie  $A$ . Linię tę będziemy nazywać *linią zaburzenia*. Kształt jej zależy od prędkości lotu (rys. 2).

Rzut toru lotu na płaszczyznę ziemi nazywa się *linią toru lotu*.

Licząc czas od chwili, gdy samolot znajdował się w punkcie  $A$ , obserwator znajdujący się w punkcie

$B_1$  na linii toru lotu usłyszy zaburzenie wywołane w punkcie  $A$ , po chwili  $t_2 = R/a$  (rys. 1b). Czas  $t_2$  możemy wyznaczyć, jeśli znamy wysokość lotu, prędkość lotu i prędkość dźwięku:

$$t_2 = \frac{h}{a} \sqrt{1 - \frac{1}{M^2}}$$

Odległość  $l_2$  między punktami  $A_1$  i  $B_1$  leżącymi na linii toru lotu (rys. 1b) można wyznaczyć zależnością:

$$l_2 = \frac{h}{M} \sqrt{1 - \frac{1}{M^2}}$$

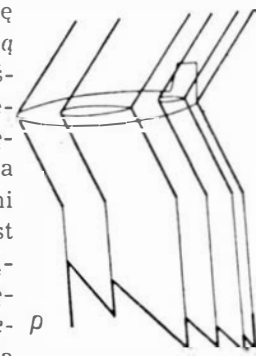
Zależności na  $t_2$  i  $l_2$  są słuszne dla  $M > 1$ . Dla  $M \rightarrow 1$  otrzymujemy  $t_2 \rightarrow \infty$  i  $l_2 \rightarrow \infty$ , co oznacza, że w tym przypadku lotu do punktu  $B_1$  leżącego na linii toru lotu dochodzi zaburzenie wywołane przez samolot w chwili, gdy znajdował się on daleko przed punktem  $B$ . Dla  $M \rightarrow \infty$ , dostajemy  $t_2 \rightarrow h/a$ ,  $l_2 \rightarrow 0$ , co oznacza, że do punktu  $B_1$  dochodzi zaburzenie wywołane przez samolot w punkcie toru lotu  $B$  (nad punktem  $B_1$ ). Zaburzenie to musi przebyć odległość  $h$ , wobec czego  $t_2 = h/a$ . Wynik ten uzyskaliśmy już poprzednio, gdy wyznaczaliśmy czas  $t_1$  dla przypadku  $M \rightarrow \infty$ .

Obserwator znajdujący się w punktach  $B_2, B_3$  itd., leżących na linii zaburzenia (rys. 2), usłyszy zaburzenie wywołane przez samolot w punkcie  $A$ , po czasie odpowiednio równym  $R_{AB_2}/a$ ,  $R_{AB_3}/a$  itd.

**Rozchodzenie się słabych zaburzeń w atmosferze wzorcowej.** W atmosferze wzorcowej prędkość dźwięku zmienia się z wysokością. Dla  $h=0$  mamy  $a = 340$  m/s, dla  $h=11$  km —  $a = 290$  m/s, dla  $h \geq 11$  km —  $a = 290$  m/s. Na rys. 3 pokazaliśmy stożek Macha i promienie zaburzenia w atmosferze wzorcowej w porównaniu ze stożkiem Macha i promieniami zaburzenia w ośrodku jednorodnym. W atmosferze niejednorodnej promienie zaburzeń nie są już liniami prostymi.

**Naddźwiękowy opływ samolotu.** Odstąpimy teraz od założenia, że samolot jest punktem materialnym. Jak wiadomo, samolot poruszający się z prędkością naddźwiękową powoduje powstanie skomplikowanego układu fal uderzeniowych i fal rozrzedzeniowych, poruszającego się razem z samolotem. Konfiguracja tego układu zależy od kształtów samolotu, kąta natarcia (kąta toru) i liczby Macha.

Na rys. 4 pokazano schematycznie rozkład ciśnienia w pobliżu samolotu. Pierwszy skok ciśnienia wywołany jest przez falę uderzeniową powstającą z przodu kadłuba samolotu. Falę tę będziemy nazywać *przednią falą uderzeniową*. Następne skoki ciśnienia odpowiadają falom uderzeniowym powstałym na krawędziach natarcia i spływu skrzydła i usterzenia poziomego. Ostatni skok ciśnienia wywołany jest przez falę uderzeniową powstającą z tyłu kadłuba. Falę tę będziemy nazywać *tylną falą uderzeniową*. Ciągłe spadki ciśnienia odpowiadają falom rozrzedzeniowym.

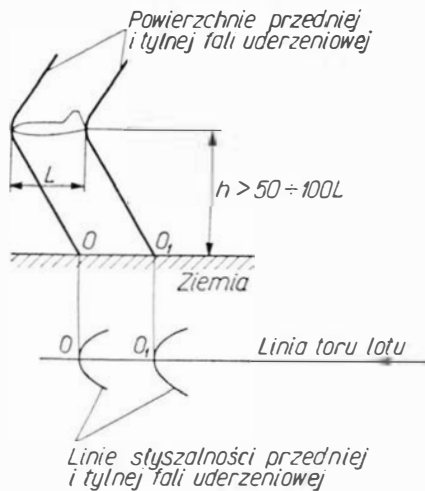


Jeśli samolot ma wystające z kadłuba lub skrzydła silnika podwieszane zbiorniki itd., to rozkład ci-

śnienia w pobliżu samolotu ulega odpowiednio dalszej komplikacji.

Oddziaływanie układu fal uderzeniowych i fal rozrzedzeniowych związanego z samolotem na ośrodek, w którym porusza się samolot, rozciąga się na bardzo duże odległości od toru lotu. Okazuje się jednak, że począwszy od pewnej odległości, wynoszącej 50—100 długości samolotu, oddziaływanie to ma stosunkowo łatwy do opisanego charakter. Mianowicie, pozostają tylko przednia i tylna fala uderzeniowa oraz fale rozrzedzeniowe, pozostałe fale uderzeniowe ulegają rozmyciu. Przednia i tylna fala uderzeniowa stanowią powierzchnie silnych nieciągłości parametrów przepływu, poruszające się wraz z samolotem. W obszarze niezaburzonej (przed przednią falą uderzeniową) panuje ciśnienie na przykład  $p$ . Na powierzchni przedniej fali uderzeniowej od strony samolotu panuje ciśnienie  $p + \Delta p$ , gdzie  $\Delta p$  nie jest już wielkością małą. Na powierzchni tylnej fali uderzeniowej od strony samolotu panuje ciśnienie na przykład  $p_1$ , po przejściu przez falę — ciśnienie  $p_1 + \Delta p_1$ , gdzie  $\Delta p_1$  nie jest wielkością małą. Wielkości  $\Delta p$  i  $\Delta p_1$  będziemy nazywać amplitudami fal uderzeniowych.

Przez przecięcie powierzchni przedniej i tylnej fali uderzeniowej płaszczyzną ziemi otrzymujemy 2 linie. Są to linie słyszalności, odpowiednio przedniej i tylnej fali uderzeniowej (rys. 5).



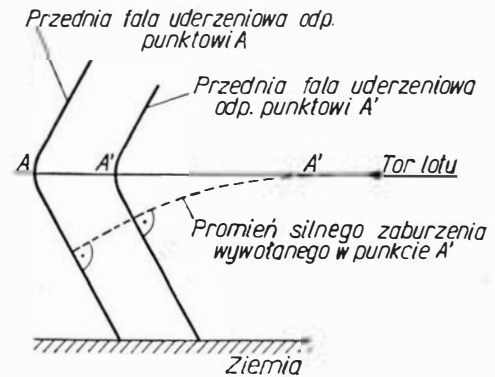
5

Jak wiadomo, prędkość rozchodzenia się silnego zaburzenia jest większa od prędkości dźwięku i zależy od amplitudy tego zaburzenia. Prędkość rozchodzenia się silnego zaburzenia zależy również od prędkości dźwięku. W miarę oddalania się od samolotu amplitudy  $\Delta p$  i  $\Delta p_1$  maleją. Wynika stąd, że prędkość rozchodzenia się silnych zaburzeń w ośrodku jednorodnym zmniejsza się w miarę oddalania od źródła zaburzenia. W atmosferze wzorcowej należy uwzględnić jeszcze wpływ zmiany z wysokością — prędkości dźwięku.

Z powyższych rozważań wynika, że promienie silnych zaburzeń są liniami krzywymi. Linie te są w każdym swoim punkcie prostopadłe do powierzchni fali uderzeniowej — pokazane to jest na rys. 6, gdzie rozpatrzono tylko przednią falę uderzeniową.

**Fala N.** Jak już powiedzieliśmy, w dużej odległości od samolotu, rzędu 50—100  $L$ , w naddźwiękowym opływie samolotu występują tylko 2 fale uderzenio-

we: przednia i tylna oraz fale rozrzedzeniowe. Falam tym odpowiada charakterystyczny rozkład ciśnienia w kształcie litery N (rys. 7b). Pierwszy skok ciśnienia  $\Delta p$  odpowiada przejściu przedniej fali uderzeniowej, liniowy spadek na długości  $X$  — przejściu fal rozrzedzeniowych, drugi skok ciśnienia  $\Delta p_1 \approx \Delta p$  — przejściu tylnej fali uderzeniowej. Taki układ 2 fal uderzeniowych i fal rozrzedzeniowych będziemy nazywać falą N, wielkość  $\Delta p$  — amplitudą fali N, odle-



6

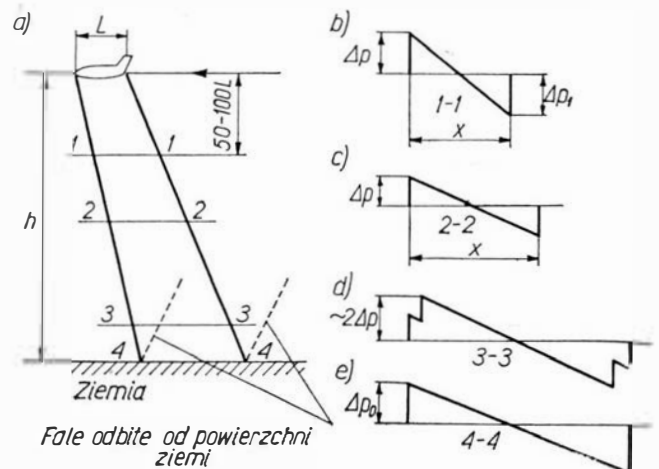
głość  $X$  — długością fali N. Okres  $T$  (czas trwania) fali N jest oczywiście równy  $X/V$ , gdzie  $V$  — jest prędkością lotu. Czas trwania nadciśnienia jest równy  $T/2$ , impuls nadciśnienia  $\Delta p \cdot T/4$ .

W miarę wzrostu odległości od samolotu amplituda  $\Delta p$  maleje, długość  $X$  — rośnie (rys. 7b i rys. 7c).

Przednia i tylna fala uderzeniowa po dojściu do powierzchni ziemi ulegają odbiciu (rys. 7). Niech  $\Delta p$  oznacza amplitudę fali N w atmosferze w odległości  $h$  od samolotu. Amplituda fali N na powierzchni ziemi ulega zwiększeniu w wyniku odbić przedniej i tylnej fali uderzeniowej. Wprowadzimy współczynnik  $k$  odbicia fali N.

Jest to stosunek amplitudy  $\Delta p_0$  fali N na powierzchni ziemi do amplitudy,  $\Delta p$  fali N w atmosferze, w odległości od samolotu równej wysokości lotu —  $k = \Delta p_0 / \Delta p$ . Jeśli powierzchnia ziemi jest płaska i twarda,  $k = 2$ . Na rys. 7 (przekrój 3-3) pokazaliśmy rozkład ciśnienia w pobliżu powierzchni ziemi odpowiadający przejściu przedniej i tylnej fali uderzeniowej oraz fal odbitych od powierzchni ziemi.

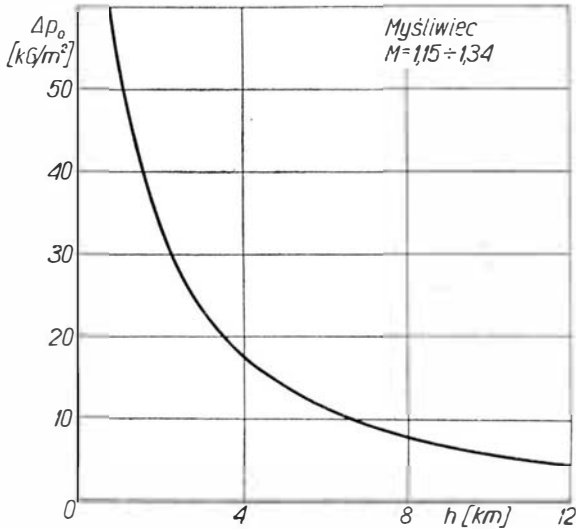
Jeśli na powierzchni ziemi znajdują się nierówności terenu lub zabudowania, to otrzymujemy wskutek wielokrotnych odbić fal uderzeniowych złożony rozkład ciśnienia, przy czym maksymalna jego wartość może kilkakrotnie przewyższać amplitudę  $\Delta p$  fali N.



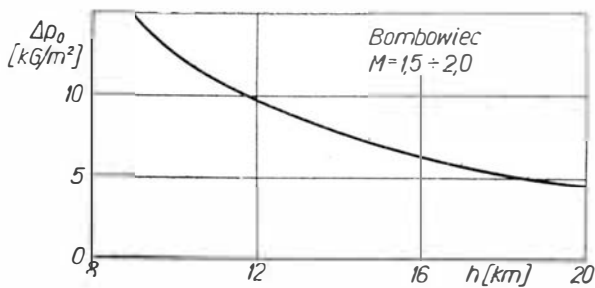
7

Amplituda fali  $N$  na powierzchni ziemi maleje w miarę oddalania się od linii toru lotu, jednak jak wynika z bezpośrednich pomiarów, w pewnych warunkach obserwowano jeszcze w odległości 15–20 km od linii toru lotu falę  $N$  o amplitudzie równej połowie amplitudy  $\Delta p_0$  na linii toru lotu [11].

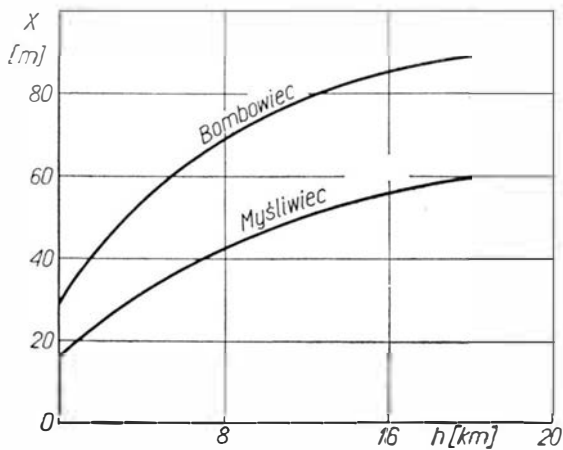
Rys. 8 [10] przedstawia amplitudę  $\Delta p_0$  w funkcji wysokości lotu dla pewnego samolotu myśliwskiego (rys. 9), tę samą zależność dla dużego bombowca,



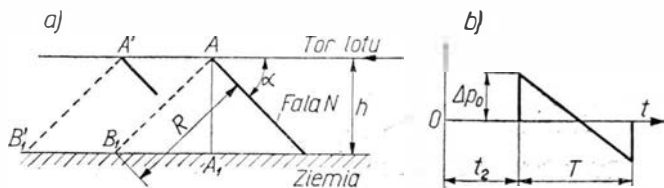
8



9



10



11

12

(rys. 10), [4], długość  $X$  fali  $N$  w funkcji wysokości lotu dla myśliwca i bombowca.

Obserwator na ziemi podczas przejścia fali  $N$  słyszy 2 wybuchy podobne do grzot lub wystrzału. Wybuchy odpowiadają przejściu przedniej i tylnej fali uderzeniowej. Natężenie wybuchu zależy od amplitudy  $\Delta p_0$  fali  $N$ , wobec czego najgłośniejsze wybuchy słychać na linii toru lotu.

Jeśli długość  $X$  fali  $N$  jest mała, co ma miejsce wtedy, gdy długość samolotu  $L$  jest mała, wysokość lotu stosunkowo mała, prędkość lotu duża — to słyszy się jeden przeciągły grzmot.

W przypadku, gdy samolot leci na wysokości mniejszej od odległości, na której formuje się fala  $N$ , to również obserwator na ziemi słyszy jeden przeciągły grzmot.

Jeśli na powierzchni ziemi znajdują się nierówności terenu lub zabudowania, to obserwator na ziemi może usłyszeć kilka wybuchów — do obserwatora dochodzą fale wielokrotnie odbite. Zjawisko to może wystąpić w górach.

### Lot prostoliniowy, poziomy z przyspieszeniem

Nawiązując do przypadku lotu ze stałą prędkością i dla ułatwienia dalszych rozważań przyjmiemy, że samolot jest punktem materialnym wywołującym falę  $N$  w ośrodku jednorodnym. Przyjmujemy jeszcze, że prędkość rozchodzenia się tej fali jest równa prędkości dźwięku, wobec czego fala  $N$  tworzy kąt Macha z torem lotu.

Fala  $N$  wywołana przez samolot w punkcie  $A$  (rys. 11a) osiągnie punkt  $B_1$  na linii toru lotu po czasie:

$$t_2 = \frac{R}{a} \frac{1}{\sqrt{1 - \frac{1}{M^2}}}$$

jeśli czas będziemy liczyć od chwili, gdy samolot znajdował się nad punktem  $A_1$ . W punkcie  $B_1$  w chwili  $t_2$  ciśnienie zacznie się zmieniać w sposób wynikający z przejścia przez ten punkt fali  $N$ . Ciśnienie będzie się zmieniać w czasie  $T$  równym okresowi fali  $N$  (rys. 11b). Z rys. 11a widać, że w przypadku lotu ze stałą prędkością zachodzi odpowiedniość wzajemnie jednoznaczna między punktami na linii toru lotu  $B_1, B'_1$ , do którego dochodzi fala  $N$  i odpowiadającymi im punktami toru lotu  $A, A'$ . Wynika stąd, że do każdego punktu na linii toru lotu dochodzi jedna fala  $N$  odpowiadająca jednemu punktowi toru lotu.

Rozpatrując lot prostoliniowy z przyspieszeniem dodatnim, pokażemy, że w określonych warunkach powyższa odpowiedniość wzajemnie jednoznaczna między punktami linii toru lotu i punktami toru lotu może nie zachodzić. Podczas lotu prostoliniowego z przyspieszeniem dodatnim mogą wystąpić następujące dwa zjawiska, których nie obserwuje się w locie prostoliniowym ze stałą prędkością:

1) na linii toru lotu istnieją punkty, do których dochodzi w różnych chwilach czasu kilka fal  $N$ ,

2) na linii toru lotu istnieją punkty, do których dochodzi jedna fala  $N$ , ale o znacznie zwiększonej amplitudzie w porównaniu z amplitudą fali  $N$  w locie ze stałą prędkością.

Wyjaśnimy najpierw mechanizm powstawania pierwszego zjawiska. W tym celu rozpatrzmy rys. 12a. Samolot leci po torze prostoliniowym do punktu A ze stałą prędkością, na odcinku toru AB — przyspiesza i dalej ze stałą prędkością.

Czas będziemy liczyć od chwili, gdy samolot znajdował się w punkcie A. Widać z rysunku, że fala N wywołana przez samolot w punkcie A dojdzie do punktu  $O_1$  na linii toru lotu po czasie  $t_A = R_A/a$ , fala N wywołana w punkcie toru C po czasie  $t_C = t_{AC} + \frac{R_C}{a}$ , gdzie  $t_{AC}$  oznacza czas lotu samolotu z punktu A do punktu C. Fala N z punktu C dojdzie do punktu  $O_1$  wcześniej niż fala N z punktu A, ponieważ  $R_C < R_A$ , a czas  $t_{AC}$  jest mały w porównaniu z czasem  $t_A = R_A/a$ .

Fala N z punktu A przebywa większą odległość niż fala N z punktu C, więc amplituda jej jest mniejsza, a długość  $X$  większa. Okres fali N z punktu A jest równy  $T_A = X_A/V_A$ , okres fali N z punktu C —  $T_C = X_C/V_C$ , gdzie  $V_A$  i  $V_C$  oznaczają prędkości lotu odpowiadające punktom toru lotu A i C. Ponieważ  $X_A > X_C$  i  $V_A < V_C$ , więc  $T_A > T_C$  (rys. 12b).

W ten sposób wykazaliśmy, że w przypadku lotu prostoliniowego z przyspieszeniem dodatnim mogą istnieć na linii toru lotu punkty, do których docho- dzą dwie fale N w różnych chwilach czasu. Obserwa- tor znajdujący się w takich punktach usłyszy 4 wy- buch: pierwszy i drugi wybuch odpowiada prze- ściu fali N z punktu C, trzeci i czwarty — fali N z punktu A.

Wyjaśnimy teraz mechanizm powstawania drugie- go zjawiska. Na odcinku toru lotu AB samolot przy- spieszają (rys. 12a i 13a). Z rys. 13a widać, że promie- nie fal N wywołanych w punktach  $A', A'', A'''$  do- chodzą do tego samego punktu  $O_1$  na linii toru lotu.

Jeśli odcinek toru lotu  $A'A'''$  jest krótki, co ma miejsce wtedy, gdy samolot ma duże przyspieszenie, to fale N wywołane w punktach  $A', A'', A'''$  dotrą do obserwatora w punkcie  $O_1$  na linii toru lotu w tym samym czasie, ponieważ przybędą takie same odległo- ści  $R_{A'}, R_{A''}, R_{A'''}$ . Czas, jaki upłynie między położenia- mi samolotu w punktach  $A'$  i  $A'''$ , jest pomijalnie ma- ły w porównaniu z czasem  $t_{A'} = R_{A'}/a$ . Amplituda fali N, która dochodzi do punktu  $O_1$ , będzie równa sumie amplitud fal N odpowiadających punktom toru  $A', A'', A'''$  (rys. 13b).

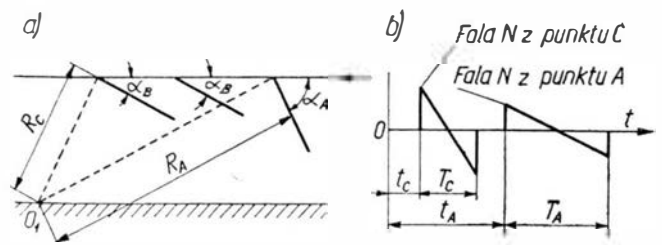
Wyniki pomiarów bezpośrednich całkowicie po- twierdzają powyższe rozważania.

Amplituda „wzmocnionej” fali N jest tym większa, im większe jest przyspieszenie samolotu.

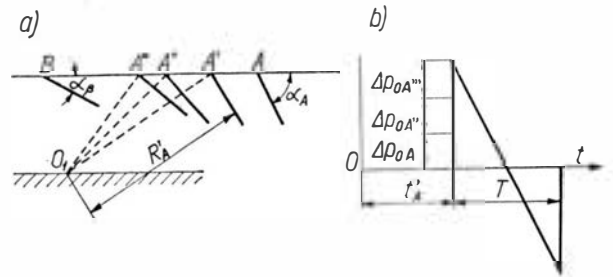
Obserwator znajdujący się w punkcie, do którego dochodzi „wzmocniona” fala N, słyszy 2 wybuchy, przy czym natężenie ich jest znacznie większe niż w przypadku fali N powstającej podczas lotu ze sta- łą prędkością.

Jeśli nie będziemy się ograniczać do rozpatrywania tylko linii toru lotu, to można pokazać, że na po- wierzchni ziemi istnieją linie składające się z punk- tów, w których obserwuje się omówione wyżej dwa zjawiska. W miarę oddalania się od linii toru lotu amplitudy wszystkich fal N maleją.

Wyznaczenie na powierzchni ziemi linii składają- cych się z punktów, w których wyżej omówione zja- wiska zachodzą, jest bardzo trudne, ponieważ silne zaburzenia rozchodzą się w atmosferze rzeczywistej



12



13

wzdłuż promieni, których kształt zależy zarówno od amplitudy zaburzenia, jak i od warunków atmosferycznych (gradient temperatury, wiatr, chmury).

## Badanie zjawiska uderzenia dźwiękowego

### Metody badań

**Uwagi do teorii uderzenia dźwiękowego.** Jak widać z dotychczasowych rozważań, uderzenie dźwiękowe jest zjawiskiem bardzo skomplikowanym zależnym od wielu czynników. Istniejąca teoria uderzenia dźwiękowego, zresztą bardzo obszerna, uwzględnia prawie wszystkie czynniki wpływające na przebieg tego zjawiska. Znaczna część wniosków teoretycz- nych została potwierdzona przez uzyskane wyniki po- miarów bezpośrednich.

Z całej teorii uderzenia dźwiękowego przytoczymy tylko jedną prostą zależność określającą najmniejszą możliwą do uzyskania wartość amplitudy fali N, wy- woływanej przez samolot w locie prostoliniowym, ze stałą prędkością, w ośrodku jednorodnym [9]:

$$\Delta p_{\min} = \frac{0,6 \cdot q \cdot \beta^{1/4}}{\left(\frac{h}{L}\right)^{1/4} \cdot L} \cdot \sqrt{\frac{\beta \cdot Q}{2q}}$$

gdzie:

$p$  — oznacza ciśnienie przed falą N,

$\beta = \sqrt{M^2 - 1}$ ,

$h$  — odległość od toru lotu,

$L$  — długość samolotu,

$Q$  — ciężar samolotu,

$q$  — ciśnienie dynamiczne przepływu niezakłóco- nego.

Na powierzchni ziemi mamy odpowiednio zależ- ność:

$$\Delta p_{\text{omin}} = k \cdot \Delta p_{\min}$$

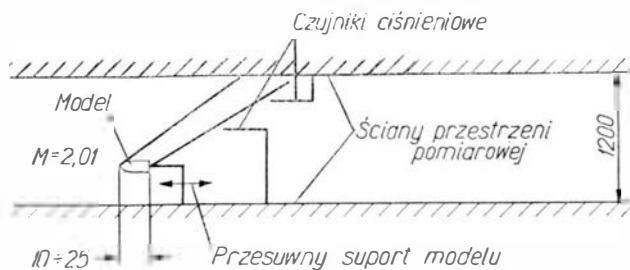
gdzie:

$k$  — jest współczynnikiem odbicia fali N.

Wzór na  $\Delta p_{\min}$  został uzyskany z ogólniejszej zależ- ności przy założeniu, że samolot ma optymalny z punktu widzenia minimalizacji amplitudy fali N roz- kład  $A(x)$  i  $c_z(x)$ , gdzie  $A$  — oznacza przekrój po- przeczny samolotu,  $x$  — odległość mierzona wzdłuż osi podłużnej samolotu,  $c_z$  — współczynnik siły nośnej.

**Badania laboratoryjne (w tunelu aerodynamicznym).** Jak już powiedzieliśmy, w tunelu aerodynamicznym można badać tylko przypadek lotu prostoliniowego ze stałą prędkością w ośrodku jednorodnym. Ponieważ fala  $N$  występuje dopiero w odległości 50–100  $L$  od samolotu, więc oczywiste jest, że do badania fali  $N$  potrzebny jest bardzo duży nadźwiękowy tunel aerodynamiczny. Odległość od samolotu, na której powstaje fala  $N$ , zależy od wartości współczynnika siły nośnej  $c_z$  oraz od konfiguracji układu skrzydło-kadłub. Dla małych wartości  $c_z$  (myśliwiec) odległość ta wynosi około 50 długości samolotu, dla dużych wartości  $c_z$  (bombowiec) — około 100 długości samolotu.

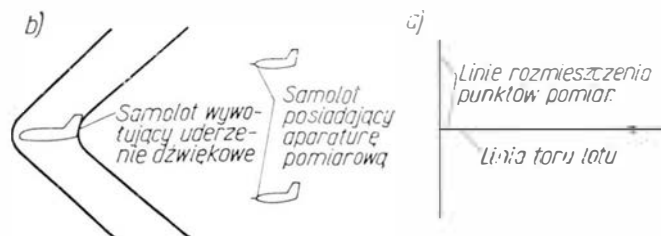
Pewne wyniki badań fali  $N$  w tunelu aerodynamicznym są opublikowane w pracach [7] i [8]. Badania przeprowadzono w bardzo dużym tunelu o kwadratowym przekroju przestrzeni pomiarowej  $1200 \times 1200$ , przy  $M = 2,01$ . Na rys. 14 pokazaliśmy sche-



14

matycznie pomiar parametrów fali  $N$  w tym tunelu. Zwracamy uwagę, że nawet w tak dużym tunelu wymiary modelu muszą być bardzo małe:  $L = 10-25$  mm, ponieważ fala  $N$  tworzy się w odległości 50–100  $L$  od modelu. Małe wymiary modelu uniemożliwiają dokładne zbadanie wpływu kształtu samolotu na falę  $N$ .

**Pomiary bezpośrednie.** Pomiary takie wykonywane były w powietrzu wokół samolotu wywołującego uderzenia dźwiękowe oraz na ziemi [11]. Na rys. 15a pokazaliśmy schemat pomiaru w powietrzu. Samolot, wyposażony w aparaturę do pomiaru przebiegu (w czasie) ciśnienia wywołwanego przez uderzenie dźwiękowe, przeganiał samolot wywołujący uderzenie



15

dźwiękowe, wykonując pomiar podczas przelatywania przez tylną i przednią falę uderzeniową samolotu wywołującego uderzenie dźwiękowe. Położenie obu samolotów w przestrzeni oraz ich prędkości były określane za pomocą stacji radarowych. Na ziemi zainstalowano kilkanaście punktów pomiarowych, które były rozlokowane w różnych odległościach na linii toru lotu (linia prosta) oraz w różnych odległościach na linii prostej prostopadłej do toru lotu (rys. 15b).

W celu określenia wpływu warunków atmosferycznych na przebieg zjawiska uderzenia dźwiękowego wykonywano na różnych wysokościach pomiary temperatury, ciśnienia, prędkości i kierunku wiatru oraz wilgotności powietrza.

14

W przypadku lotu prostoliniowego ze stałą prędkością wyniki pomiarów bezpośrednich pokrywają się dość dobrze z wynikami uzyskanymi na drodze teoretycznej. Natomiast w innych przypadkach lotu otrzymano na ogół dużą rozbieżność tych wyników.

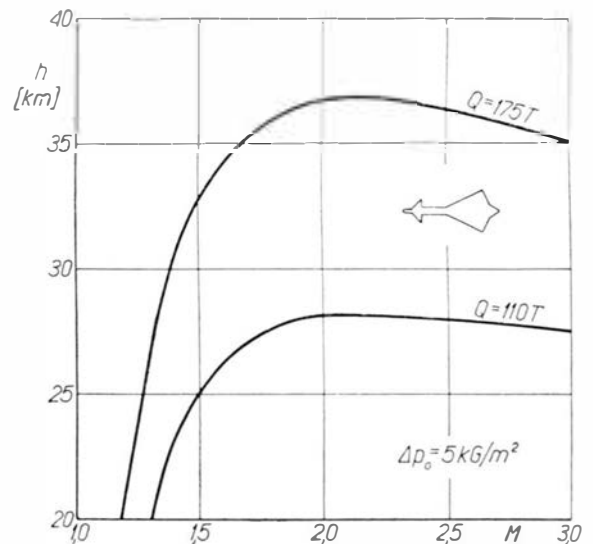
### Czynniki wpływające na przebieg zjawiska uderzenia dźwiękowego

Czynniki te zestawione są w poniższej tabelicy [12]:

Czynniki odnoszące się do samolotu	Warunki lotu	Warunki atmosferyczne	Czynniki odnoszące się do powierzchni ziemi
$L$	$h$	gradient temperatury	stan powierzchni ziemi (współczynnik)
$A(x)$	$M$	ciśnienie	ciśnienie
$c_z(x)$	kąt toru	wiatr	
$Q$	manewr	chmury i turbulencja atmosfery	

Dokładne omówienie wpływu poszczególnych czynników przekracza ramy niniejszego artykułu. W przypadku lotu prostoliniowego ze stałą prędkością w ośrodku jednorodnym ze wzrostu na  $p_{min}$  widać, w jaki sposób wpływają na amplitudę fali  $N$  następujące czynniki  $L$ ,  $Q$ ,  $h$ ,  $M$ .

Jak już powiedziano we wstępie, największe dopuszczalne nadciśnienie na powierzchni ziemi wywołwane przez uderzenie dźwiękowe wynosi według



16

wstępnym badaniach  $5 \text{ kg/m}^2$ . W przypadku lotu prostoliniowego ze stałą prędkością do powierzchni ziemi dochodzi fala  $N$ , największe nadciśnienie jest równe amplitudzie  $\Delta p_0$  fali  $N$  na powierzchni ziemi.

Na rysunku 16 [12] pokazaliśmy zależność wysokości lotu odpowiadającej amplitudzie  $\Delta p_0$  fali  $N$  na powierzchni ziemi równej  $5 \text{ kg/m}^2$ , w funkcji liczby Macha — dla pewnego hipotetycznego samolotu w układzie delta-kaczka. Z rys. 16 widać, że samolot taki o ciężarze  $Q = 110 \text{ T}$ , począwszy od liczby Macha równej 1,7 powinien latać na wysokości nie mniejszej niż 27 km. Z rysunku tego można się w przybliżeniu zorientować, jaki jest wpływ wysokości lotu, liczby Macha i ciężaru samolotu na przebieg zjawiska uderzenia dźwiękowego.



Zjawisko uderzenia dźwiękowego jest bardzo skomplikowane, zależne od wielu czynników związanych z samolotem, warunkami lotu i warunkami atmosferycznymi. Najtrudniejszy do określenia jest wpływ warunków atmosferycznych, które w przypadku lotu prostoliniowego z przyspieszeniem oraz w przypadku wykonywania przez samolot manewrów, mają decydujący wpływ na przebieg zjawiska uderzenia dźwiękowego na ziemi.

W odniesieniu do istniejących już samolotów znajomość przebiegu zjawiska uderzenia dźwiękowego w każdym warunkach lotu umożliwia określenie bezpiecznej wysokości lotu samolotu naddźwiękowego oraz bezpiecznej odległości innych samolotów w powietrzu.

W odniesieniu do projektowanych samolotów naddźwiękowych, w szczególności dużych samolotów transportowych, znajomość przebiegu tego zjawiska umożliwia wybór takiego układu samolotu  $[A(x), c_z(x)]$ , który będzie wywoływał możliwie najmniejsze zaburzenia, przez co bezpieczna wysokość lotu tego samolotu będzie stosunkowo mała.

#### Literatura

1. *Whitham G. B.*: „The flow Pattern of a Supersonic Projectile” Comm. on P. and A. Math., V, 3, August 1952, str. 301—348.

2. *Wolkden F.*: „The Shock Pattern of a Wing-Body Combination”. Far from the Flight Path, Aeronaut” Quart., IX, May 1958, str. 164—194.

3. *Fridman M. P., Kane E. J. and Sigalla A.*: „Effects of Atmosphere and Aircraft Motion on the Location and Intensity of a Sonic Boom”. AIAA Journal I, 6 (June 1963), str. 1327—1335.

4. *Hubbard H. H. and Maglieri D. J.*: „Noise and Sonic Boom Considerations in the Operation of Supersonic Aircraft”, Proc. of Int. Council of Aeronaut. Sc., Spartan Books, Macmillan 1965, str. 211—224.

5. *Dressler R. and Fredholm N.*: „Atmospheric Scattering of Sonic Boom Intensities”. Proc. of Int. Council of Aeronaut. Sc., Spartan Books, Macmillan 1965, str. 329—350.

6. *Carlson H. W.*: „Correlation of Sonic Boom Theory with Wind-Tunnel and Flight Measurements”, Nasa TR R-213 (Dec. 1964).

7. *Carlson, H. W.*: „An Investigation of the Influence of Lift on Sonic Boom Intensity by Means of Wind-Tunnel Measurements of the Pressure Fields of Several Wing-Body Combinations at a Mach Number of 2,01”. NASA TN D-881 (July 1961).

8. *Morris O. A.*: „A Wind-Tunnel Investigation at a Mach Number of 2,01 of the Sonic — Boom Characteristics of Three Wing — Body Combinations Differing in Wing Longitudinal Location”, NASA TN D-1384 (Sept. 1962).

9. *Carlson H. W.*: „The Lower Bound of Attainable Sonic-Boom Overpressure and Design Methods of Approaching this Limit”, NASA TN D-1494 (Oct. 1962).

10. *Maglieri, D. J. and Morris, G. J.*: „Measurements of the Response of Two Light Airplanes to Sonic — Boom”, NASA TN D-1941 (Aug. 1963).

11. *Maglieri D. J., Parrott T. L., Hilton D. A. and Copeland W. L.*: „Lateral — Spread Sonic — Boom Ground — Pressure Measurements from Airplanes at Altitudes to 75 000 Feet and at Mach Numbers to 2,0, NASA TN D-2021 (Nov. 1963).

12. *Hutchison H. A.*: „Defining the Sonic-Boom Problem”, Astr. and Aerospace Eng., Dec. 1963, str. 56—61.

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

Politechnika Warszawska

629.135.45.072

## Maksymalna prędkość śmigłowca i możliwość jej podwyższenia

### C z ę ś ć III

#### Sterowanie wyższymi harmonicznymi

Rozpatrując bliżej ograniczenie maksymalnej prędkości lotu śmigłowca przez kąty natarcia (co w powyżej rozpatrzonych przypadkach decydowało o  $V_{max}$ ) łatwo zauważyć, że dążenie do uniknięcia przekroczenia przez łopate powracającą krytycznych kątów natarcia zmusza do stosowania w większości azymutalnych położań łopaty kątów natarcia stosunkowo małej wielkości. Kąty te na łopacie nacierającej osiągają przy wysokich prędkościach lotu nawet wielkości ujemne, co z punktu widzenia korzyści udźwigowych jest zjawiskiem szkodliwym. Innymi słowy, za pracę łopaty na wysokich kątach natarcia w drobnej tylko części powierzchni tarczy płacić trzeba mało ekonomicznymi małymi kątami natarcia na pozostałej powierzchni tarczy.

Jest rzeczą oczywistą, że gdyby udało się doprowadzić do pracy łopat na większości powierzchni tarczy na wyższych kątach natarcia dałoby to zysk w postaci większego ciągu tego samego wirnika przy tej samej prędkości obrotowej i prędkości lotu do przodu lub wyższej prędkości maksymalnej. Jedną z metod zrealizowania takiego zadania jest wprowadzenie sterowania łopat wyższymi harmonicznymi. Teoretyczne studium tego zagadnienia było przeprowadzone w USA [4].

Największy możliwy ciąg wirnika mógłby być uzyskany, gdyby wszystkie elementy łopaty pracowały na kątach natarcia zapewniających uzyskanie współczynnika  $C_{z max}$ . Jest jednak oczywiste, że ze względu na

niesymetryczny rozkład prędkości opływu łopat na tarczy wywołałoby to znaczny moment przechyłający. Aby tego uniknąć, należałoby spowodować znaczne obniżenie siły nośnej na części tarczy obejmującej łopatę nacierającą.

Jeśli zmniejszony współczynnik siły nośnej, zapewniającej równowagę wirnika, oznaczyć przez  $C_{z red}$ , powierzchnię wycinka tarczy, na której współczynnik ten występowałby przez  $A_2$ , pozostałą zaś powierzchnię tarczy przez  $A_1$  ( $A_1 + A_2 = \pi R^2$ ), wówczas całkowity ciąg wirnika można przedstawić równaniem współczynnika ciągu:

$$C_T = \frac{\sigma}{2\pi} \left[ C_{z max} \int \int_{A_1} \bar{U}_r^2 \cdot d\vec{r} \cdot d\psi + C_{z red} \int \int_{A_2} \bar{U}_r^2 \cdot d\vec{r} \cdot d\psi \right] \quad (60)$$

gdzie:

$$C_T — \text{współczynnik ciągu } C_T = \frac{2T}{\rho \pi R^2 (\Omega R)^2} \quad (61)$$

$\bar{U}_r$  — bezwymiarowa (przybliżona, gdyż nie uwzględniająca kąta natarcia tarczy) prędkość opływu elementu łopaty

$$\bar{U}_r = \bar{r} + \mu \sin \psi \quad (62)$$

$\sigma$  — współczynnik wypełnienia tarczy wirnika

$$\sigma = \frac{i \cdot c}{\pi R}$$

$i$  — ilość łopat wirnika,

$c$  — średnia cięciwa łopat (na promieniu  $\bar{r} = 0,7$ ).

Wielkość współczynnika  $C_{zred}$  obliczona może być z warunku, że moment przechylający wirnik jest równy zeru, co prowadzi do wyrażenia:

$$C_{zred} = -C_{zmax} \frac{\int_{A_1} \bar{U}_r^2 \cdot \bar{r} \cdot \sin\psi d\bar{r} \cdot d\psi}{\int_{A_2} \bar{U}_r^2 \cdot \bar{r} \cdot \sin\psi d\bar{r} \cdot d\psi} \quad (64)$$

W przytoczonych zależnościach nie wzięto pod uwagę takich czynników komplikujących rozważania, jak wpływ liczby Macha osiąganego przez końce łopat, straty brzegowe itp.

Obniżenie współczynnika  $C_z$  do wielkości  $C_{zred}$  powinno nie być zbyt wielkie; cel ten można osiągnąć tylko wówczas, gdy powierzchnia  $A_2$  rozciąga się tak, jak to pokazano na rys. 11a, to jest w największej odległości od osi podłużnej śmigłowca.

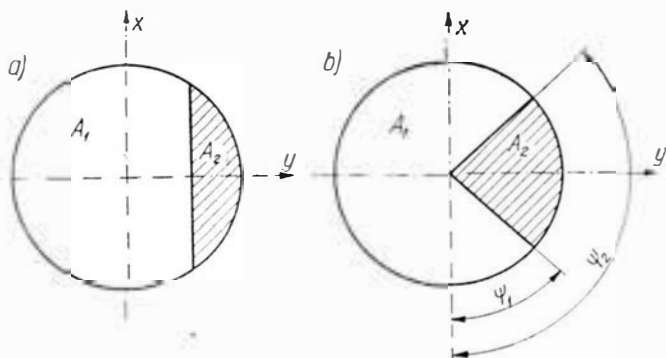
Uzyskanie pola zmniejszonego współczynnika siły nośnej o kształcie przedstawionym na rys. 11a jest zadaniem bardzo trudnym, gdyż związanym z wprowadzaniem sterowania skręceniem łopaty. W rachubę wchodzić może jedynie kształt pola przedstawiony na rys. 11b, możliwy teoretycznie do uzyskania przez wprowadzenie skokowego sterowania skokiem ogólnym łopat w zakresie azymutalnych położenia od  $\psi_1$  do  $\psi_2$ .

Ponieważ przeprowadzenie obliczeń kątów natarcia dla wirnika sterowanego w sposób specjalny, uwzględniający skokową zmianę kąta nastawienia w obszarze  $A_2$ , jest bardzo złożone, nie jest możliwe jego przytoczenie w taki sposób, jak dokonano tego w rozdziałach poprzednich. Oprzemy się zatem na wynikach analiz wykonanych w USA w laboratoriach United Aircraft Corp. za pomocą maszyn analitycznych.

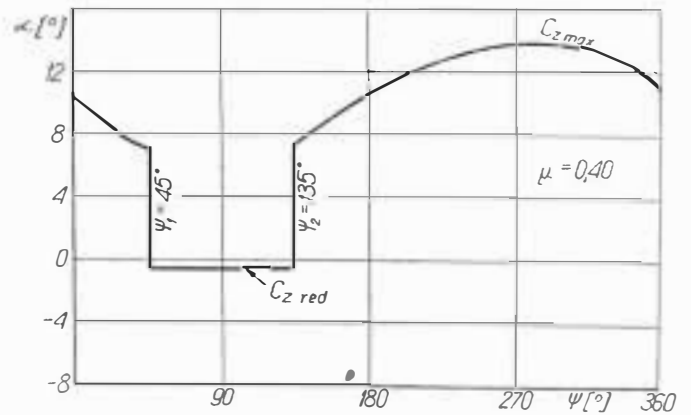
Rys. 12 przedstawia przebieg kątów natarcia końca łopaty wirnika z profilem, który ma  $\alpha_{kryt} = 14^\circ$  i wykonuje przemieszczenie z prędkością określoną współczynnikiem  $\mu = 0,4$ . Wirnik ten dla uzyskania spełnienia warunku równowagi momentów (64) miał przewidziany teoretycznie „uskok” kąta nastawienia (a tym samym i kątów natarcia) w obszarze ograniczonym azymutami:

$$\begin{aligned} \psi_1 &= 45^\circ \\ \psi_2 &= 135^\circ \end{aligned}$$

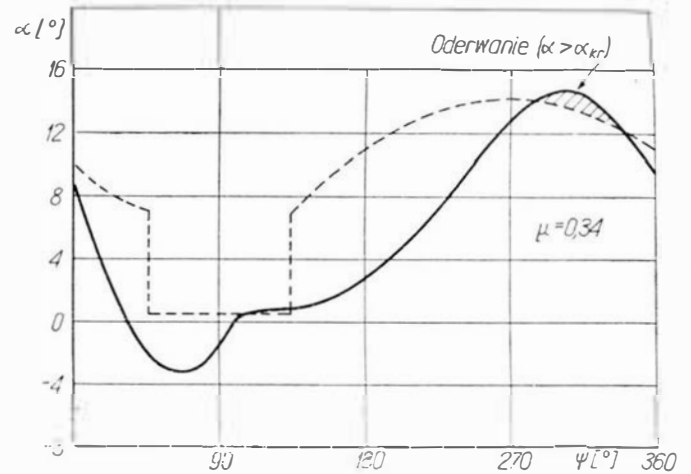
Przedstawiony na rys. 12 wykres posłużył następnie jako tło do nanoszenia przebiegu kątów natarcia końców łopat tego samego wirnika sterowanego różnymi systemami tarczy sterującej. Przebiegi te uwzględniały znacznie więcej czynników niż to brano pod uwagę w podanych wyżej rozważaniach niniejszej pracy, co



11. Pole zmniejszonego współczynnika  $C_z$  dla zapewnienia równowagi tarczy



12. Kąty natarcia końca łopaty wirnika z „uskokiem” wg schematu na rys. 11b



13. Przebieg kątów natarcia końców łopat wirnika sterowanego pierwszą harmoniczną

tłumaczy, dlaczego  $\alpha_{max}$  jest uzyskiwane na wyższych azymutach niż  $270^\circ$  i dlaczego przebiegi nie są sinusoidalne.

Rozpatrzone zostały następujące systemy sterowań:

a) zwykła tarcza sterująca zapewniająca zmienność kąta nastawienia według prawa:

$$\vartheta = \vartheta_0 - A_1 \cos\psi - B_1 \sin\psi \quad (65)$$

b) tarcza sterująca specjalnego typu zapewniająca zmienność kątów nastawienia według prawa:

$$\vartheta = \vartheta_0 - A_1 \cos\psi - B_1 \sin\psi - A_2 \cos 2\psi - B_2 \sin 2\psi \quad (66)$$

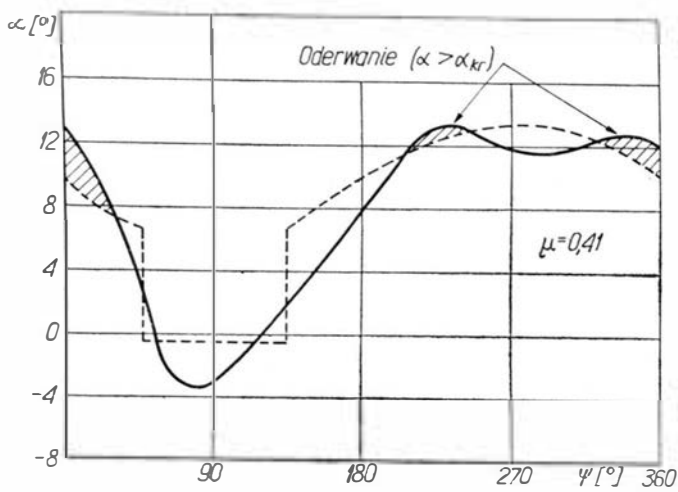
c) tarcza sterująca specjalnego typu zapewniająca zmienność kątów nastawienia według prawa:

$$\vartheta = \vartheta_0 - A_1 \cos\psi - B_1 \sin\psi - A_2 \cos 2\psi - B_2 \sin 2\psi - A_3 \cos 3\psi - B_3 \sin 3\psi \quad (67)$$

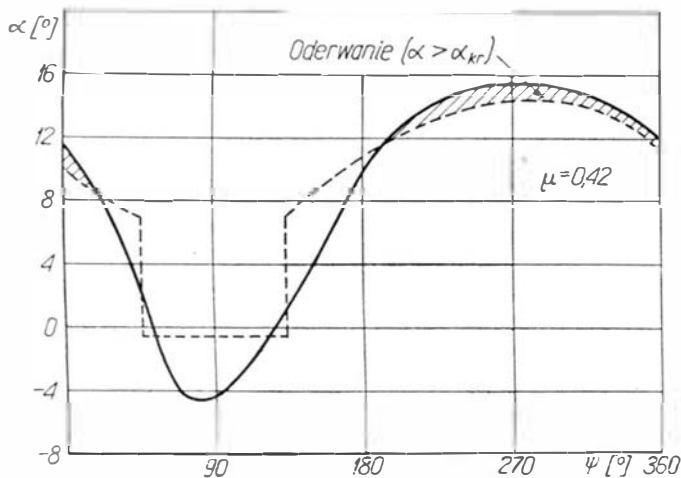
Wyniki analizy przedstawiają rys. 13, 14 i 15.

Jak wynika z przytoczonych wykresów, przekroczenie krytycznego kąta natarcia w przypadku sterowania klasyczną tarczą sterującą nastąpiło już poniżej współczynnika prędkości  $\mu = 0,3$ , przy którym zanotowano dość znaczne przekroczenie, równe  $1,5^\circ$ .

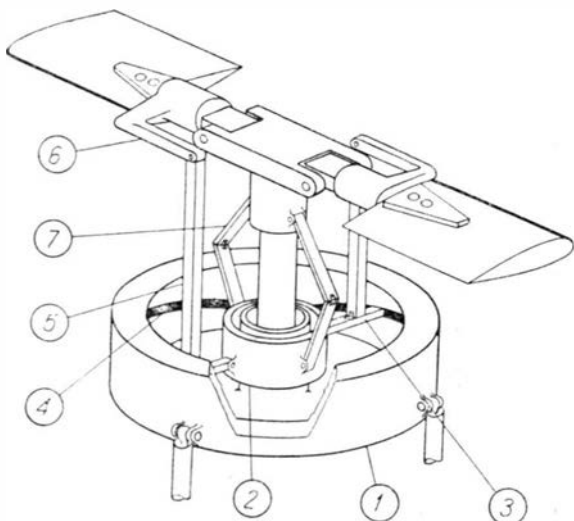
Wykresy (rys. 14 i 15) przedstawiają próby zbliżenia rzeczywistych przebiegów kątów natarcia końców łopat do przebiegu idealnego za pomocą sterowania wyższymi harmonicznymi. Udało się to dość dobrze już przy uwzględnieniu drugich harmonicznymi (rys. 14) — przekroczenie  $\alpha_{kr} = 14^\circ$  nastąpiło przy znacznie wyższym współczynnikiem prędkości  $\mu = 0,41$ , choć zauważyć trzeba, że występowały dwa obszary przekro-



14. Przebieg kątów natarcia końców łopatek wirnika sterowanego pierwszą i drugą harmoniczną.  
Współczynniki:  $A_2 = -1^\circ$ ,  $B_2 = -4^\circ$ .



15. Przebieg kątów natarcia końców łopatek wirnika sterowanego pierwszą, drugą i trzecią harmoniczną.  
Współczynniki:  $A_2 = -1^\circ$ ,  $B_2 = -4^\circ$ ,  $A_3 = 1^\circ$ ,  $B_3 = 10,5^\circ$



16. Tarcza sterująca do sterowania wyższymi harmonicznymi:  
1 — część nieobrotowa, 2 — pierścień obrotowy, 3 — ramię sterujące, 4 — szczelina (prowadnica), 5 — popychacz, 6 — dźwignia łopaty, 7 — mechanizm nożycowy

czenia  $\alpha_{kr}$ . Znacznie lepszą zgodność przebiegów otrzymano przy uwzględnieniu drugich i trzecich harmonicznymi (rys. 15). Kształty dwu porównywanych krzywych są niemal idealnie zgodne dla co najmniej połowy pełnego zakresu azymutów.

Z faktu, że zastosowanie drugich i trzecich harmonicznymi do sterowania wirnikiem pozwoliło na osiągnięcie

nięcie bardzo wysokiego współczynnika prędkości maksymalnej (ograniczonej kątami natarcia)  $\mu = 0,42$ , wynikają ważne wnioski.

Gdyby wyobrazić sobie zastosowanie sterowania wyższymi harmonicznymi do rozpatrywanego wcześniej śmigłowca-przykładu możliwe byłoby uzyskanie prędkości:

$$V_{\max} = \mu \Omega R = 0,42 \cdot 176 = 73,9 \text{ m/s} = 266,1 \text{ km/h}$$

to jest większej o 36,7 km/h (16%) od największej prędkości możliwej ze względu na przyjętą moc zespołu napędowego a o 68,4 km/h (34,6%), od największej prędkości możliwej ze względu na kąty natarcia. W żadnym z dotychczas rozpatrzonych systemów nie miał miejsca przypadek, by  $V_{\max}$  ograniczona kątami była wyższa niż  $V_{\max}$  ograniczona mocą.

Problem mocy potrzebnej do lotu śmigłowca, którego wirnik jest sterowany za pomocą wyższych harmonicznymi jest również bardziej skomplikowany niż w przypadku śmigłowca z klasyczną tarczą sterującą, dla którego można stosować przybliżone zależności (2), (3) i (4). Z podanych wyników obliczeń [4] wynika, że jeśli za pomocą sterowania wyższymi harmonicznymi uzyskuje się przyrost maksymalnej prędkości lotu rzędu 30%, to niezbędny nakład mocy na ten cel wynosi 100%, z czego połowa idzie na pokonanie zwiększonego oporu czołowego i połowa na pokonanie zwiększonego oporu profilowego.

Dość trudnym problemem przy stosowaniu sterowania wyższymi harmonicznymi jest projekt konstrukcyjny tarczy sterującej.

Jedno z proponowanych rozwiązań pokazuje rys. 16. Płyta tarczy sterującej jest zawieszona na wale przegubowo (dla zapewnienia sterowania pierwszą harmoniczną) i ma swobodę przemieszczania wzdłuż osi wału (dla zapewnienia sterowania skokiem ogólnym). Obrotowa część tarczy składa się z obrotowego pierścienia i zespołu ramion sterujących. Jeden koniec każdego z tych ramion zamocowany jest przegubowo a drugi ślizga się w krzywkowej szczelinie (prowadnicy) wyciętej w nieobrotowej części tarczy sterującej. Kształt prowadnicy wymusza pionowe przemieszczenia ramion sterujących, zależnie od chwilowego położenia azymutalnego. Za pośrednictwem zwykłego układu popychaczy przemieszczenia ramion sterujących przenoszone są na łopaty. Kształt prowadnicy może być dobrany tak, aby wywołać sterowanie wyższymi harmonicznymi o założonych wartościach współczynników  $A_2$ ,  $B_2$ ,  $A_3$  i  $B_3$ .

Brakiem rozwiązania pokazanego na rys. 16 jest niemożliwość zmiany amplitud i faz ruchów łopatek od sterowania wyższymi harmonicznymi. Dla osiągnięcia tego celu niezbędne byłoby stosowanie sterownic o zmiennym kształcie lub ramion sterujących o zmiennym przełożeniu.

Dcn.

Śledzenie postępu techniki ułatwiają

BIBLIOTEKI NOT

w miastach wojewódzkich i powiatowych

## Ulepszanie własności zmęczeniowych konstrukcji ze stopów aluminium przy użyciu zgniotu plastycznego na zimno

Jednym z głównych efektów obróbki zgniotem na zimno jest umocnienie przeciwzmęczeniowe. Na podstawie wielu badań można wyróżnić cztery podstawowe grupy przyczyn warunkujących efekt umocnienia przeciwzmęczeniowego po obróbce zgniotem na zimno:

- zgniot materiału (stopień zgniotu, głębokość lub szerokość warstwy umocnionej),
- naprężenia własne (wartość, rozkład, gradienty),
- stan geometryczny powierzchni (chropowatość, wielkości rys i uszkodzeń, mikrokarby),
- zmiany strukturalne materiału.

Rola każdego z wymienionych czynników w przeciwzmęczeniowym umacnianiu części maszyn jest zależna w znacznym stopniu od materiału, sposobu wprowadzenia zgniotu, kształtu obrabianej części, obciążeń itp.

### Ulepszanie własności zmęczeniowych konstrukcji ze stopów aluminium przez umocnienie integralne

Jednym z podstawowych kierunków badań są próby określenia wpływu umocnienia spowodowanego przez wstępne rozciągnięcie lub ściśnięcie materiału powyżej lub nieco poniżej granicy plastyczności na własności zmęczeniowe materiałów. Za reprezentatywne można uznać np. badania *Teeda* omówione częściowo w [1]. Wynika z nich, że wstępne rozciągnięcie próbek, bez karbu — wykonanych z materiałów BS GL1 (PA6-T), DTD 363A (PA9) oraz 364 (PA 33) do odkształcenia  $6 \div 12\%$  — powoduje zmniejszenie granicy zmęczenia o  $17 \div 20\%$  przy podstawie próby zmęczeniowej wynoszącej  $N_C = 5 \cdot 10^7$  cykli obciążeń przy zginaniu giętnoobrotowym. Wyciąganie stąd wniosku, że jedyną przyczyną jest tu zgniot spowodowany rozciąganiem zawęża zagadnienie. W każdym materiale istnieje wiele karbów wewnętrznych, wynikających z różnych sztywności i wytrzymałości poszczególnych kryształów, co pociąga za sobą wytwarzanie układów naprężeń własnych, przyspieszających zmęczenie tych fragmentów materiału, w których rozciągające naprężenia własne kojarzą się z lokalnie gorszymi własnościami zmęczeniowymi.

Badania wpływu tego typu umocnienia na próbki z karbem geometrycznym (karb przekroju) zaliczyć już raczej trzeba do badań konstrukcyjnych niż metaloznawczych ze względu na różnorodność rozkładów naprężeń w próbkach z karbem, z których poza porównawczą czułością materiału na działanie karbu pozostałe wnioski mogą dotyczyć raczej konstrukcji odwzorowywanej badaną próbką.

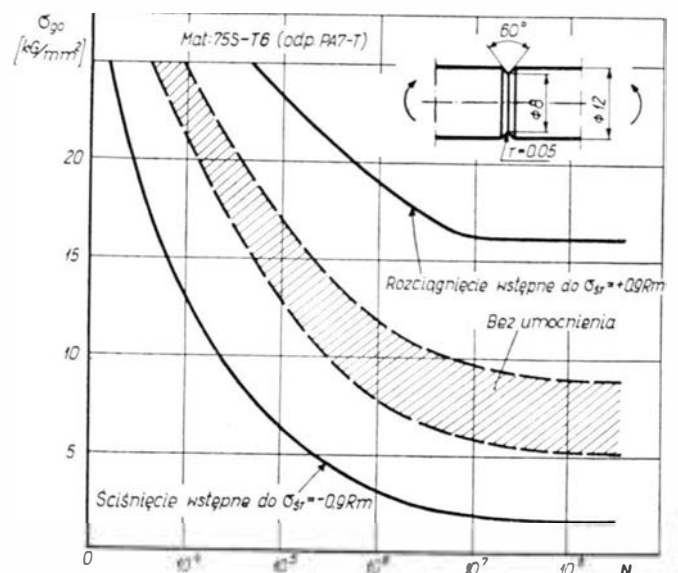
Badania wpływu wstępnych obciążeń statycznych (rozciąganie, ściśnięcie) na trwałości zmęczeniowej próbek z karbem wskazują jednoznacznie na występowanie drugiego obok zgniotu istotnego czynnika oddziałującego na własności zmęczeniowe. Rozciąganie wstępne konstrukcji z karbem, np. w postaci otworu lub karbu obrączkowego, powoduje wyraźny wzrost trwałości zmęczeniowej lub podwyższenie granicy zmęczenia, albo też jedno i drugie.

Wyniki badań [2] wskazują, że za pomocą takiej obróbki można zarówno znacznie podwyższyć umowną granicę zmęczenia próbek z karbem, bo do około  $72\%$  granicy zmęczenia materiału (próbki bez karbu), ob-

niżoną poprzednio przeszło trzykrotnie przez nacięcie karbu, jak i, co jest bardzo istotne, odzyskać charakter krzywej zmęczenia taki sam jak dla materiału. Jeżeli uznać, że badany w tym przypadku materiał obniża swoje własności zmęczeniowe na rozciąganie po wstępnym rozciągnięciu, to decydująca rola naprężeń własnych w podnoszeniu własności zmęczeniowych próbek z karbem staje się tu oczywista.

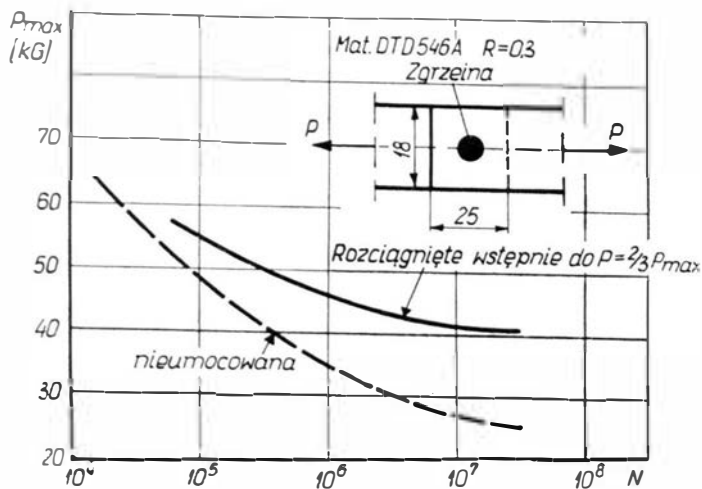
R. L. Templin [3] wskazuje na podobne własności próbek z karbem obrączkowym wykonanych z 75SS-T6 (PA9) w zakresie wstępnych rozciągnięć od  $0,5 R_m$  do  $0,9 R_m$  (rys. 1).

Podobnie układają się wyniki podwyższania trwałości zmęczeniowej omówioną metodą dla duralowych połączeń konstrukcyjnych, odwzorowywanych próbką połączenia zgrzejnego lub nitowego. Forrest [2] podaje ciekawe wyniki doświadczenia wykonanego na próbkach z materiału DTD 546 A (stop aluminium — brak polskiego odpowiednika), zawierających pojedynczą zgrzeinę punktową. Wstępne rozciągnięcie do



- Wpływ wstępnego rozciągnięcia i ściśnięcia na własności zmęczeniowe próbek z karbem pod obciążeniem giętnoobrotowym:

$\sigma_m$  — średnie naprężenia w przekroju pomiarowym w czasie obciążenia umacniającego [3]



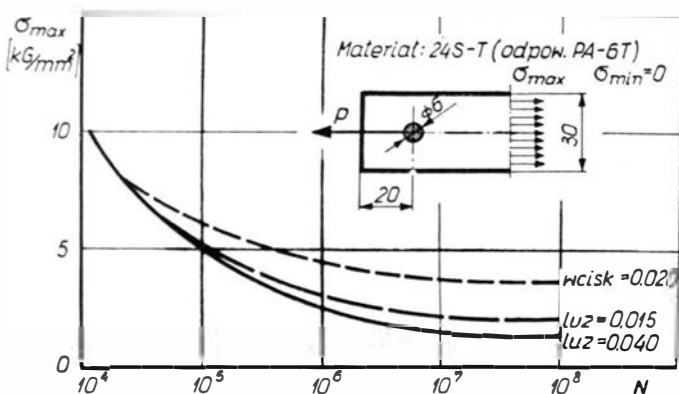
2. Wpływ wstępnego rozciągnięcia na własności zmęczeniowe połączenia pojedynczą zgrzeiną [2]:

$P_{max}$  — siła niżejcząca (statyczna)

około  $2/3$  wytrzymałości doraźnej spowodowało wyraźny wzrost trwałości zmęczeniowej już od naprężeń około 2,2 raza wyższych do umownej granicy zmęczenia przy  $N_G = 10^7$  cykli obciążeń, a tę granicę podwyższyło około 1,5 raza (rys. 2).

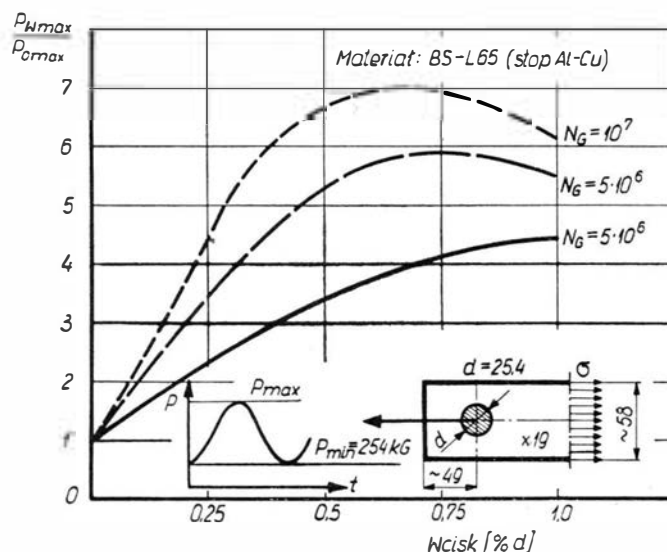
Można spodziewać się, że wstępne rozciągnięcie połączenia zgrzejnego powoduje zredukowanie lub nawet całkowite usunięcie naprężeń rozciągających, które mogą powstać koło zgrzeiny w czasie nierównomiernego stygnięcia materiału.

Niezwykle obszerny program badań połączenia wielonitowego wykonany przez I. Schijvego i F. A. Jacobsa [4] wykazał, że w badaniach pod obciążeniem programowym wstępne pojedyncze rozciągnięcie próbki powoduje wzrost trwałości zmęczeniowej, ilustrowanej tu wskaźnikiem zużycia zmęczeniowego  $\sum \frac{n}{N}$ , gdzie  $n$  oznacza liczbę zmian obciążeń przyłożonych do próbki, a  $N$  liczbę zmian obciążeń potrzebną do jej zniszczenia na danym poziomie naprężeń. Podobnie każde przyłożenie periodycznego (na początku każdego bloku) rozciągnięcia do rzędu  $0,4 R_m$  podwyższa wartość wskaźnika  $\sum \frac{n}{N}$ , a każde wstępne ściśnięcie powoduje wyraźnie jego spadek. Nawet wówczas, gdy przykładano kolejno następujące po sobie ściśnięcia lub rozciągnięcia, wyraźny był wpływ drugiego obciążenia. Autorzy objaśniają te wyniki pojawianiem się



3. Zależność własności zmęczeniowych połączenia sworzniowego od pasowania sworznia w uchu [5]

w konstrukcji korzystnych układów naprężeń własnych. Argument ten jest słuszny, ale występuje też chyba tu i druga bardzo istotna przyczyna tego wzrostu trwałości zmęczeniowej. Nie bez znaczenia jest bowiem wyrównanie udziałów poszczególnych nitów w przenoszeniu obciążeń przez połączenie. Wynika to z odkształceń trwałych na nitach przenoszących większe obciążenia (bez wstępnego rozciągnięcia). Nity te w warunkach niewyrównanych udziałów, lub, ściślej, nierównomiernego rozkładu obciążeń na poszczególne nit mogą się stać źródłami pierwszych pęknięć zmęczeniowych, jako że stanowią sobą znaczne karby. W tym rozumowaniu wstępne ściśnięcie pogarsza równomierność pracy nitów, co również pokrywa się z otrzymanymi wynikami. Templin [3] nie uzyskał żadnego wpływu wstępnego rozciągnięcia na trwałość zmęczeniową dokładnie wykonanych połączeń nitowych, natomiast po wprowadzeniu imitacji złego wykonania szwu nitowego przez wyjęcie dwóch nitów i następnie założenie w rozwiercone otwory po nitach dwóch sworzni pasowanych w czasie, gdy próbka była pod obciążeniem, zaznaczył się wyraźny spadek trwałości zmęczeniowej, a wstępne rozciągnięcie  $\sim 0,88 Q_{0,2}$



4. Zależność stosunku wytrzymałości zmęczeniowej połączenia sworzniowego z wciskiem ( $P_{w, max}$ ) do wytrzymałości zmęczeniowej połączenia sworzniowego bez wcisku ( $P_{o, max}$ ) od wartości wcisku przy różnych podstawach próby zmęczeniowej  $N_G \cdot P_{min} = 254 \text{ kG}$  [6]

odniesione do przekroju netto podwyższyło trwałość zmęczeniową, choć nie wyrównało spadku trwałości, który wystąpił po obniżeniu jakości szwu. Trzeba podkreślić, że zabieg zrealizowany przez Templina wprowadził pewien stan naprężeń własnych rozciągających niekorzystnie materiał w otoczeniu otworów sąsiadujących ze sworzniami. Wstępne rozciągnięcie, pociągające za sobą odkształcenia trwałe w tym obszarze, mogło znacznie obniżyć wartość tych naprężeń lub też całkowicie je usunąć.

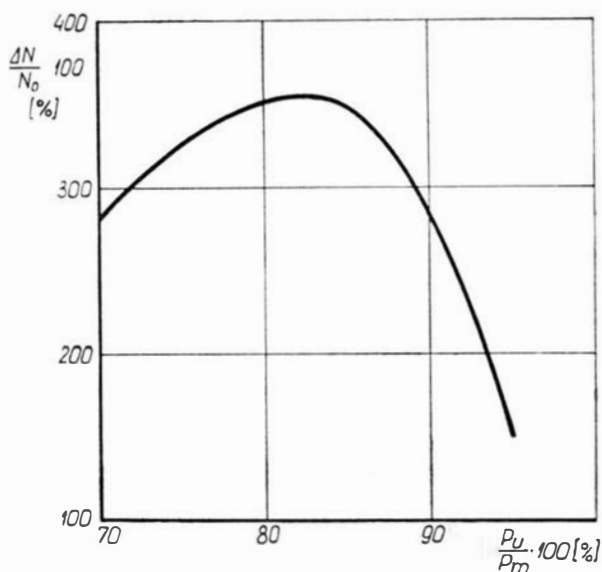
O korzystnym wpływie spęczenia nitu w otworze wnioskować można z wielu badań, prowadzonych przez różnych autorów, nad rolą wcisku sworznia w połączeniach konstrukcyjnych. R. B. Heywood [5] poświęca temu zagadnieniu jeden z podrzdziałów, obejmujący omówienie własności zmęczeniowych obciążonych uszu konstrukcyjnych. Z cytowanych tam

wyników uzyskanych przez Hartmana i Jacobsa dla okuć z materiału 24 S-T (PA7-T) widoczny jest (rys. 3) wyraźny wpływ wcisku, wynoszącego  $\sim 0,3\%$  średnicy otworu, na trwałość zmęczeniową połączenia.

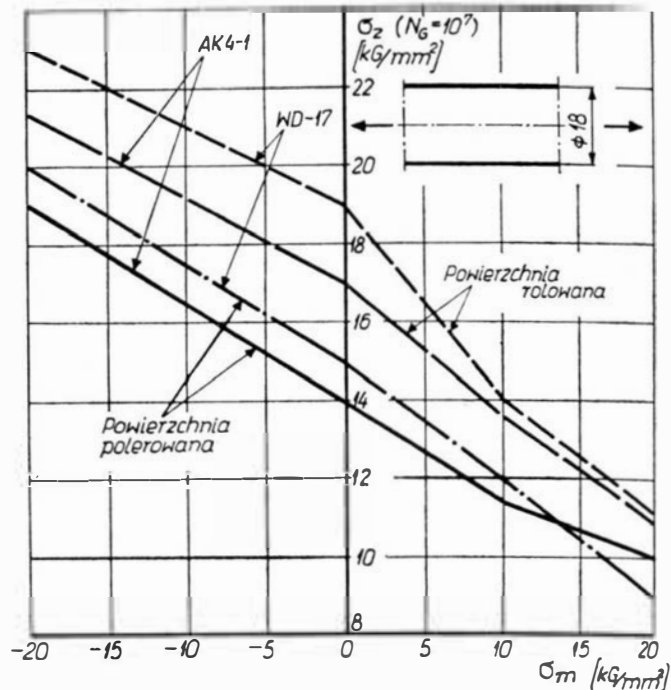
Charakterystycznym wynikiem uzyskanym przez Lova [6] jest znalezienie optimum wcisku sworznia przy ocenie granicy zmęczenia przy  $N_G = 10^7$  cykli (rys. 4). Wyniki te są skutkiem, jak można przypuszczać, jednoczesnego oddziaływania odkształcenia trwałego materiału w otoczeniu otworu, podwyższenia współczynnika amplitudy cyklu  $R$ , oraz zmniejszenia ruchu względnego sworznia i powierzchni otworu powodującego ścierne oddziaływanie sworznia na ucho.

Pozytywne wyniki uzyskiwane na próbkach prowadziły do wniosków i propozycji skłaniających do zastosowania wstępnych obciążeń statycznych w celu podwyższenia trwałości zmęczeniowej całych konstrukcji. Forrest [2] uważa, że wstępne jednokierunkowe obciążenie konstrukcji może prowadzić do złych wyników ze względu na różnokierunkowość obciążeń działających w rzeczywistości na samolot, sugeruje, jako bardziej bezpieczne, ulepszenie tą metodą jedynie określonych fragmentów konstrukcji. Jeżeli jednak zauważy się, że dla znacznej większości samolotów dominującymi obciążeniami są obciążenia przy

dodatnim współczynnikiem obciążenia samolotu  $m = \frac{P_z}{Q}$  a średnie obciążenia dla prawie wszystkich samolotów wynikają z  $m = 1$ , oraz, że materiały typu dural, używane głównie w konstrukcji samolotu, charakteryzuje wyraźna niesymetria własności zmęczeniowych ze znacznie lepszymi własnościami przy ściskaniu, to wydaje się, że zastosowanie wstępnego „obciążenia” konstrukcji w kierunku dodatniego  $m$  powinno podwyższyć trwałość zmęczeniową samolotu. Różnice wykonawcze między poszczególnymi egzemplarzami powodowałyby z pewnością większe rozrzuty trwałości zmęczeniowej, ale globalny efekt takiej obróbki powinien być pozytywny. Dowodzą tego m. in. interesu-



5. Stosunek przyrostu trwałości zmęczeniowej skrzydła umocnionego obciążeniem wstępnym  $+ P_u$  do trwałości skrzydła nieumocnionego w zależności od stosunku obciążenia umacniającego  $P_u$  do obciążenia niszczącego skrzydła  $P_m$  [7]



6. Wpływ rolowania powierzchniowego próbek cylindrycznych na wytrzymałość zmęczeniową przy  $N_G = 10^7$  w zależności od naprężeń średnich  $\sigma_m$  [9]

jące próby obejmujące łącznie dziewięćdziesiąt duralowych skrzydeł samolotu „Mustang”, wykonane w A.R.L. w Australii i opisane w kolejno publikowanych przez ten instytut biuletynach. Johnson i Payne [7] omawiają wnioski tych badań (rys. 5).

Ta metoda ulepszenia zmęczeniowego konstrukcji nie znalazła zastosowania produkcyjnego.

#### Ulepszenie własności zmęczeniowych konstrukcji ze stopu aluminium przy użyciu zgniotu lokalnego

Niektórzy badacze uważają, że skuteczniejsze, jeśli idzie o podwyższenie trwałości zmęczeniowej konstrukcji, są metody wprowadzające określony zgniot powierzchniowy. Teed [1] analizując niektóre z poprzednio omówionych wyników badań próbek i konstrukcji uważa, że większy nacisk trzeba położyć na stosowanie obróbek powierzchniowych, w tym również obróbek powierzchniowych zgniotem na zimno w takich procesach dynamicznych, jak: kulowanie odśrodkowe, śrutowanie i młotkowanie, lub statycznych, jak: rolowanie, kalibrowanie otworu kulka lub kołkiem. Tego typu obróbki zgniotem powierzchniowym na zimno oddziałują na konstrukcję głównie przez:

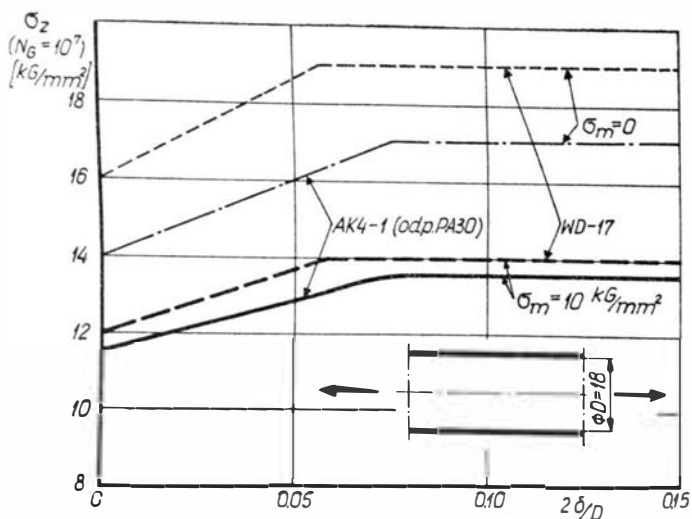
a) utwardzenie warstwy podpowierzchniowej, podwyższając tym samym w większości przypadków jej własności zmęczeniowe,

b) wytworzenie korzystnego układu naprężeń własnych ściskających w miejscach obróbki zgniotem,

c) zawalcowanie mikrokarbów powierzchniowych, będących częstokroć głównymi ogniskami powstawania pęknięć zmęczeniowych.

Zastosowanie przemysłowe tych zabiegów technologicznych jest szeroko rozpowszechnione w przemyśle maszynowym i środków transportu w ZSRR, Niemczech, Stanach Zjednoczonych, ale przede wszystkim w celu ulepszenia części maszynowych wykonanych z różnorodnych stali.

W dostępnej literaturze znaleziono tylko jeden przykład praktycznego wykorzystania obróbki zgniotem



7. Zależność wytrzymałości zmęczeniowej  $\sigma_z$  przy  $N_G = 10^7$  od głębokości warstwy umocnionej po rolowaniu powierzchniowym dla dwóch wartości naprężeń średnich:

$\sigma_m$ ,  $\delta$  — głębokość warstwy umocnionej,  
 $D$  — średnica próbki [9]

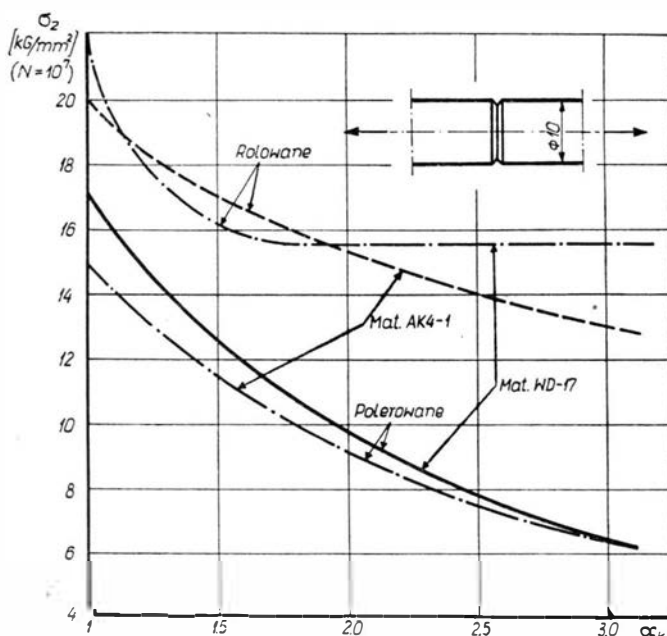
na zimno w celu ulepszenia zmęczeniowego konstrukcji ze stopu lekkiego. Omówiono rolkowanie nasady łopaty śmigła wykonanych ze stopu magnezowego [8], co wyraźnie zapobiegało niszczeniu zmęczeniowemu śmigła.

Zastosowanie jakiegokolwiek z obróbek powierzchniowym zgniotem na zimno w odniesieniu do stopów lekkich pociąga za sobą te same trzy główne zmiany w obrabianej części, jak w przypadku wyrobów stalowych. Wynika stąd, że również konstrukcje wykonane ze stopów aluminium powinny wówczas korzystnie zmieniać swoje własności zmęczeniowe. Wyniki doświadczeń potwierdzają takie przypuszczenia. W danych uzyskanych przez *Stepnowa* [9] z badań materiałów AK4-1 (PA-30) i WD-17 (brak odpowiednika polskiego) widoczne jest, że rolkowanie próbek gładkich daje przy naprężeniach średnich poniżej  $\sigma_m = 10 \text{ kg/mm}^2$  wyraźnie wyższą umowną granicę zmęczenia przy  $N_G = 10^7$  cykli obciążeń niż jest dla próbek polerowanych powierzchniowo (rys. 6). Jeśli przyjąć, że gładkości powierzchni w obu przypadkach osiągnie się porównywalne, to głównie oddziałują tu zgniot i ściskające naprężenia własne w warstwie podpowierzchniowej. Przyrost trwałości zmęczeniowej lub też wzrost granicy zmęczenia przy określonej podstawie próby w cyklach obciążeń wykazuje zależność od głębokości umocnienia. Dla stopów AK4-1 i WD-17, badanych przez *Stepnowa*, widoczne jest, że głębokość umocnienia sięgająca rzędu 6÷7% promienia próbki nie powoduje już dalszego wzrostu granicy zmęczenia (rys. 7). Wiąże się to z uszkodzeniami warstwy podpowierzchniowej, czego dowodem mogą być wyniki podane przez *Giddingsa* [10], wskazujące na wyraźny wzrost trwałości zmęczeniowej dźwigarów łopat śmigła, kątowych ze stopów lekkich, gdy usunięto z nich warstwę o grubości około 0,5 mm.

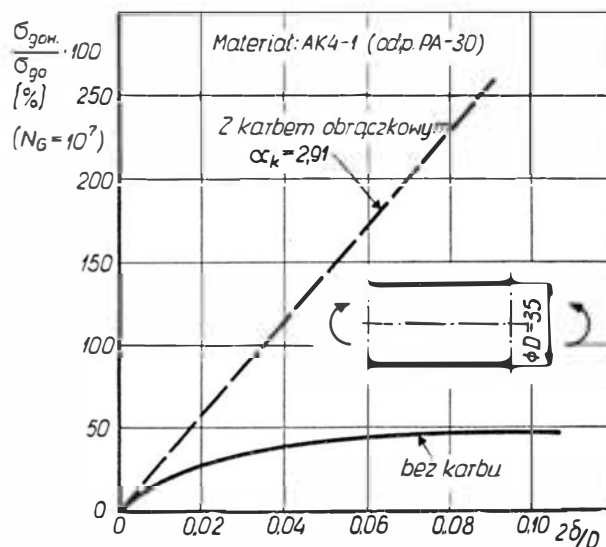
Znacznie większe polepszenie własności zmęczeniowych uzyskuje się po zastosowaniu obróbki zgniotem na zimno do próbek reprezentujących wyroby z karbem geometrycznym (rys. 8). Również wpływ głębokości umocnienia jest znacznie wyraźniejszy dla próbek z karbem. Przyczyną tych zjawisk są prawdopodobnie wysokie naprężenia własne ściskające w dnie karbu, spiętrzone dodatkowo działaniem karbu (rys. 9).

Z charakteru metod obróbki prowadzących do powstawania zgniotu powierzchniowego wynika, że zastosowania ich należy się spodziewać głównie do umacniania pojedynczych części konstrukcji przed montażem. Tak też są one stosowane w przemyśle maszynowym i środków transportu w procesach ulepszenia wyrobów stalowych.

Przykładem zastosowania zgniotu wprowadzanego statycznie są wykonane przez autora (publikacja w przygotowaniu) w Katedrze Budowy Samolotów badania wpływu zgniotu uzyskanego przez przepchnięcie kołka przez małe otwory ( $\sim \phi 3,1 \text{ mm}$ ) w konstrukcjach cienkościennych. Wykazały one, że można całkowicie zlikwidować wpływ takiego karbu, jakim jest otwór, na własności zmęczeniowe konstrukcji



8. Wpływ rolowania powierzchniowego na wytrzymałość zmęczeniową cylindrycznych próbek z karbem pod obciążeniem o cyklu symetrycznym w zależności od współczynnika koncentracji naprężeń [9]



9. Zależność stosunku wytrzymałości zmęczeniowej próbek rolowanych ( $\sigma_{gom}$ ) do wytrzymałości zmęczeniowej próbek polerowanych ( $\sigma_{go}$ ) pod obciążeniem giętnoobrotowym od głębokości warstwy umocnionej. Linia przerywana dotyczy próbek z karbem obrączkowym w przestrzeni pomiarowej ( $\alpha_k = 2,91$ ):  
 $\delta$  — głębokość warstwy umocnionej,  
 $D$  — średnica próbki [9]

cienkościenniej, przy czym głównym czynnikiem polepszającym własności zmęczeniowe jest zgniot materiału (około 2/3 przyrostu trwałości) a nie naprężenia własne wynikłe z obróbki plastycznej. Potwierdzone zostały więc przypuszczenia wysunięte na podstawie wstępnych badań [11], wskazujących na możliwość uzyskania korzystnych własności zmęczeniowych, które jednak przy mniejszych stosunkach średnicy otworu umacnianego do szerokości próbki wzrastają w sposób mniej wyraźny (rys. 10). Przyczyn tego efektu należy doszukiwać się w mniejszym procentowo udziale materiału umocnionego w przekroju pomiarowym i mniej korzystnymi, bo większymi gradientami naprężeń własnych, ściskających przy otworze.

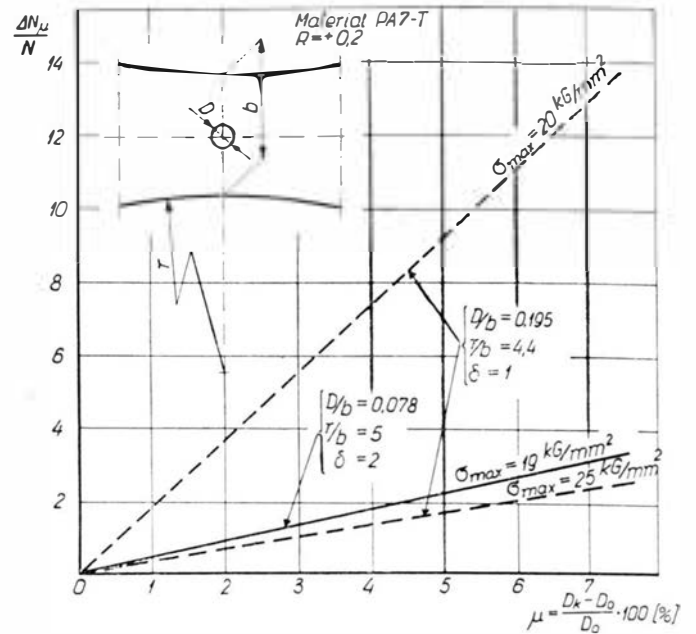
Umocnienie zgniotem otworu przez przepchnięcie kulki lub kółka jest szczególnie zachęcającym rodzajem obróbki otworów o małej średnicy, gdyż nie wymaga skomplikowanych urządzeń technologicznych, a może ułatwić znaczne podwyższenie trwałości zmęczeniowej konstrukcji, zwłaszcza jej połączeń nitowych.

Z innych zastosowań zgniotu na zimno do ulepszenia zmęczeniowej konstrukcji, w szczególności zaś konstrukcji cienkościennych, są próby zmniejszenia prędkości propagacji pęknięcia zmęczeniowego przez wykonanie na przewidywanej drodze pęknięcia odcisku kulki lub wałka. Badania przeprowadzone na ten temat przez W. Błażewicza w Katedrze Budowy Samolotów Politechniki Warszawskiej (publikacja w przygotowaniu) wskazują, że obok wyraźnego zmniejszenia prędkości propagacji pęknięcia w obszarze odcisku można również otrzymać całkowite zatrzymanie pęknięcia w odcisku mimo długości pęknięcia wynoszącej już 17÷20% całkowitej szerokości próbki.

#### Nowe zagadnienia wynikające z zastosowania obróbki za pomocą zgniotu na zimno

Z wprowadzeniem obróbek ulepszających konstrukcję zgniotem na zimno powstały nowe, istotne dla praktyki przemysłowej problemy. Interesujące stało się więc, jak trwale są zmiany wprowadzone w obrabiane części i jakim wpływom zewnętrznym ulegają oraz jaki jest udział poszczególnych czynników wpływających na polepszenie własności zmęczeniowych konstrukcji.

Pierwsze zagadnienie sprowadzono w zasadzie do relaksacji naprężeń własnych w materiale lub konstrukcji, gdyż przyjmuje się na ogół, że własności materiału zgniecionego nie podlegają praktycznie relaksacji w normalnych temperaturach. Zachowując należyłą ostrożność w wyciąganiu zbyt daleko idących wniosków warto zauważyć, że w niektórych badaniach, np. [12], nie stwierdzono zmian twardości Brinella (HB) po integralnym przewalcowaniu stopu aluminiowego (4% Cu) wykonanym natychmiast po przesyleniu w czasie około 2400 godzin od przewalcowania przechowując próbki w temperaturze pokojowej, choć zauważono wyraźny przyrost trwałości materiału po przewalcowaniu w stosunku do materiału tylko starzonego. Natomiast przechowywanie materiału w wyższych temperaturach powoduje najpierw pewien wzrost jego twardości, ale potem po około 1800 godzinach bardzo wyraźny spadek. Również własności mechaniczne materiałów duralowych poddanych starzeniu naturalnemu po przesyleniu osiągnąwszy maksimum po około 100 godzinach leżakowania w tempera-



10. Zależność przyrostu trwałości zmęczeniowej ( $\Delta N$ ) próbek umocnionych za pomocą przepchnięcia kółka przez otwór odniesionego do trwałości próbek nieumocnionych od wartości odkształcenia trwałego średnicy otworu [11]:

- $D_k$  — średnica otworu po umocnieniu,
- $D_0$  — średnica otworu przed umocnieniem,
- $b$  — grubość blachy

turze normalnej dalej wykazują bardzo powolny spadek, który może również rzutować na własności zmęczeniowe. Relaksację naprężeń własnych w stopach aluminiowych obserwuje się w temperaturach normalnych, czego dowodem są np. różnice w trwałości lub wytrzymałości zmęczeniowej konstrukcji badanych natychmiast po wprowadzeniu zgniotu i po upływie pewnego czasu od wprowadzenia zgniotu. Podwyższenie temperatury przyspiesza relaksację naprężeń własnych [2] i [13]. Jednakże nawet w temperaturze do 200°C, mimo przyspieszenia procesu relaksacji, asymptoty, do których spadają maksymalne wartości naprężeń własnych, nie leżą niżej niż 55÷60% wartości maksymalnej.

Rozkład naprężeń w konstrukcji zmienia się w czasie obciążeń zmiennych nawet przy niewielkich amplitudach naprężeń roboczych. Pociąga to za sobą albo powstanie w konstrukcji układów naprężeń własnych, które można wyznaczyć po zdjęciu obciążeń zewnętrznych, albo też zmianę rozkładu istniejących w konstrukcji naprężeń własnych, co również można zmierzyć po zdjęciu obciążeń zewnętrznych.

Badania nad wyodrębnieniem wpływów poszczególnych czynników na podwyższenie trwałości zmęczeniowej konstrukcji są niezwykle kłopotliwe ze względu na przeważnie bardzo ścisły związek między występowaniem zgniotu i naprężeń własnych, stąd mała miarodajność istniejących wyników.

Z przeprowadzonego przeglądu badań wpływu umocnienia konstrukcji duralowych za pomocą zgniotu wynika jednoznacznie, że obróbki te są opłacalne w tych wszystkich przypadkach, gdy ze względu na niespełnianie przez konstrukcję wymagań dotyczących własności zmęczeniowych konstruktor zamierza dodawać materiał, zbędny z punktu widzenia wytrzymałości statycznej.



Stopy lekkie, w tym szczególnie duraly, powszechnie stosowane w konstrukcjach lotniczych, wyraźnie polepszają swoje własności zmęczeniowe po takiej obróbce, a wytwarzanie się w konstrukcji korzystnych układów naprężeń własnych dodatkowo potęgują te zjawiska.

Można przypuszczać, że już obecnie praktyka przemysłowa uwzględniająca obróbki stopów aluminium za pomocą zgniotu na zimno przyczynić się może do znacznego polepszenia jakości wyrobów z punktu widzenia ich zużycia zmęczeniowego oraz ich ekonomiczności ze względu zarówno na mniejsze zużycie materiału, jak i stwarzanie możliwości dłuższego użytkowania i dłuższych okresów międzyprzeglądowych bez ujemnego oddziaływania tych czynników na poziom bezpieczeństwa konstrukcji.

#### Literatura

1. Pope J. A.: „Metal Fatigue” (praca zbiorowa), Chapman and Hall, London 1959.
2. Forrest G.: „Some Experiments on the Effects of Residual Stresses on the Fatigue of Aluminium Alloys”, J. of Inst. of Metals, vol. 72, 1946.

3. Templin R. L.: „Fatigue of Aluminium”, Proc. ASTM, vol. 54, 1954.
4. Schijve J., Jacobs F. A.: „Program — Fatigue Tests on Notched Light Alloy Specimens of 2024 and 7075 Material”, N.L.L. Techn. Rep. M 2070.
5. Heywood R. B.: „Designing against Fatigue”, Chapman and Hall, London, 1962.
6. Low A. C.: „Fatigue Strength of pin-joined Connections in Aluminium Alloy BSL 65”, Proc. I.M.E., vol. 172, 1959.
7. Johnstone W., Payne A.: „Aircraft Structural Research in Australia, Fatigue in Aircraft Structures”, Proc. of Conference ed. A. Freudenthal, 1956.
8. Sachs G.: „Improving Aircraft Propeller by Surface Rolling”, Metals and Alloys, vol. 10, 1939.
9. Serensen S. W. i inni: „Konstrukcyjna awiacyjonnaja procznost' awiacyjnych spławow”, Trudy MATI, wyp. 54, 1962.
10. Giddings H.: „The Extend of the Fatigue Problem in Aircraft Design”, Fatigue in Aircraft Structures, Proc. of Conference ed. A. Freudenthal, 1956.
11. Jancelewicz B.: „Badania wpływu zgniotu plastycznego na trwałość zmęczeniową duralowych blach z karbem”, Archiwum Budowy Maszyn, t. XIII, zeszyt 1/1966.
12. Gayler M. L.: „The Cold Working of a High Purity Aluminium Alloy Containing 4% of Cooper and its Relation to Age Hardening”, J. of Institut of Metals, 9/1946.
13. Serensen S. W., Borodin H. A.: „Koncentracja naprężenia i deformacji poizuczesti w płastinkach iz aluminowych spławow”, Trudy MATI, wyp. 61, 1964.

Mgr inż. RYSZARD WITKOWSKI

Instytut Lotnictwa

632.982:629.138—473

## Pewne zagadnienia równomierności rozkładu chemikaliów rozpylanych z samolotu

Samoloty i śmigłowce przeznaczone do prac rolniczych i leśnych, określane ogólnie mianem sprzętu agrolotniczego, przechodzą ewolucję nie tylko konstrukcyjną, związaną z narastającymi wymaganiami ekonomii, łatwości obsługi i bezpieczeństwa lotu, lecz również ewolucję jakościową, związaną z zaostrażającymi się coraz bardziej kryteriami oceny prac agrolotniczych przez rolnictwo i leśnictwo.

Współczesny sprzęt agrolotniczy przed zakwalifikowaniem go do użytkowania przechodzi liczne badania, obejmujące:

- a) osiągi i własności lotne,
- b) funkcjonalność,
- c) charakterystyki agrotechniczne.

Pierwszą grupą dotyczy prób w locie mających na celu określenie, w jakim stopniu obecność aparatury rolniczej na pokładzie wpływa na zmianę cech sprzętu „czystego”, tj. pozbawionego tych urządzeń. Wyniki tych prób są podstawą do opracowania odpowiednich fragmentów instrukcji użytkowania w locie, stanowiącej podstawowe źródło informacji dla pilota w czasie pracy w powietrzu.

Druga grupa obejmuje badania laboratoryjne i próby w locie, celem których jest skonstatowanie niezawodności działania aparatury, jej urządzeń sterowni-



czych i kontrolnych oraz ew. urządzeń załadowczych, trwałości, jak również zdolności do pracy w zmiennych warunkach atmosferycznych i klimatycznych. Wyniki tych prób stanowią podstawę do opracowania zaleceń instrukcji obsługi sprzętu oraz ustalenie okresów gwarancyjnych i żywotności.

Trzecia grupa obejmuje próby mające udzielić odpowiedzi na pytanie, czy działanie aparatury rolniczej, wyrażające się nanoszeniem chemikaliów z powietrza na ziemię, odpowiada wymaganiom odbiorcy. Są to z zasady próby w locie uwzględniające szeroki wachlarz zmienności parametrów, takich jak typ chemikaliów i ich postać (płyny, emulsje, pyły, proszki, granulaty), różne warunki lotu (prędkość, wysokość), zmienne warunki atmosferyczne (wilgotność, wiatr) i inne.

Oprócz wymienionych wyżej podstawowych grup zagadnień związanych z kwalifikacją sprzętu agrolotniczego występują jeszcze inne, towarzyszące opracowywaniu tego sprzętu i jego doskonaleniu. Wspomnieć tu należy w pierwszym rzędzie modelowe, lub rzadziej, prowadzone na naturalnych obiektach, badania aerodynamiczne, celem których jest ujawnienie charakteru opływu w otoczeniu statku powietrznego łącznie z głównymi polami wirowymi oraz badania, które można nazwać optymalizacyjnymi. Omówione są one w końcowej części niniejszego opracowania.

Wśród charakterystyk agrotechnicznych jedno z czołowych miejsc zajmuje rozkład poprzeczny chemikaliów w obrabianym pasmie. On też, obok jednorodności wytwarzanych przez aparaturę kropli cieczy, stanowi dominujący temat badań optymalizacyjnych i prób kwalifikacyjnych.

Poniższe uwagi dotyczą problemów związanych z rozkładem poprzecznym chemikaliów. Omówione są ogólne zasady technik pomiarowych stosowanych przy ocenie tego rozkładu i analizy uzyskanych wyników. Dodatkowo podane są przykłady badań optymalizacyjnych prowadzących do najbardziej prawidłowych rozkładów poprzecznych.

### Wymagania agrotechniczne

Wymagany stopień równomierności rozłożenia chemikaliów w obrabianym pasmie zależy silnie od typu stosowanych środków. Jak wiadomo, niektóre z chemikaliów rolniczych (np. ochronnych z grupy herbicydów) są silnie toksyczne, b. szkodliwe przy niewłaściwym dozowaniu i stosowane mogą być jedynie nad niektórymi, ściśle określonymi, uprawami. Inne chemikalia (np. z grupy nawozów mineralnych) nie są wprawdzie tak groźne, ale ich nierównomierny rozkład powoduje zakłócenia tempa wzrostu upraw i utrudnia mechanizację zbiorów.

Ustalenie dopuszczalnych odchyłek od równomierności rozkładu chemikaliów w obrabianym pasmie dla każdego z osobna środka jest oczywiście możliwe, lecz niecelowe. Dużo wygodniej jest dysponować wymaganiami równomierności dla różnych postaci środków chemicznych, np. płynów, proszków, granulatów itp., gdyż w takim układzie jeden typ aparatury spełniać musi jedno tylko wymaganie.

Na temat dopuszczalnych odchyłek równomierności rozkładu poprzecznego istnieje w świecie wiele sprzecznych poglądów. W Polsce, jak również w innych krajach socjalistycznych, przyjęto w tej dziedzinie ustalenia Komisji Rolnictwa RWPG z 1964 r. mówiące, co następuje:

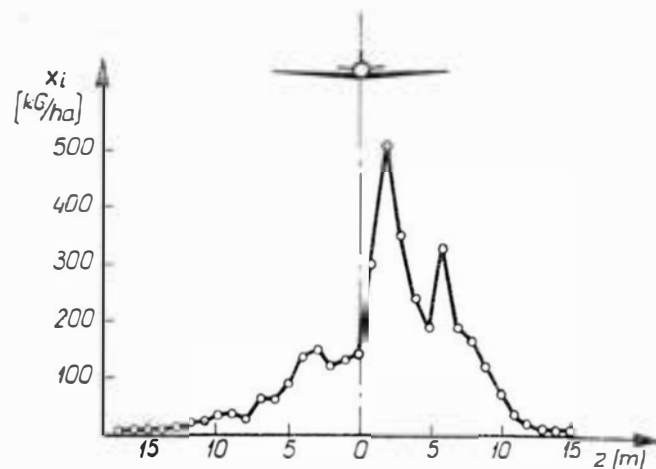
#### Odchylenia od równomierności poprzecznej (wg RWPG):

a) roztwory wodne	$\pm 20\%$
b) roztwory oleiste	$\pm 20\%$
c) proszki	$\pm 30\%$
d) granulaty	$\pm 30\%$

Sposób, w jaki dochodzi się do oceny uzyskanego w próbach odchylenia od równomierności rozkładu poprzecznego, podany jest dalej.

### Technika pomiaru rozkładu poprzecznego

Pomiar rozkładu poprzecznego dokonany jest na jednej lub więcej linii pomiarowych usytuowanych prostopadle do kierunku lotu. Na liniach pomiarowych rozstawiane są, zwykle w jednakowych odstępach od 1 do 3 m, elementy pomiarowe chwytające chemikalia opadające na nie z powietrza. Z ilości chemikaliów na elemencie pomiarowym otrzymuje się gęstość pokrycia w danym punkcie linii (dawkę). Należąc zmierzone na każdym elemencie gęstości po-



1. Rozkład poprzeczny przy wysiewie nawozów mineralnych (tomasyna)

krycia (dawki — oznaczone  $X_i$ ) na wykres zbudowany w układzie odległość-dawka uzyskuje się obraz rozkładu poprzecznego, zwany też profilem poprzecznym. Przykład takiego profilu uzyskanego z prób wysiewu nawozów sztucznych z samolotu Z-37 przedstawia rys. 1. Przy próbie stosowano 30 elementów pomiarowych.

#### Woda i olej

Wypryskiwana z powietrza woda jest najczęściej farbowana 3-procentowym dodatkiem nigrozyny wodnej lub błękitem metylenowym, zaś olej — 3-procentowym dodatkiem czerwieni tłuszczowej. Elementy pomiarowe stanowią:

- płaskie szkiełka przedmiotowe,
- rolki białego papieru od sklepowych maszyn liczących,
- naczynia szklane.

Najbardziej prymitywną, obecnie na ogół zarzuconą, metodą określania gęstości pokrycia elementu pomiarowego jest zliczanie ilości śladów kropli pozostawionych na znanej powierzchni (np. w kole o średnicy 20 mm) z równoczesnym pomiarem ich średnicy pod mikroskopem warsztatowym. Za pomocą specjalnych tablic wiążących średnicę płaskiego śladu kropli z średnicą jej przed upadkiem na element pomiarowy określa się objętość cieczy zebranej na elemencie, z której łatwo już otrzymać można wartość dawki hektarowej (l/ha).

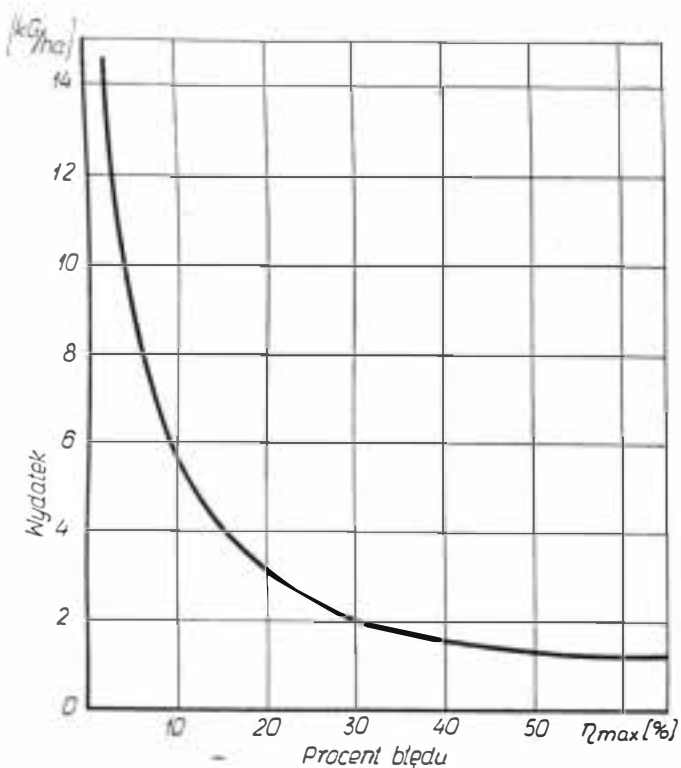
Zaletą tej najstarszej techniki jest uzyskiwanie jednocześnie dwu ważnych wyników: gęstości pokrycia (dawki hektarowej) i widma wymiarów kropli (dyspersja cieczy).

Dla przyspieszenia tempa obróbki elementów pomiarowych wprowadzane są obecnie nowsze techniki obliczania ilości cieczy osadzonej na tych elementach. Techniki te obejmują np.:

- zakwaszanie wypryskiwanej cieczy i analizowanie elementów pomiarowych na pH-metrze,
- dodawanie do wypryskiwanej cieczy fluorescencyjnych związków śladowych i analizowanie elementów pomiarowych na fotometrze,
- analizowanie elementów z intensywnie zabarwionymi śladami na fotokolorymetrze.

#### Środki pyliste

Przy badaniu rozkładu środków pylistych elementy pomiarowe stanowią najczęściej płaskie szkiełka przedmiotowe, niekiedy zwilżane olejem silikonowym. Poddawane są one analizie fotometrycznej podobnie jak w przypadku cieczy.

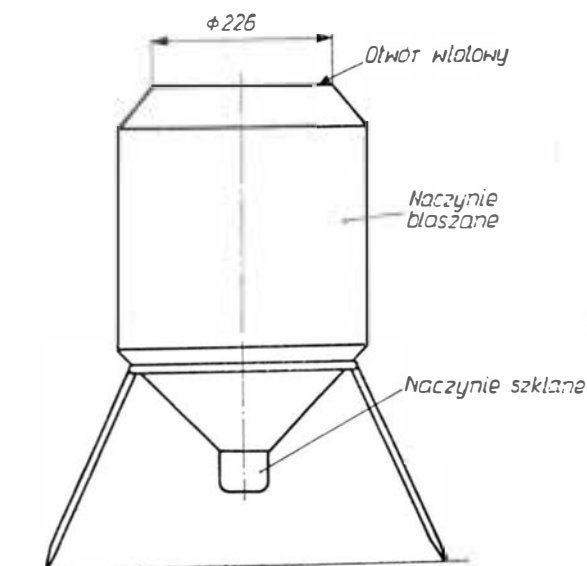


2. Charakterystyka dokładności odczytu na fotometrze

Ocena fotometryczna obciążona jest w przypadku pyłów znacznym błędem. Ilustruje to rys. 2 pokazujący charakterystykę dokładności odczytu fotometru w zależności od dawki hektarowej. Dokładność jest wyrażona maksymalnymi względnymi odchyleniami odczytu przy powtarzaniu pomiaru standardowego wzorca. Widać, że przy małych dawkach poniżej 8 kG/ha błędy odczytu są b. poważne. Podważa to wiarygodność wyników pomiarowych ze skrajnych elementów pomiarowych.

Mierząc rozkład pyłów nie stosuje się na ogół do dodatków śladowych ani barwnych. Wyjątkiem jest tu metoda opracowana w WSK - Okęcie w Warszawie. Oparta jest ona na dodawaniu do proszku przeznaczonego do wypylenia w czasie próby 3% zmielonej nigrozyny wodnej o tej samej granulacji. Przygotowanie nigrozyny odbywa się przy użyciu sit wzorcowych.

Zabarwiony proszek jest wysiewany z samolotu i osiada na wyłożonych wzdłuż linii pomiarowej na-



3. Zalecany przez prof. Baltina (NRD) kształt elementu pomiarowego dla materiałów granulowanych i krystalicznych

wilgoconych uprzednio płytkach z bristolu. W wyniku kontaktu drobin sproszkowanej nigrozyny z wilgotną płytką pojawiają się na niej punkty barwne umożliwiające ocenę gęstości pokrycia w sposób taki jak to ma miejsce w przypadku płynów.

#### Granulaty

Elementami pomiarowymi w przypadku środków granulowanych i krystalicznych są skrzynki lub naczynia blaszane rozmieszczone wzdłuż linii pomiarowej prostopadłej do kierunku lotu. Dużą rolę odgrywa w tym przypadku kształt naczynia. Z badań przeprowadzonych w NRD przez prof. Baltina wynika, że przy niewłaściwym kształcie naczynia wiele granulek lub kryształów odbija się od niego i wypada na zewnątrz, obciążając wynik pomiaru grubym błędem. Prof. Baltin zaleca stosowanie naczynia pokazanego na rys. 3. Wybrane spośród 8 różnych kształtów jako najlepsze zapewnia „chwytliwość” 82—93% dawki przypadającej teoretycznie na powierzchnię otworu wlotowego.

Przejście od ilości środka złowionego w naczyniu do dawki hektarowej następuje przez zważenie tej ilości i następane przeliczenie z uwzględnieniem powierzchni wlotowej i „sprawności chwytu”.

#### Analiza wyników prób rozkładu poprzecznego

Jak już wspomniano, wyniki prób rozkładu poprzecznego, przeliczone dla każdego punktu pomiarowego na dawki hektarowe (l/ha lub kG/ha) nanoszone są na wykres tworząc profil rozkładu poprzecznego. Stosowane są przy tym w różnych instytucjach badawczych różne metody. Jedne budują profil dla każdego lotu pomiarowego, inne budują profil z wartości średnich uzyskanych w tym samym miejscu linii pomiarowej z kilku lotów lub też kilku linii pomiarowych rozłożonych wzdłuż osi jednego przelotu. Utrudnia to oczywiście porównywanie uzyskanych profili rozkładów. Przyszłość przyniesie być może poprawę na tym polu. Na konferencji lotnictwa rolniczego krajów RWPG w roku 1966 zapadła decyzja o podjęciu prac unifikacyjnych nad metodami oceny rozkładów.

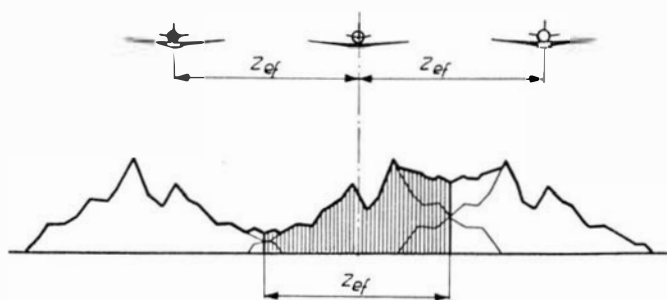
Celem analizy uzyskanego w wyniku prób profilu rozkładu poprzecznego jest ocena, czy spełnione jest przyjęte kryterium równomierności i wyznaczenie efektywnej szerokości roboczej pasma. Nie dokonuje się tego jednak dla pojedynczego profilu (podstawowego), lecz dla profilu wypadkowego uwzględniającego częściowe pokrywanie się profili z lotów wykonanych równolegle obok. Zwykle bierze się pod uwagę profil będący rezultatem 3 równoległych przelotów wykonywanych w kierunkach przeciwnych. Efektywną szerokością roboczą obrabianego pasma jest największy odstęp sąsiednich przelotów, przy którym spełnione jest kryterium równomierności.

Zadanie oceny równomierności i wyznaczenia efektywnej szerokości roboczej pasma rozwiązuje się jednym z dwu sposobów:

- metodą kolejnych przybliżeń lub
- przy zastosowaniu histogramów rozkładu grup dawek.

#### Metoda kolejnych przybliżeń

Pierwsze przybliżenie profilu wypadkowego otrzymuje się przez wykreślnie zsumowanie pojedynczych profili podstawowych rozstawionych w odległości do-



4. Uzyskiwanie wypadkowego profilu rozkładu poprzecznego

wolnie dobranej przez wykonawcę pracy (rys. 4). Dla przebiegu wypadkowego prowadzi się obliczenie równomierności i, jeśli wynik nie spełnia kryteriów, operacja jest powtarzalna dla innych rozstępów sąsiednich przelotów lub dla innych wartości średnich dawek.

#### Metoda histogramów rozkładu

Pierwszą czynnością w tej metodzie jest wprowadzenie tzw. grup dawek hektarowych. Zakres każdej grupy (szerokość grupy) jest przez źródła czechosłowackie [1] zalecany w wysokości

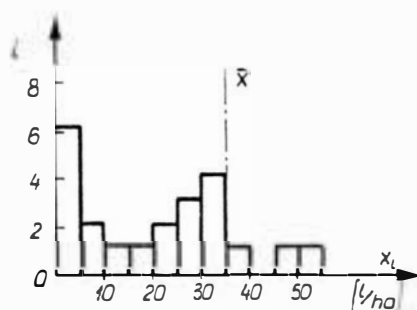
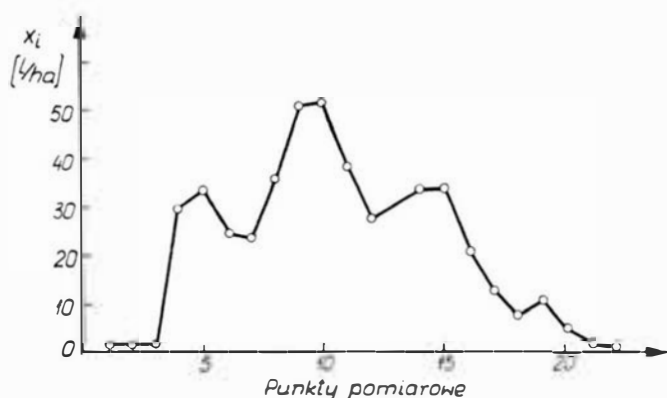
$$h = 0,08 R$$

gdzie  $R$  jest pełnym zakresem dawek pomierzonych na wszystkich punktach pomiarowych, tj.

$$R = X_{\max} - X_{\min}$$

Celowe jest dążenie do możliwie małej ilości grup, pozwala to bowiem na znaczne przyspieszenie budowy histogramów.

Po ustaleniu grup dawek oblicza się, po ile punktów pomiarowych wchodzi swymi rezultatami pomiarowymi do każdej z nich. Ilość ta charakteryzuje powtarzalność uzyskanego wyniku. Histogram powstaje jako wykres słupkowy zbudowany nad osią dawek. Wykres



5. Profil rozkładu poprzecznego roztworów wodnych i jego histogram

pozwała na szybką ocenę grupowania się wyników w sferze dawek wymaganych (średnich), zbyt małych i zbyt wysokich.

Jest oczywiste, że histogram powinien być jak najwęższy z najwyższym słupkiem w grupie obejmującej średnią dawkę hektarową. Niestety zawsze ma się do czynienia z wystąpieniem pewnej ilości wyników niższych i wyższych od średniej i histogram rozkładu bliskiego ideałowi upodabnia się do krzywej Gaussa.

Histogram budowany jest dla profilu wypadkowego. Jeśli kształt wykresu nie wskazuje na uzyskanie rozkładu równomiernego, operacja jest powtarzana dla innego rozstępu przelotów.

Na rys. 5 pokazany jest przykładowo histogram uzyskany przy badaniu rozkładu roztworów wodnych z samolotu Z-37.

#### Obliczenie równomierności rozkładu poprzecznego

Obraz poprzecznego rozkładu chemikaliów w obrabianym pasmie jest typowym przykładem wielkości silnie obciążonej szeregiem błędów systematycznych i przypadkowych. Te ostatnie są to w pierwszym rzędzie:

- błędy pilota, np. niedokładne utrzymywanie wysokości i prędkości lotu lub schodzenie z wymaganej trasy przelotu,
- wpływy pogody, np. podmuchy wiatru lub turbulencja atmosfery,
- błędy eksperymentatorów.

Aby choć w części zmniejszyć wpływ powyższych błędów na wyniki badania rozkładu poprzecznego, pomiary przeprowadzać się powinno w pewnych tylko porach dnia (wczesne godziny poranne) i powtarzać je wielokrotnie (minimum 5 razy) przy udziale co najmniej dwu pilotów.

Wstępem do obliczenia jest wyznaczenie średniej arytmetycznej dawki dla profilu wypadkowego:

$$\bar{X} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n X_i$$

gdzie:

- $\bar{X}$  — dawka średnia,
- $X_i$  — dawka zmierzona na poszczególnych elementach pomiarowych,
- $n$  — ilość elementów pomiarowych.

W dalszej kolejności obliczona zostaje wielkość wariancji rozkładu prawdopodobieństwa odchylenia od średniej arytmetycznej, co dokonuje się za pomocą wzoru:

$$\sigma^2 = \frac{1}{n-1} \sum_{i=1}^n \varepsilon_i^2$$

gdzie  $\varepsilon_i$  jest odchyleniem wyniku pomiaru dawki  $X_i$  od średniej arytmetycznej  $\bar{X}$ :

$$\varepsilon_i = X_i - \bar{X}$$

Ostatnią operacją jest obliczenie odchylenia standardowego, które jest miarą nierównomierności pokrycia pasma, i odniesienie jego do średniej arytmetycznej dawki w profilu wypadkowym. Odchylenie standardowe jest pierwiastkiem kwadratowym z wariancji  $\sigma^2$ .

Rozkład uznaje się za prawidłowy, jeśli:

$$\frac{\sigma}{\bar{X}} \cdot 100 \leq \pm a \text{ (\%)}$$

gdzie  $a$  — wartość dopuszczalnej nierównomierności pokrycia wg przyjętych kryteriów.

Przykład obliczenia dla rozkładu nawozów podany jest obok w tabelicy i na rys. 6.

### Optymalizacja aparatury rolniczej

W poprzedniej części zwrócona została uwaga m.in. na wpływ, jaki na rozkład poprzeczny wywierają błędy systematyczne i przypadkowe, ze wskazaniem na pewne możliwości uniknięcia tych ostatnich.

Optymalizacja aparatury sprzętu agrolotniczego ma na celu zmniejszenie oddziaływania na rozkład najpoważniejszego błędu systematycznego, jakim jest złe „zgranie” pokładowych urządzeń wypustowych chemikaliów z polem zawirowań towarzyszących samolotom i śmigłowcom. Polega ona na wielokrotnym powtarzaniu, zwykle na aparaturze prototypowej, opisanych wyżej prób i analiz rozkładu poprzecznego przy zmienności jakiegos charakterystycznego parametru konstrukcji (np. wymiarów lub położenia urządzeń wypustowych lub ilości i rozmieszczenia dysz).

Znane z literatury badania optymalizacyjne niektórych typów sprzętu wskazują na to, że rezultaty w nich uzyskiwane uzasadniają całkowicie niezbędne wydatki i zaangażowanie potencjału badawczego. Trzeba bowiem zauważyć, że badania takie muszą obejmować co najmniej kilkadziesiąt godzin lotów próbnych.

Punkt pomiar. n	Profil podstawowy	Profil wypadkowy		
	$X_i$ (kG/ha)	$X_i$ (kG/ha)	$\epsilon_i$ (kG/ha)	$\epsilon_i^2$ (kG/ha)
1	2			
2	5			
3	13			
4	28			
5	40			
6	125	250	17	289
7	180	220	-13	169
8	235	263	30	900
9	250	263	30	900
10	265	270	37	1369
11	240	242	9	81
12	232	232	-1	1
13	294	294	61	3721
14	400	400	67	3489
15	250	250	17	289
16	195	195	-38	1444
17	192	192	-41	1681
18	220	220	-13	169
19	250	250	17	289
20	225	225	-8	64
21	175	175	-58	3364
22	200	201	-32	1024
23	201	203	-30	900
24	150	152	-81	6561
25	174	199	-34	1156
26	99	198	-35	1225
27	25			
28	2	4894		30085
29	2			
30	1			

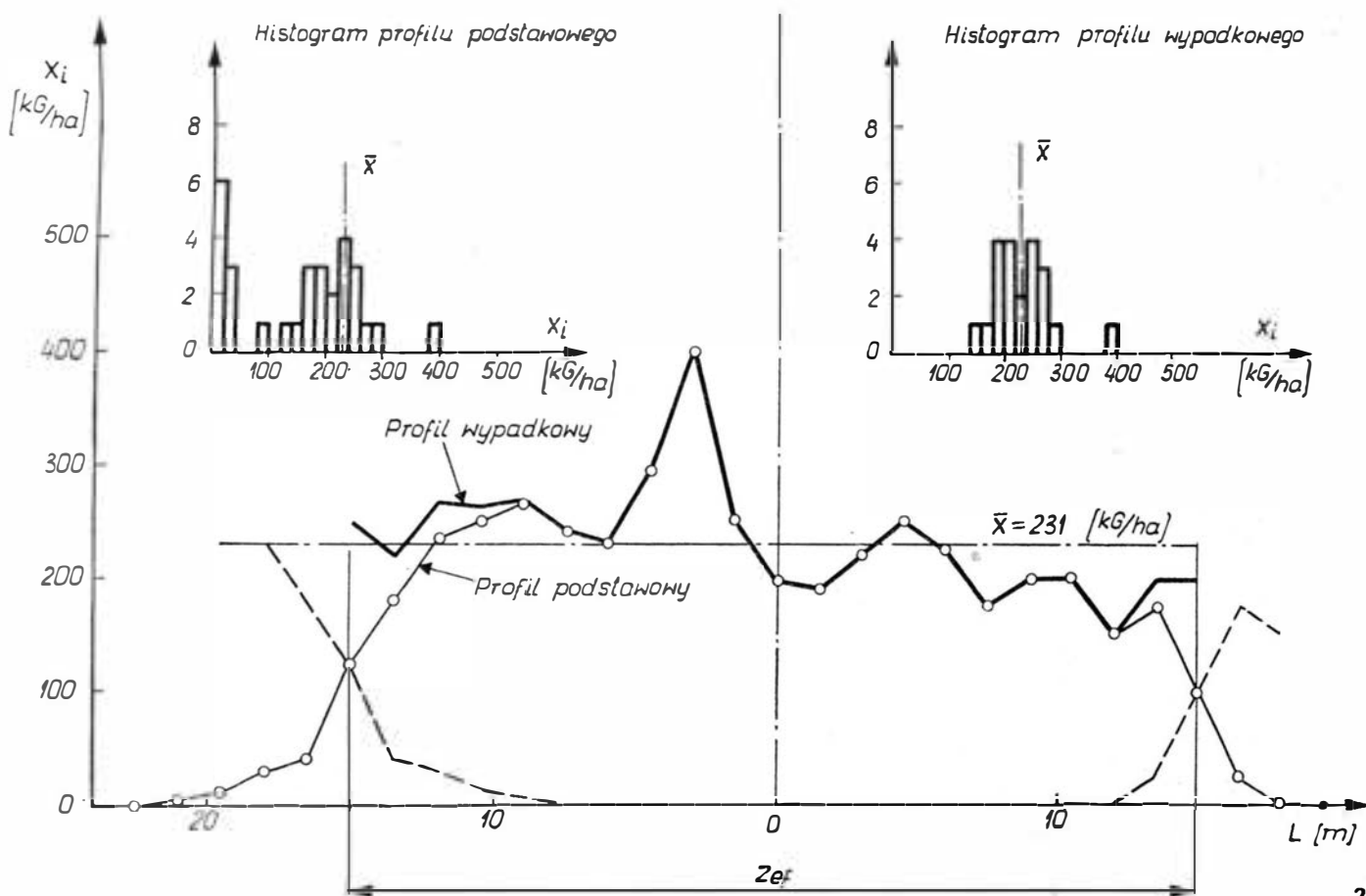
Dawka średnia  $\bar{x} = \frac{4894}{21} = 233 \text{ kG/ha}$

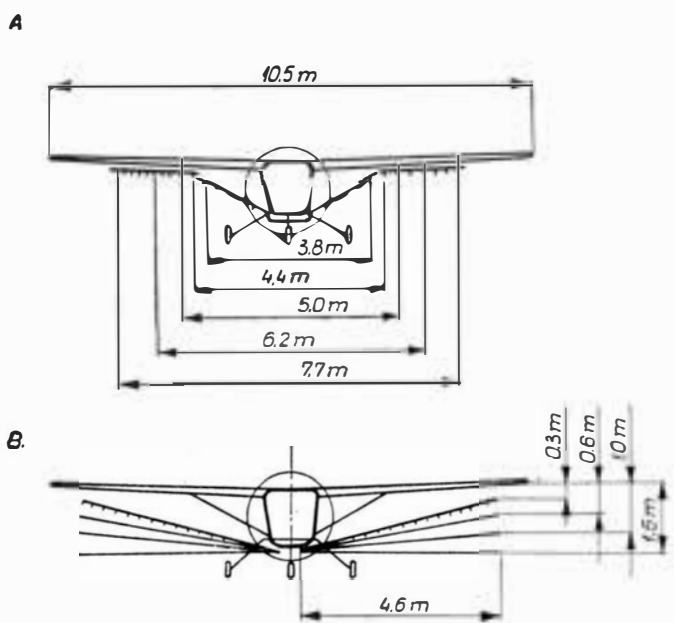
Wariancja  $\sigma^2 = \frac{30085}{20} = 1504,25 \text{ kg}^2/\text{ha}^2$

Odchylenie standardowe  $\sigma = \sqrt{1504,25} = \pm 38,8 \text{ kG/ha}$

Nierównomierność  $\frac{\sigma}{\bar{x}} = \frac{\pm 38,8}{233} \cdot 100 = \pm 16,6\%$

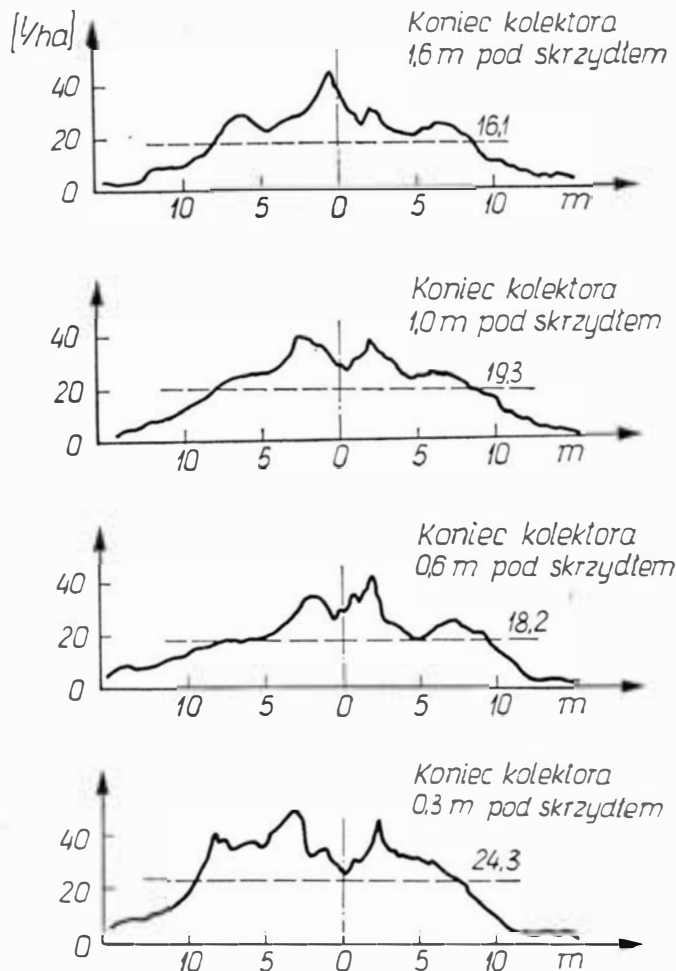
6. Analiza profilu wypadkowego wysiewu nawozów





7. Układy kolektora opryskującego w próbach optymalizacyjnych samolotu Cessna 182

Dla uzasadnienia powyższego przytoczone zostają rodziny profili rozkładów poprzecznych uzyskanych z dwu serii prób samolotu CESSNA 182 (jednosilnikowy górnopłat) wyposażonego w pierwszej serii w łamany kolektor do wypryskiwania cieczy podwieszono pod zastrzałami i skrzydłem, o 5 różnych rozpiętościach, a w drugiej serii — w kolektor prosty o stałej rozpiętości, umieszczony w 4 różnych położeniach względem skrzydła (rys. 7). W obu seriach stosowa-



9. Seria podstawowych profili rozkładu poprzecznego w czasie prób samolotu Cessna 182 z kolektorem prostym

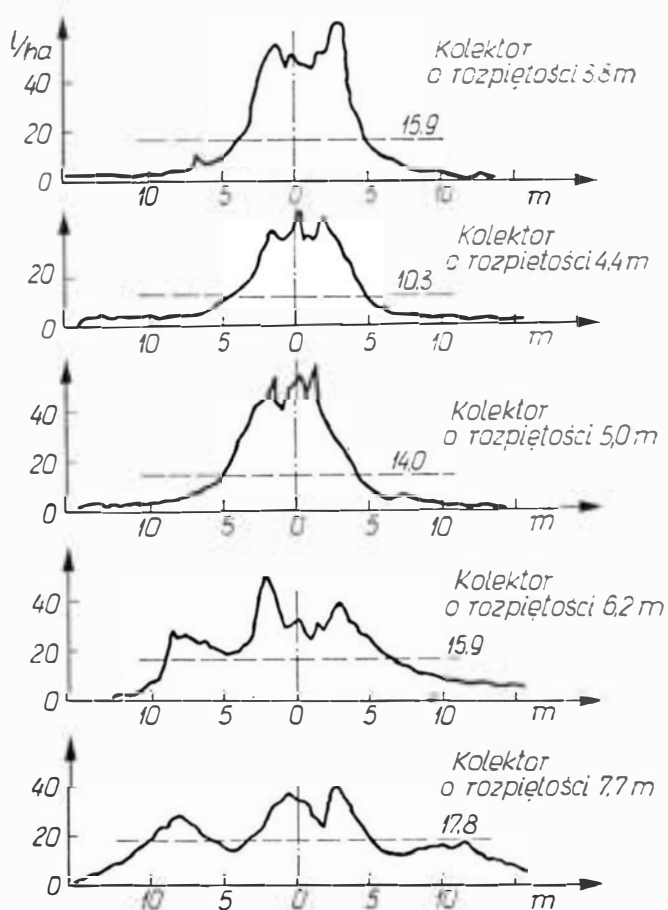
wano tę samą prędkość i wysokość lotu oraz jednokowe ciśnienie zasilania kolektorów cieczą.

Z wyników prób (rys. 8 i 9) widać znaczne różnice w uzyskanych rozkładach. Różnice te stają się jeszcze lepiej widoczne przy rozpatrywaniu profili wypadkowych uzyskanych z sumowania rozkładów sąsiednich przelotów. Profile takie, odnoszące się do najkorzystniejszych profili podstawowych każdej serii, przedstawione są na rys. 10 i 11, dla dwu różnych efektywnych szerokości pasma roboczego 20 i 18 m. Obliczone współczynniki nierównomierności wynoszą odpowiednio:

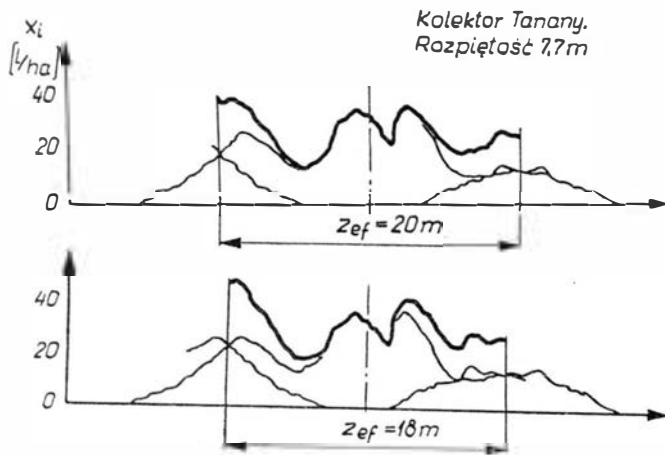
	Szerokość efektywna pasma		Uwagi
	20 m	18 m	
Kolektor łamany	± 26,5%	± 25,6%	Kryterium nie spełnione
Kolektor prosty	± 13,0%	± 9,8%	Kryterium spełnione

Na tle przytoczonego przykładu i wyraźnie negatywnych wyników dla kolektora łamanego warto zwrócić uwagę na jego podobieństwo do kolektora samolotu PZL-101 GAWRON.

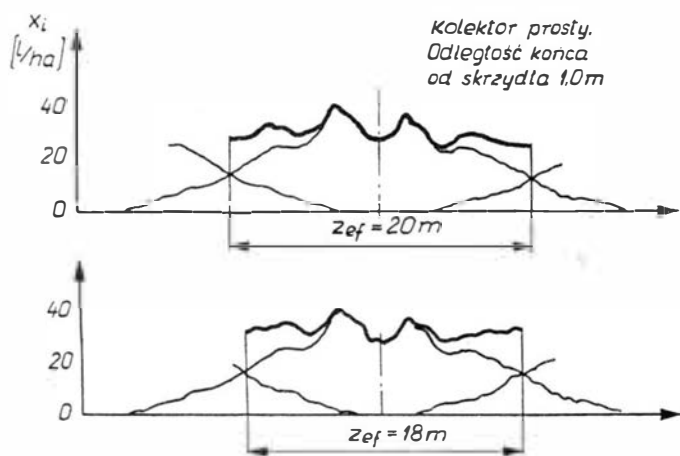
Podobne do przytoczonych wyżej badania optymalizacyjne prowadzone są również na śmigłowcach. Rys. 12 pokazuje schemat śmigłowca Hughes 300, który poddany był próbom z 3 różnymi rozpiętościami kolektora opryskującego. W wyniku prób stwierdzono, że najlepsze wyniki w rozkładzie poprzecznym uzyskuje się z kolektorem o rozpiętości 10,6 m, który został ostatecznie zakwalifikowany do produkcji.



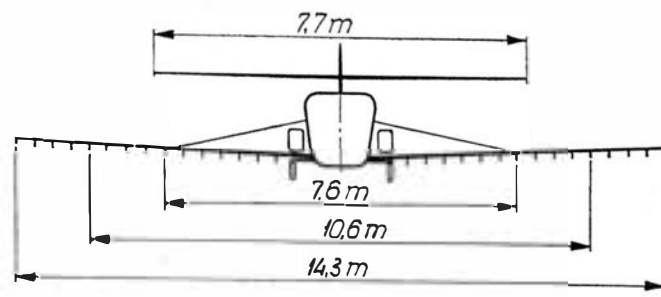
8. Seria podstawowych profili rozkładu poprzecznego w czasie prób samolotu Cessna 182 z kolektorem łamanym



10. Profile wypadkowe dla samolotu Cessna 182 z kolektorem łamanym



11. Profile wypadkowe dla samolotu Cessna 182 z kolektorem prostym



12. Śmigłowiec Hughes 300 Ag z kolektorem 3 rozpiętości, poddany próbom optymalizacyjnym

## Literatura

1. Koreferat delegacji CSRS na konferencję RWPG w Warnie (1966) pt.: „Sposób określenia popiereczności i prostej równomierności i spektra cząstek przy opryskiwaniu”.
2. Witkowski R.: Koreferat delegacji PRL na konferencję RWPG w Warnie (1966) pt.: „Metody analiza rozprzieszczenia i dyspersji żłdkości przy awiacionnom opryskiwaniu a także rozprzieszczenia pylobraznych sredstw i mineralnych udobrenii”.
3. Federal Aviation Regulations, Part 137 „Agricultural Aircraft Operations”.
4. Evaluation of the Hughes 300 Ag Helicopter.
5. Young V. D., Winterfeld R. G., Deonier C. E. i Getzender C. W.: „Spray-distribution patterns from level applications with a high-wing monoplane”, Agricultural Aviation, Vol. 7 No, 1, 1965.
6. Evaluation of two fertilizer distributor systems on the Call Air A-9 agricultural aircraft, Agricultural Aviation, Vol. 9, No. 1, 1967.

Mgr inż. BOGUMIŁ MIERKOWSKI

## Spidobarografy SPB2 — SPBIV

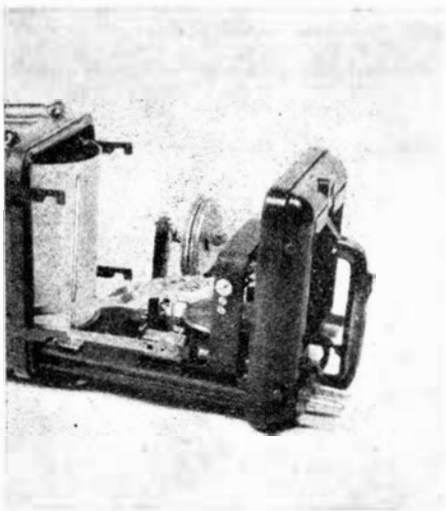
W roku 1956 wykonano w Instytucie Lotnictwa próbny egzemplarz spidobarografu SPB-2, będący pierwowzorem wyprodukowanego w 10 lat później spidobarografu SPB-IV.

Konstrukcja spidobarografu SPB-2 (jak i opracowanego równolegle barografu B-1), oparta na założeniach wynikających z zadań, jakim miał służyć, tj. rejestrowania podstawowych parametrów lotu ustalonych samolotów szkolno-treningowych, była prosta i zawierała konwencjonalne rozwiązania poszczególnych zespołów.

Tak więc zapis zmian prędkości i wysokości wykrywanych za pomocą elementu pomiarowego, składającego się z dwóch zespołów typowych różnicowych i próżniowych puszek membranowych, odbywał się na papierze kopconym, owinię-

tym na obwodzie bębna rejestrującego, obracającego się ze stałą dla trzech nastawnych zakresów prędkością. Mechanizm sprężynowego napędu bębna składający się z przekładni napędowej i przekładni chodu był zaopatrzony w mechaniczny regulator chodu o ruchu periodycznym (element mierzący czas). Znacznik czasu (zdarzeń), jaki miał przyrząd, był uruchamiany ręcznie lub zdalnie elektrycznie za pomocą gniazdka zdalnego sterowania. Ciężar (około 1,5 kG) oraz wymiary gabarytowe (116 × 140 × 220 mm) nie odbiegały od analogicznych danych przyrządów zagranicznych tej klasy, to samo można powiedzieć o dokładności rejestracji nie przekraczającej 3% zakresu. Jeden obrót bębna z uwagi na małą długość taśmy papierowej mógł odbywać się

w zależności od ustawienia najdłuższej w ciągu 2, a najkrócej w ciągu 1/2 godziny, co pociągało za sobą niemożność rejestracji szybkozmiennych wielkości; zresztą cały przyrząd nadawał się wyłącznie do statycznych warunków pracy. Koncepcja opracowania rejestratora utrwalającego zmianę kilku parametrów lotu na przestrzeni dość dużego odcinka czasu, o podwyższonej dokładności zapisu i małych wymiarach gabarytowych oraz odpornego na dynamiczne warunki pracy powstała w konsekwencji udanego zastosowania przy próbach z obiektami latającymi serii nowo zaprojektowanych przyrządów rejestrujących. Przyrządy te, przeznaczone do zapisu w funkcji czasu gwałtownych zmian prędkości, wysokości, przyspieszenia oraz prę-



1. Spidobarograf SPB-2

kości kątowej swoją konstrukcją odbiegały całkowicie od poprzednich. Elektryczny napęd układu rejestrującego zunifikowanego dla wszystkich typów rejestratorów (różniących się między sobą mierzonym parametrem lotu), zapis na kredowanej taśmie papierowej, dwa niezależne elektryczne znaczniki czasu (zdarzeń), odporność na ciężkie warunki pracy (przebieżnia, udary, wibracja, temperatury), to podstawowe dane charakteryzujące wymienione rejestratory, których przeznaczenie narzucało spełnienie dosyć ostrych warunków zawartych w założeniach konstrukcyjnych. Pomiar szybkozmiennych parametrów możliwy przy znacznej prędkości przesuwu taśmy o ograniczonej jednak długości zawęził czas pracy przyrządu, stąd przy opracowywaniu tego nowego rejestratora uwzględniano możliwość stosowania go do dwójakiego — z uwagi na czas trwania pomiaru — rodzaju lotów.

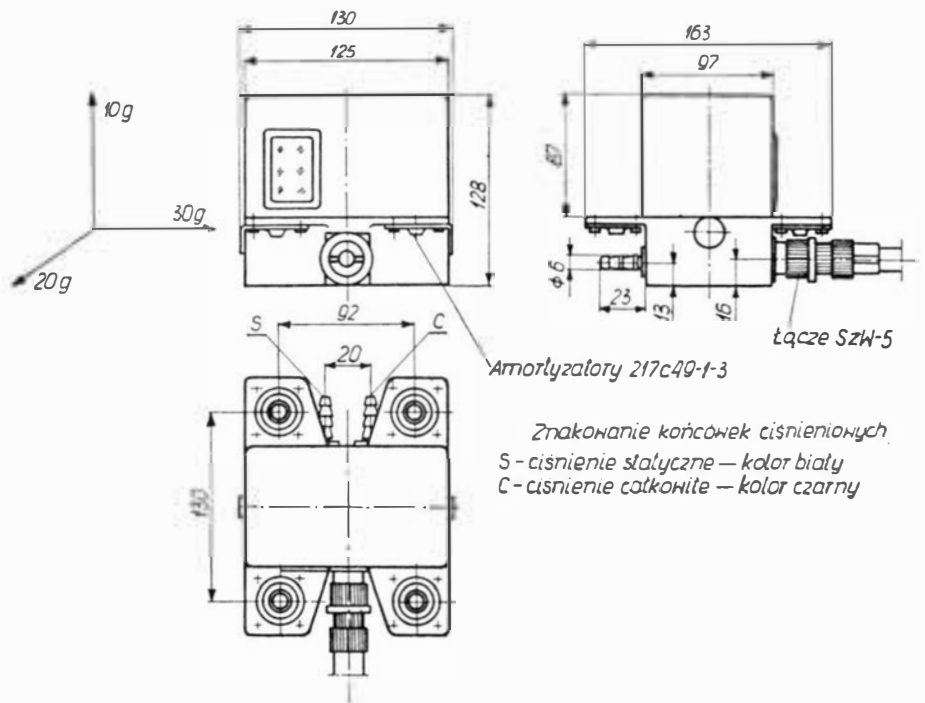
W ten sposób powstał dwuparametrowy rejestrator lotu zwany spidobarografem, w dwóch wersjach oznaczonych symbolami SPB-III i SPB-IV.

Pod względem wymiarów, wyglądu zewnętrznego oraz rozwiązania podstawowych elementów mechanizmu obydwie wersje przyrządu nie różniły się między sobą. Odmienność polegała na innym rozwiązaniu układu napędu taśmy. I tak: w przypadku spidobarografu SPB-III przesuw taśmy jest niejednostajny i odbywa się ze średnią prędkością 40 mm/sek, natomiast w spidobarografie SPB-IV prędkość jednostajnego przesuwu taśmy wynosi 2,5 mm/sek, co pozwala na zastosowanie tego przyrządu do lotów trwających do 1 godziny. Czas pracy przyrządów wyznaczony jest — przy określonej dla każdego z nich prędkości rejestracji — przez jednakową długość taśmy papierowej wynoszącą 1000 cm (szerokość taśmy 6 cm).

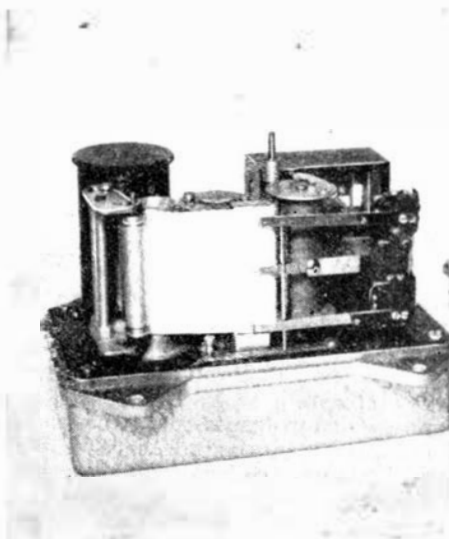
Sam zapis, oparty na dającym małe opory tarcia systemie rvsowania rylcem metalowym kredowanej powierzchni papieru, jest ciągły, przez co łatwy do odczytu. Otrzymywany wykres zawarty jest między dwiema liniami wykonanymi

(produkcji krajowej) zasilany tak jak i znaczniki z pokładowego (27 V) źródła energii. Odmienność przekładni zębatach wynika z różnych wartości przełożenia całkowitego. Perforacja powstająca na krawędziach taśmy papierowej a pochodząca od rolki napędowej obracającej się ze stałą prędkością obwodową dzięki stałym wartościom podziału może służyć jako podstawa czasu dla mniej dokładnych pomiarów. Wówczas dolny znacznik, który w spidobarografie SPB-III spełnia rolę znacznika czasu, może w spidobarografie SPB-IV służyć dodatkowo obok znacznika górnego do rejestracji zdarzeń. W zasadzie konstrukcja obydwu spidobarografów oparta o rozwiązania zastosowane i wypróbowane w poprzednich rejestratorach ma układy podobne, ale odpowiednio zmianurzywowane.

Do takich należy układ nadajnika, którego elementy pomiarowe prędkości i wysokości, tj. zespoły różnicowych i próżniowych puszek membranowych, umożliwiających po-



3. Rysunek gabarytowy spidobarografu SPB-III i SPB-IV

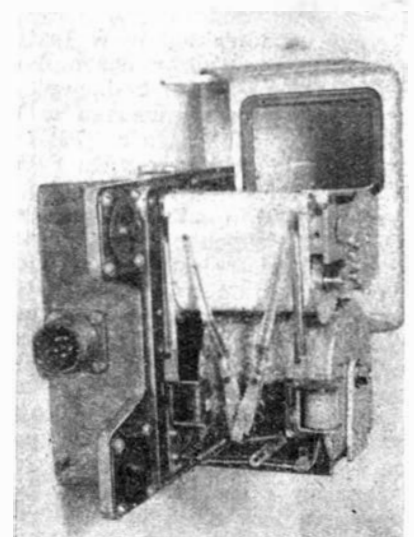


2. Przyspieszeniograf

przez rvsiki znaczników czasu, przy czym dolna linia stanowi bazę odniesienia do odczytu — za pomocą wykresu skalowania — wartości mierzonych wielkości.

Przesuw taśmy papierowej odwijającej się z rolki odbywa się w spidobarografie SPB-III beznóśrednio przez nawijanie jej na rolkę nawijającą, napędzana z silnika elektrycznego za pośrednictwem trzystopniowej przekładni zębatai. Natomiast w spidobarografie SPB-IV taką samą taśmę napędza pośrednia rolka napędowa, nadająca jej ruch jednostajny. Nieprawidłowemu nawijaniu się taśm na rolkę zapobiega sprzęgło nadmiarowe umieszczone na ostatnim stopniu czterostopniowej przekładni zębatai.

W obydwu przypadkach źródłem napędu jest silnik prądu stałego



4. Spidobarograf SPB-IV



miar ciśnienia w zakresach odpowiadających 0÷10 000 m wysokości oraz 200 do 180 km/godz prędkości, zamknięte są w obudowie o zmniejszonej objętości zasilanej ciśnieniem statycznym.

Przekazywanie ruchu elementów pomiarowych na dźwignie rejestrujące dokonywane jest za pośrednictwem dwóch dźwigniowych mechanizmów sinusoidalnych umieszczonych we wnętrzu nadajnika zmian ciśnienia oraz za pomocą wałka ułożyskowanego w teflonowych tulejkach zapewniających obudowie

szelność, przy zachowaniu małych oporów tarcia ślizgowego.

Dosyć znaczna masywność konstrukcji spidobarografów, pogarszająca w pewnym stopniu dokładność rejestracji, wynika z konieczności spełnienia narzuconych przez zleceńodawcę wymagań związanych z warunkami eksploatacji. Stąd istnienie specjalnie wytrzymałej kasety, w której znajduje się rolka z zapisaną częścią taśmy, a która zapewnia odczytanie zarejestrowanych wielkości nawet w przypadku uszkodzenia przyrządu. Du-

ża — jak na miniaturowy przyrząd — powierzchnia efektywna puszek membranowych pozwala na utrzymywanie w dopuszczalnych granicach błędu instrumentalnego. Łatwość wymiany taśmy papierowej, jak i w ogóle obsługi, przy dużej prostocie konstrukcji i niezawodności działania, to podstawowe zalety omawianego spidobarografu.

Próbny egzemplarz przyrządu przeszedł pomyślnie próby laboratoryjne i należy przypuszczać, że zda też egzamin na samolocie w rzeczywistych warunkach lotu.

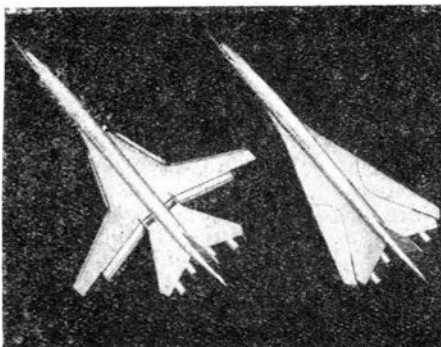
# Nowości Techniczne

## NADDŹWIĘKOWY SAMOŁOT PASAŻERSKI BOEING 2707

W końcu września 1966 r. firma Boeing zaprezentowała naturalnej wielkości makietę naddźwiękowego samolotu pasażerskiego Boeing 2707 zaprojektowanego — obok samolotu Lockheed L-2000-7 — w ramach konkursu ogłoszonego przed kilku laty przez FAA (Federal Aviation Agency). W porównaniu z wcześniejszymi projektami samolot został powiększony: długość z 90,8 m do 93,3 m, a ciężar całkowity z 272 200 kG do 306 200 kG. W wersji mieszanej, przeznaczonej dla linii międzykontynentalnych, będzie on mógł transportować 227 pasażerów na trasach o długości powyżej 6800 km, natomiast w wersji o zmniejszonej podziałce między fotelami — 350 pasażerów na trasach o odpowiednio mniejszej długości. Dla linii wewnętrznych przewiduje się budowę wersji o 50 T lżejszej. Prędkość przelotowa samolotu Boeing 2707 ma wynosić 2900 km/h.

Charakterystyczną cechą samolotu jest zastosowanie skrzydła o zmiennym skosie. W związku z tym samolot został tak zaprojektowany, aby wymagane własności w locie naddźwiękowym można było osiągnąć bez pogarszania jego charakterystyk w locie poddźwiękowym oraz przy starcie i lądowaniu. Dzięki temu przy maksymalnym ciągu (4×27 700 kG) konieczna długość pasa starto-

wego leży poniżej wymagań FAA. Prędkość oderwania od ziemi samolotu w wersji międzykontynentalnej w przypadku pasa startowego o długości 2300 m wynosi około 300 km/h.

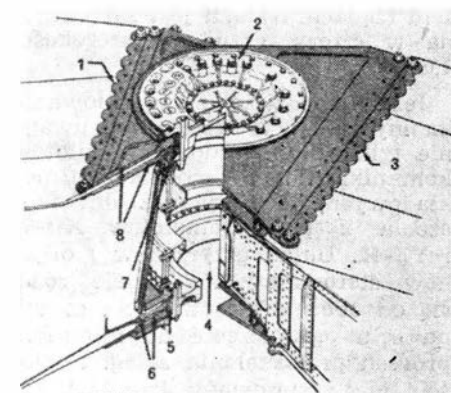


Prędkość lądowania jest taka sama jak samolotu Boeing 707, czyli 250 km/h przy długości pasa 1950 m.

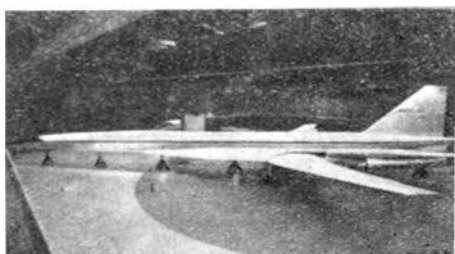
Układ łożysk ruchomych części skrzydła jest oparty na projekcie opracowanym przez NASA. Podczas prób osiągnięto 30 000 bezusterkowych cykli zmian geometrii skrzydła, co odpowiada liczbie zmian w obliczeniowym okresie eksploatacji samolotu. Zakres zmian położenia skrzydła wynosi od 72° (pełny skos) do 30°. Klapy szczelinowe na krawędzi spływu, klapy nosowe i sloty rozciągają się na 85% rozpiętości skrzydła umożliwiając, poza zwiększeniem siły nośnej w czasie startu i lądowania, szybkie wznoszenie po starcie. Poza tym w części przedkrawędzowej skrzydła, bezpośrednio przed usterzeniem wysokości, umieszczono szczelinowe klapy odchylające, które część powietrza z przepływu na górnej powierzchni skrzy-

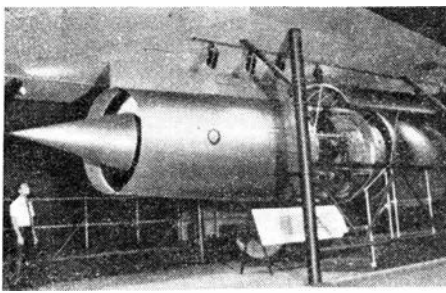
dła kierują pod skrzydło i następnie do wlotów silników wewnętrznych. Klapy te powodują również wzrost siły nośnej. Przy podchodzeniu do lądowania mechanizacja skrzydła — obok zmiennej jego geometrii — pozwala na silne zdławienie silników i utrzymanie małego kąta natarcia. W czasie długotrwałego lotu z dużą prędkością poddźwiękową skrzydło będzie ustawione w położeniu pośrednim wynoszącym 42°, co zapewni ekonomię przelotu nie mniejszą od ekonomii współczesnych najszybszych samolotów pasażerskich.

Szeroki, bardzo sztywny dźwigar środkowy skrzydła mocuje nie tylko łożyska ruchomych części skrzydła, lecz również 16-kołowe podwozie główne. Podwozie to obejmuje cztery wózki na oddzielnych goleniach,

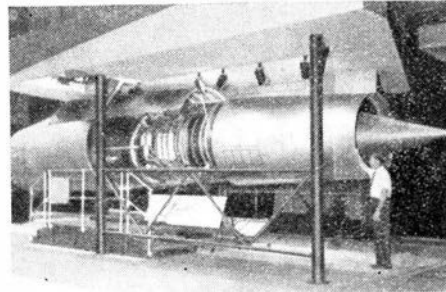


przy czym przednia para wózków ma większy rozstaw niż tylna. Dzięki dużej ilości kół naciski opon na nawierzchnię pasów startowych są mniejsze niż w przypadku współczesnych dużych samolotów odrzutowych.





4



5

Geometrię wlotów gondol silnikowych można tak zmieniać, że hałas o wysokiej częstotliwości, wytwarzany przez sprężarki silników w końcowej fazie podchodzenia do lądowania, tylko w małym stopniu wydostaje się na zewnątrz. Badania wykazały, że nawet przy silnej turbulencji powietrza wloty zapewniają stateczną pracę silników.

Wiele uwagi poświęcono zapewnieniu komfortu pasażerom. Zastosowano m. in. nowy typ fotela z nastawnym oparciem i podgłówkiem, półki na podręczny bagaż umieszczone nad fotelami, konsole — dla każdego rzędu foteli — z oświetleniem, wentylacją, gniazdkami do słuchawek i urządzeniem do przywoływania stewardesy. System telewizji kolorowej informuje pasażerów o czynnościach załogi, o zmianach ustawienia skrzydła i przekazuje w czasie startu i lądowania widok z kabiny pilotów. Szyny pod fotelami pozwalają na ich przesuwanie. Fotele umieszczone są w sześciu rzędach. Kabina jest zaopatrzona w cztery drzwi o szerokości 1,06 m.

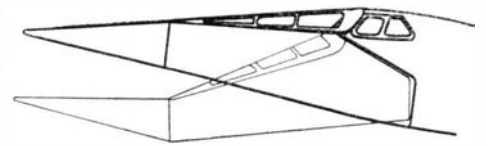
Jeżeli chodzi o zaprojektowanie kabiny załogi, to wzięto pod uwagę nie tylko liczne propozycje pilotów komunikacyjnych i mechaników pokładowych, lecz również doświadczenia z prób samolotów XB-70 i YF-12. Układ przyrządów i organów sterowniczych niewiele różni się od obecnie stosowanych, co ma na celu ograniczenie do minimum procesu przeszkalania załóg. Nowością jest zastosowanie instalacji telewizyjnej, za pomocą której pilot będzie mógł obserwować podczas kołowania podwozie i krawędzie pasów dojazdowych. Widoczność w czasie startu, lądowania i kołowania zwiększa ruchoma część nosowa kadłuba, która ma dwa przeguby — u nasady i w części środkowej (rys. 6). Taki system zmiany

położenia części nosowej zapewnia nie tylko odpowiedni przeswift między ziemią a częścią nosową, lecz również odpowiednie kierunkowe ustawienie anteny radarowej i rurki spiętrzeniowej.

Do budowy płatowca przewiduje się zastosowanie prawie wyłącznie wypróbowanych metod konstrukcyjnych. Prawie cały płatowiec ma być wykonany ze stopu tytanu składającego się z 90% tytanu, 6% aluminium i 4% wanadu. Na szereg elementów nie pracujących, jak np. stery, użyje się płyt przekładkowych z wypełniaczem ulowym i okładzinami z blachy tytanowej. W oparciu o wyniki rozległych badań opracowano dokładną technologię obróbki stopów tytanu. Gotowy jest również w najdrobniejszych szczegółach program montażu grup i podgrup konstrukcyjnych prototypu, który ma opuścić halę montażową w końcu 1969 r.

#### Dane samolotu

Całkowita długość	93,3 m
Rozpiętość przy skosie 30°	53,1 m
Rozpiętość przy skosie 72°	32,3 m
Powierzchnia skrzydła przy skosie 72°	836 m <sup>2</sup>
Wysokość	14,6 m
Największy ciężar całkowity	306 200 kG
Największy ciężar handlowy	34 000 kG



Liczba pasażerów	250—350
Zasięg z 313 pasażerami	ponad 6400 kG
Normalna prędkość przelotowa	2900 km/h (Ma = 2,7)
Normalna wysokość przelotu	19 500 m

Na rys. 3 pokazano układ łożysk ruchomej części skrzydła, przy czym:

1 — płyta mocująca łożysko na ruchomej części skrzydła; 2 — górna pokrywa łożyska; 3 — płyta mocująca łożysko na wewnętrznej części skrzydła; 4 — otwór kontrolny; 5 — łożysko dolne; 6 — podwójna droga obciążenia; 7 — łożysko górne; 8 — podwójna droga obciążenia.

Rys. 4 przedstawia gondolę silnika dwuprzepływowego Pratt and Whitney JTF-17, a rys. 5 — gondolę silnika jednoprzepływowego General Electric GE4. Widać różnicę w średnicach gondol. Jak wiadomo do napędu amerykańskiego nadzwyczajnego samolotu pasażerskiego zostanie zastosowany jeden z tych dwóch silników.

W. K.

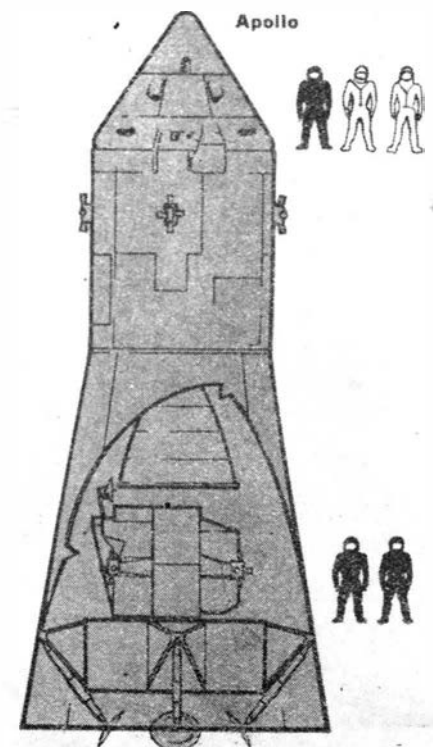
### STATEK „APOLLO”

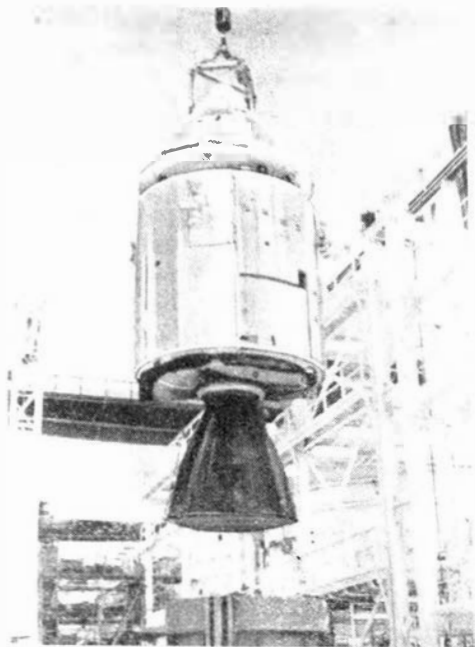
Jak wiadomo, statek „Apollo” jest częścią składową największego amerykańskiego programu kosmicznego, którego celem jest lądowanie ludzi na Księżycu. Statek „Apollo” z trzema astronautami na pokładzie zostanie wystrzelony za pomocą rakiety „Saturn” 5 i następnie wprowadzony na orbitę księżycową. Lądowania na Księżycu dokonają dwaj astronauta przy użyciu transportowanego przez statek „Apollo” statku księżycowego LEM (Lunar Excursion Module).

Statek „Apollo” składa się z dwóch zasadniczych grup konstrukcyjnych: z grupy sterowniczej, tj. kabiny mieszczącej trzech astronautów, i z grupy przyrządowej z głównym silnikiem napędowym. Do połączenia statku z rakieta nośną służy tzw. adapter, w którym transportowany jest poza tym statek księżycowy LEM. Do statku „Apollo” należy również urządzenie ratownicze. Składa się ono z silnika na paliwo stałe o ciągu 70 300 kG, silnika ustawiającego i silnika do odrzucenia urządzenia, gdy okaże się ono niepotrzebne. Silnik ratowniczy jest zamocowany na nosowej części kabiny za pomocą konstrukcji ze stopu tytanu, izolowanej buną. Przed gazami wylotowymi czterech dysz silnika chroni kabinę specjalna okładzina. Urządzenie ratownicze

może być włączone, na sygnał automatycznego urządzenia ostrzegawczego lub przez astronautów, na wyrzutni lub w czasie fazy startu

1





2

(liczonej do wysokości 65 km). Kabina po odrzuceniu przez urządzenie ratownicze od rakiety ląduje na spadochronie.

Kabina jest wyposażona w instalację klimatyzacyjną i wentylacyjną, urządzenia łącznościowe, sterownicze i nawigacyjne, przelicznik, silniki rakietowe do sterowania położenia w czasie wchodzenia w atmosferę oraz urządzenia do utrzymania życia. Wysokość kabiny wynosi 3,66 m, średnica u podstawy 3,96 m, ciężar przy starcie 5000 kG, przestrzeń przypadająca na astronautów 6,2 m<sup>3</sup>. Ciśnienie wewnątrz kabiny wynosi w czasie lotu 0,35 kG/cm<sup>2</sup> (czysta atmosfera tlenowa).

Grupa przyrządowa zawiera m.in. instalację elektryczną, wymiennik ciepła instalacji klimatyzacyjnej, zbiorniki paliwa i sprężonego gazu oraz szereg urządzeń obsługujących kabinę. Silnik napędowy AJ10-137 (rys. 3) rozwija ciąg 9980 kG, silniki sterujące, pracujące na hydrazynie i czterotlenku azotu — 45 kG. Wysokość grupy przyrządowej, łącznie z silnikiem napędowym, wynosi 6,71 m, średnica 3,96 m, ciężar 10 200 kG.

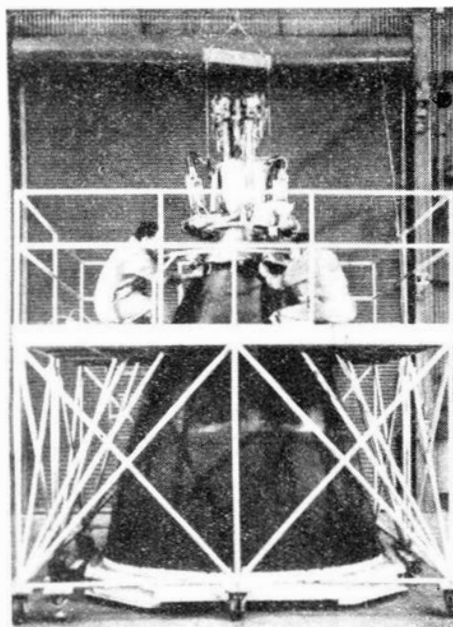
Stożkowy adapter ma wysokość 8,8 m, średnicę u podstawy 6,71 m i u szczytu 3,96 m, ciężar 1770 kG. Adapter jest podzielony w odległości 3,2 m od podstawy na dwie części. Każda część jest wykonana z czterech ćwiartek, na połączeniach których umieszczono ładunki pirotechniczne.

W czasie projektowania statku „Apollo” zaznaczyła się ścisła współpraca konstruktorów z technologami. Gdy nie można było sprostać wymaganiom konstruktorów, zmieniano projekt tak, aby umożliwić zastosowanie wypróbowanych materiałów i metod technologicznych. W innych przypadkach konieczne było pewne udoskonalenie materiałów lub zaostrożenie kontroli wykonania.

Charakterystyczną cechą konstrukcji statku jest szerokie wyko-

rzystanie materiałów przekładkowych z ulowym wypełniaczem. W przypadku kabiny zarówno skorupa wewnętrzna, która zapewnia szczelność, jak i zewnętrzna są typu przekładkowego. Na skorupę wewnętrzną — o grubości 38 mm u podstawy i 19 mm przy górnej wrzędzie — zastosowano stop aluminium 2014-16. Skorupa zewnętrzna jest wykonana ze stali nierdzewnej PH 14-8Mo. Między obu skorupami znajduje się sztuczne tworzywo termoizolacyjne o grubości 25 mm. Zewnętrzna skorupa jest od zewnątrz pokryta specjalnym, topliwym materiałem o grubości od 1,7 do 63,5 mm, klejonym do powierzchni skorupy. Topliwe pokrycie i zewnętrzna skorupa mają na celu utrzymywanie w czasie powrotu statku temperatury wewnątrz kabiny poniżej 38°C. Chociaż materiał topliwym w niektórych punktach spiętrzenia ciśnienia nagrzewa się do 2210—2760°C, temperatura na zewnętrznej powierzchni zewnętrznej skorupy nie przekracza 315°C, a na zewnętrznej powierzchni wewnętrznej skorupy jest niższa od 93°C.

Pokrycie podzielonej na sześć sektorów grupy przyrządowej jest wy-



3

konane z przekładkowych elementów ze stopu aluminium. W pokryciu czterech sektorów mieszczącej urządzenia i instalacje znajdują się integralne przewody czynnika chłodzącego instalacji elektrycznej i klimatyzacyjnej. Górna i dolna wręga składają się z sześciu trójkątnych elementów przekładkowych o grubości 86 mm, zamocowanych na promieniowych dźwigarach. Ponieważ łączenie okładzin z wypełniaczem odbywa się za pomocą klejenia, na okładziny zastosowano wysokowytrzymały aluminium stop niespawalny 7178. Blachy okładzinowe mają grubość 1,5 mm, jednak w miejscach klejenia zostaje ona zmniejszona do 0,41 mm za pomocą chemicznego trawienia. Dźwigary wykonane są z blachy ze stopu aluminium 7075-T6 o grubości 6,35 mm. Po wstępnej obróbce na

cyfrowo sterowanej frezarce dźwigary poddaje się jeszcze chemicznemu trawieniu, w wyniku czego ich grubość w niektórych miejscach zmniejsza się do 0,43 mm. Jako ochronę przed nagrzewaniem przyrządów wskutek nagrzewania kinetycznego i wskutek pracy silników sterujących zastosowano kilka warstw korka.

Również adapter jest wykonany z elementów przekładkowych z aluminium wypełniaczem.

Materiały przekładkowe kabiny, grupy przyrządowej i adaptera mają wypełniacz ze stopu aluminium 5052-H39, który zapewnia wymaganą wytrzymałość na ścinanie i dużą stateczność. Jego grubość waha się od 6,35 do 38,1 mm. Również kierunkowość struktury wypełniacza i jego ciężar właściwy (od 30 do 200 G/dm<sup>3</sup>) zależą od miejscowych obciążeń.

Statek „Apollo” ma ponad 40 zbiorników ciśnieniowych. Większość z nich, a mianowicie zbiorniki paliwa, utleniacza i sprężonych gazów, jest wykonana ze stopu tytanowego Ti-6Al-4V, którego stosunek wytrzymałości do ciężaru właściwego przekracza 25,5 · 10<sup>6</sup> kGcm/kG. Ponieważ zbiorniki na czysty tlen nie mogą być wykonane z tytanu — ze względu na jego palność — zastosowano na nie Inconel 718, który jest poza tym ciągliwy i odporny na korozję. Zbiorniki mają integralne usztywnienia. W przypadku zbiorników cylindrycznych szwy są rozmieszczone na obwodzie, nie zaś w kierunku podłużnym, gdyż szwy podłużne przecinałyby kierunki działania największych naprężeń. Spawanie odbywa się w atmosferze helu i argonu lub tylko argonu.

Konieczność przewyciężenia szeregu trudności wykonawczych przy budowie statku „Apollo” przyczyniła się do udoskonalenia różnych metod technologicznych, co niewątpliwie wywrze wpływ również na dziedzinę techniki nie związane bezpośrednio z astronautyką.

Krótkiego omówienia wymaga fakt zastosowania w statku „Apollo” (podobnie zresztą jak i w innych amerykańskich statkach załogowych) atmosfery czystego tlenu. Powszechne mniemanie, które znalazło swój wyraz w prasie codziennej w związku ze śmiercią trzech amerykańskich astronautów, jakoby Amerykanie zdecydowali się na atmosferę czystego tlenu ze względu na wytrzymałość i ciężar statku (atmosfera czystego tlenu pozwala na obniżenie ciśnienia), nie wydaje się słuszne. Konstrukcja statku wymiarowana jest bowiem prawdopodobnie obciążeniami od sił bezwładności działających w fazie startu i w fazie powrotu oraz obciążeniami od ciśnienia spiętrzenia w czasie lotu w atmosferze. Wystarczy powiedzieć, że ciśnienie spiętrzenia powstające w czasie przelotu przez atmosferę po starcie może chwilami przekraczać 1,5 kG/cm<sup>2</sup>; w czasie powrotu ciśnienia spiętrzenia będą znacznie większe, na co wskazują temperatury, do

których nagrzewa się topliwe pokrycie kabiny. Należy przy tym pamiętać, że zewnętrzne obciążenie ciśnieniem znacznie łatwiej może spowodować utratę stateczności konstrukcji niż ciśnienie działające od wewnątrz. Zresztą sama konstrukcja kabiny statku „Apollo” (zastosowanie dwóch warstw materiałów przekładkowych o dużej grubości przedzielonych warstwą tworzywa sztucznego) wskazuje na to, że musi ona zapewniać odpowiednią

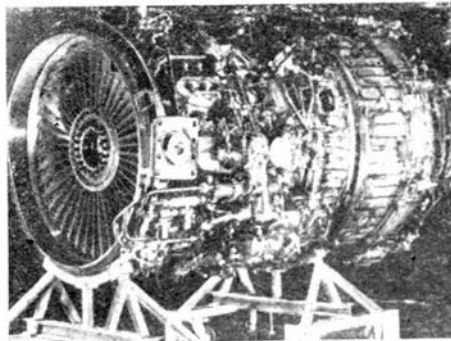
sztywność na znacznie większe obciążenia niż wywołane ciśnieniem wewnętrznym. Wydaje się, że do zastosowania atmosfery czystego tlenu skłoniły Amerykanów względy fizjologiczne. Stwierdzono bowiem, że w warunkach długotrwałego przebywania w warunkach nieważkości człowiek oddychający czystym tlenem podlega mniejszemu zmęczeniu przy wykonywaniu różnych czynności niż człowiek oddychający mieszaniną dwóch gazów.

W.K.

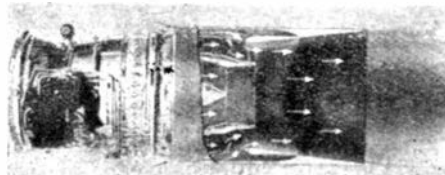
## SZCZEGÓŁOWE DANE SILNIKA JTF17A-21

Wspominany już kilkakrotnie w „Nowościach” silnik do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego Pratt and Whitney JTF17A-21 został zbudowany w trzech egzemplarzach i przepracował 100 godzin na stoisku, w czym pewną ilość godzin w symulowanych warunkach przelotowych ( $Ma = 2,7$ ,  $H = 19\ 800$  m).

Silnik ma 2-stopniowy wentylator, 6-stopniową sprężarkę, 1-stopniową turbinę napędzającą sprężarkę i 2-stopniową turbinę napędzającą wentylator. Charakterystyczną cechą silnika jest zastosowanie dodatkowego spalania w kanale zewnętrznym. Na ten sposób zwiększenia ciągu, zamiast stosować zwykle dopalanie, zdecydowano się nie tylko ze względu na mniejsze jednostkowe zużycie paliwa, lecz również z uwagi na trudności, jakie następcza długotrwałe dopalanie przy prędkości lotu  $Ma = 2,7$ . W przypadku silnika przeznaczonego do naddźwiękowego samolotu pasażerskiego 80 do 90% jego „życia” przypada na pracę przy najwyższych temperaturach przed turbiną (dla silnika poddźwiękowego liczba ta wynosi 1–2%). Poza tym w silnikach naddźwiękowych trudno jest uzyskać równomierny rozkład temperatury przed i za turbiną, ponieważ naddźwiękowe wloty powodują znaczne zaburzenia przepływu powietrza. Przeprowadzone przez firmę Pratt and Whitney badania wykazały, że mimo dużego zapasu statecznej pracy sprężarki trwałość obciążonych cieplnie elementów osiągnięta w warunkach lotu z dużą prędkością różni się znacznie od trwałości w warunkach stoiskowych. Stwierdzono, że powodowane przez wlot zaburzenia przechodzą przez sprężarkę, komorę spalania i turbinę docierając do dopalacza. Z tego powodu odkształcenia gorących części silnika są większe niż na stoisku. Nierównomierny rozkład temperatury znacznie utrudnia odpowiednie chłodzenie stateczników płomienia i wtryskiwaczy dopalacza. W przeciwieństwie do tego przy spalaniu w zewnętrznym kanale temperatura nie przekracza w żadnym miejscu komory  $870^{\circ}C$ . Poza zwiększeniem trwałości silnika i obniżeniem jednostkowego zużycia paliwa spalanie w zewnętrznym strumieniu zmniejsza hałas wytwarzany przez silnik.



W celu zmniejszenia nierównomierności rozkładu temperatury przed turbiną zastosowano zarówno w kanale głównym, jak i zewnętrznym nowy rodzaj pierścieniowej komory spalania, która w większym stopniu niż dotychczasowe komory spalania zabezpiecza turbulentne i stateczne spalanie.



2

Zasadniczą zaletą silnika dwuprzepływowego w zastosowaniu do naddźwiękowych samolotów pasażerskich jego małe jednostkowe zużycie paliwa przy poddźwiękowych prędkościach lotu, dzięki czemu w przypadku uszkodzenia jednego z

silników lot może być kontynuowany z prędkością poddźwiękową bez uszczuplenia rezerwy paliwa.

Firma jest przygotowana na zwiększenie ciągu silnika JTF17A, gdyż będzie tego wymagać trzecia faza programu rozwoju amerykańskiego naddźwiękowego samolotu pasażerskiego. Np. zwiększenie średnicy wentylatora, dające zwiększenie stosunku wydatków do ok. 2:1 (obecnie 1,3:1), pozwoli na zwiększenie ciągu startowego o 27%, a ciągu w locie przydźwiękowym — o 30%.

### Dane silnika

Długość	5,38 m
Średnica wlotu	1,56 m
Średnica dyszy	2,03 m
Ciężar	4540 kG
Stosunek wydatków	1,3 : 1
Temperatura przed turbiną w warunkach startowych	1260°C
w warunkach przelotowych	1204°C

Osiągi w warunkach startowych:  
Ciąg

z dodatkowym spalaniem	27 700 kG
bez dodatkowego spalania	17 400 kG

Jednostkowe zużycie paliwa z dodatkowym spalaniem	1,81 kG/kGh
bez dodatkowego spalania	0,76 kG/kGh

Osiągi w warunkach przelotowych:  
Ciąg

z pełnym dodatkowym spalaniem	10 450 kG
z częściowym dodatkowym spalaniem	5 790 kG
Jednostkowe zużycie paliwa z pełnym dodatkowym spalaniem	2,0 kG/kGh
z częściowym dodatkowym spalaniem	1,56 kG/kGh

Osiągi przy  $Ma = 0,9$ ,  $H = 11$  km:  
Ciąg

Jednostkowe zużycie paliwa	1,1 kG/kGh
----------------------------	------------

Przyspieszenie od  $Ma = 1,2$  na wysokości 13 700 m z dodatkowym spalaniem:

Ciąg	9030 kG
Jednostkowe zużycie paliwa	1,90 kG/kGh

Rys. 1 przedstawia prototyp silnika JTF17A-21. Widoczny jest brak łopatek wlotowych wentylatora. Na rys. 2 pokazano konfigurację zespołu wylotowego: 1) w czasie startu (fot. górna) — przez specjalne otwory do silnika doprowadzane jest dodatkowe powietrze, odwracacz ciągu i dysza są w położeniu zbieżnym; 2) przelot z prędkością naddźwiękową (fot. środkowa) — odwracacz ciągu i dysza znajdują się w położeniu rozbieżnym; 3) lądowanie (fot. dolna) — kłapy odwracacza ciągu zamykają wylot silnika, dysza jest w położeniu zbieżnym, odwrócony strumień gazów uchodzi z silnika przez specjalne otwory.

W.K.

Wprowadzenie nowych materiałów do przemysłu pociąga za sobą konieczność opracowania nowych metod wytwarzania. Dobre wyniki uzyskano przez skojarzenie dwóch metod obróbki: elektrochemicznej i elektroiskrowej. Powstała w ten sposób metoda zastosowana w procesie szlifowania tarczą grafitową pozwala na pięciokrotnie szybszą obróbkę od szlifowania tarczą diamentową. Proces nadaje się szczególnie do profilowej obróbki spieków, hartowanych stali szybko tnących i trudnoskrawalnych stopów egzotycznych. Łatwa do zaprojektowania tarcza grafitowa dotyka lekko przedmiotu obrabianego przy równoczesnym silnym przepływie elektrolitu. Tarcza grafitowa stanowi jedną, a przedmiot obrabiany drugą elektrodę. W efekcie uzyskuje się zjawiska znane z obróbki elektroiskrowej i elektrochemicznej

przy prawie zerowym zużyciu tarczy. Ilustracją może tu być przeszlifowanie pojedynczą tarczą grafitową 35 000 płytek z węglików spiekanych przy zdejmowaniu z każdej sztuki warstwy o grubości 0,25 mm w czasie krótszym niż 1 minuta. Dzięki trwałości tarczy można nadawać jej ostre krawędzie (promień rzędu 0,02 mm), które zostają wiernie odtworzone w materiale. Dalsze zalety to wydajność bez względu na twardość i skrawalność materiału, usuwanie materiału bez wprowadzania naprężeń, obróbka bezgratowa i utrzymywana w wysokiej klasie gładkości (dziewiątej i dziesiątej). Omawiana metoda może w odniesieniu do niektórych materiałów i typów prac stać się podstawowym, ekonomicznym i technicznie uzasadnionym procesem.

**A.G.**

**STEROWANIE ADAPTACYJNE**

Jest to taki system sterowania, który dostosowuje parametry obróbcze do każdorazowych chwilowych warunków skrawania. System ten nosi również nazwę obróbki ze sterowaną energią. System ten zapoczątkowany został w amerykańskim przemyśle lotniczym i przy budowie statków kosmicznych. Przeprowadzone badania wykazały dużą jego przydatność. M.in. stwierdzono duży wzrost wydajności obróbki, tym większy im są bardziej zmienne warunki skrawania. Przy obróbce ze stałą głębokością skrawania spadek kosztów obróbki waha się od 5 do 38% — układ kompensuje tylko stopień narzędzia. Dla zmiennej głębokości skrawania spadek ten wynosi około 50%. Sterowanie parametrów skrawania odbywa się zmianą obciążenia narzędzia. Przez wprowadzenie dodatkowej pętli sprzężenia zwrotnego obciążenie wpływa na wysyłane impulsy i dyrektywy odnośnie doboru i zmian prędkości skrawania i posuwu. Wielkości mierzone, stanowiące źródło informacji dla sprzężenia zwrotnego, to temperatura wierzchołka narzędzia, moment obrotowy i drgania narzędzia. Wprowadzenie układów logicznych pozwala na op-

tymalizację warunków przez porównanie ich z zaproponowanymi, używanymi z doświadczeń. W układach tych wprowadzono równocześnie ograniczenia skrajnych wartości parametrów wynikające ze skrajnych wartości obciążeń. Wprowadzenie sterowania adaptacyjnego wymaga przy obecnych rozwiązaniach niewielkich modyfikacji w obrabiarkach sterowanych programowo. Jedynym wymaganiem to zdolność wprowadzenia korekty do impulsów sterujących. Pociąga to za sobą wprowadzenie dodatkowych układów logicznych przetwarzających dane z czujników mierzących warunki skrawania na odpowiednie sygnały i wprowadzania ich do liczbowego systemu sterowania. W dotychczasowych rozwiązaniach prototypowych nie wymagana jest nawet zmiana taśmy. Wyniki dotychczasowego użytkowania tak zmodyfikowanych maszyn wykazały pełną ich przydatność i to nie tylko z uwagi na wzrost wydajności, ale również obniżenie zużycia narzędzia, a zwłaszcza pęknięcia i wykruszenia. Dzięki nim stało się możliwe wykonanie szeregu trudnych operacji, uznawanych za niewykonalne.

**A.G.**

Próby wprowadzenia systemu PERT do operatywnego planowania produkcji skończyły się niepowodzeniem, doprowadziły jednakże do opracowania nowej metody znanej jako WASP (Workshop Analysis and Scheduling Programme). Celem nowego systemu jest taki wybór wariantu organizacyjnego, który zagwarantuje wykonanie produktu w możliwie najkrótszym czasie przy maksymalnym wykorzystaniu środków produkcyjnych. Najtrudniejszym elementem planowania operatywnego produkcji jest wybór optymalnego układu powiązań takich czynników, jak: obrabiarka, przedmiot, operacja i inne. Mając do dyspozycji określoną ilość różnych obrabiarek i stanowisk, określoną ilość wykonywanych części o różnej ilości różnorodnych operacji, różnych cyklach montażowych, należy wybrać taką kolejność wykonywania przedmiotów i takiego powiązania wzajemnego operacji różnych przedmiotów i obrabiarek, który zagwarantuje minimalny cykl produkcyjny przy najmniejszej ilości przestojów na poszczególnych stanowiskach. W tym celu opracowano układ zapisu kart programowych, na których figurują kolejne numery części, ich kolejne operacje oraz pracochłonność poszczególnych operacji i powiązania montażowe. Karty te wprowadzone do maszyny matematycznej wraz ze specjalnym programem pozwalają uzyskać rozwiązanie w formie operatywnego planu produkcyjnego. Opracowany program nowej metody pozwala uwzględnić jeszcze dodatkowy czynnik prawa pierwszeństwa czy ważności. Umożliwia to wtórne wykonanie we właściwym czasie części zbrakowanych, zagubionych czy przyspieszenie elementów zapóźnionych. Nowy system wymaga oczywiście dostatecznie rozbudowanych maszyn matematycznych. Podstawowe zalety nowej metody to:

- a) dokładne przewidywanie terminów zakończenia wykonawstwa poszczególnych części, wczesne ostrzeżenie o ewentualnych opóźnieniach i równocześnie podawanie możliwości nadrobienia opóźnień;
- b) znaczne podwyższenie wykorzystania obrabiarek i stanowisk;
- c) skrócenie terminów wykonania całych wyrobów;
- d) ulepszenie systemu informacji między wydziałami produkcyjnymi, technicznymi i pomocniczymi;
- e) szybkie wprowadzanie zmian w planie w przypadku zmiany priorytetu;
- f) uwzględnienie pierwszeństwa niektórych części przy równoczesnym zagwarantowaniu, że priorytet ten nie będzie zbyt kosztowny.

**A.G.**

**Rozwój techniki**

**wymaga stałego wzrostu czytelnictwa prasy technicznej**

● Kolegium Redakcyjne „Skrzydlatej Polski” otrzymało wyróżnienie wysokiej rangi, o czym już pisaliśmy. FAI przyznało temu popularnemu tygodnikowi dyplom honorowy w ubiegłym roku. Ze wzmianki zamieszczonej na łamach „Skrzydlatej Polski” dowiadujemy się, że kolejność wyróżnionych była następująca:

1. Wytwórnia Mc Donnell — USA, za opracowanie i budowę statków kosmicznych „Mercury”, „Gemini” i innych.
  2. Redakcja tygodnika „Skrzydłata Polska” za wieloletnią działalność w lotnictwie sportowym i współpracę z Aeroklubem PRL.
  3. Redakcja „Letectvi i kosmonautika” — Czechosłowacja.
  4. Biuro konstrukcyjne Aleksandra Jakowlewa — ZSRR, za konstrukcję samolotów, które począwszy od 1949 roku ustanowiły 20 rekordów krajowych i międzynarodowych.
  5. Biuro konstrukcyjne i wytwórnia kosmicznych stacji typu „Luna-9” i „Luna-10” — ZSRR, za zbudowanie i przeprowadzenie pomyślnego sondażu powierzchni Księżyca.
- Kolegum ze „Skrzydlatej Polski” serdecznie gratulujemy z okazji zaszczytnego wyróżnienia.

● Pod protektorem wicepremiera Z. Nowaka odbył się VI Rajd Samolotowy Dziennikarzy i Pilotów. W jedynej tego rodzaju na świecie imprezie udział wzięło 10 załóg. Trasa wiodła z Lublina przez Radom i Kielce do Wrocławia, gdzie w Klubie Dziennikarza odbyło się uroczyste zakończenie rajdu. Pierwsze miejsce i puchar ufundowany przez wicepremiera zdobyła załoga: pilot Pogorzelski i redaktor Kaznowski („Wiraże”), drugie miejsce zdobyła załoga: pilot Dudzik i redaktor Zarębski („Skrzydłata Polska”), a trzecie załoga: pilot Bryzgański i redaktor Pajda („Stolica”). Pierwsze miejsce wśród dziennikarzy za reportaż o tematyce lotniczej zdobył B. Kaznowski („Wiraże”) przed T. Cegielskim (Rozgłośnia Polskiego Radia w Zielonej Górze) i S. Szofem z Polskiego Radia w Warszawie.

● Klub Publicystów Lotniczych odbył ostatnio walne zebranie sprawozdawczo-wyborcze połączone z jubileuszem dziesięciolecia istnienia. KPL Stowarzyszenia Dziennikarzy Polskich nawiązuje do tradycji przedwojennych Klubu Sprawozdawców Lotniczych Klubu z zeszłego 45 dzien-

nikarzy ze stolicy oraz 22 z terenu. Zarząd KPL ukończył się następująco: prezes — J. R. Koniczny („Skrzydłata Polska”), wiceprezes — L. Marszałek (Polskie Radio), sekretarz — T. Malinowski („Skrzydłata Polska”), członkowie: B. Gaczkowski („Wiraże”), B. Sosteń (PAP), M. Teisseyre (Polskie Radio — Wrocław) i K. Wyhowska („Życie Warszawy”).

● Minister Komunikacji P. Lewiński poinformował Sejmową Komisję Komunikacji i Łączności, że PLL Lot uruchomią nowe linie międzynarodowe z Warszawy: do Shannon (Irlandia), do Splitu (Jugosławia), do Leningradu przez Wilno oraz do Kijowa. Przewiduje się zwiększenie częstotliwości lotów na liniach z Warszawy do Moskwy, Amsterdamu i Bejrutu. W kraju uruchomiona zostanie komunikacja lotnicza na trasach: Rzeszów — Gdańsk, Kraków — Koszalin i Kraków — Poznań. Jak wiadomo, linie do Splitu (w niedziele samolotem polskim, w czwartki — jugosłowiańskim) i do Shannon zostały już otwarte.

● W maju w międzynarodowym porcie lotniczym na Okęciu otwarto nowy pawilon dla pasażerów przylatujących i duży parking dla samochodów. Nowoczesny pawilon o powierzchni 800 m<sup>2</sup> zbudowany ze stali, betonu i szkła niemal dwukrotnie powiększył obszar tymczasowego dworca zagranicznego na Okęciu. Budowa nowego pawilonu dworca i drugiego pawilonu dla przedstawicielstw zagranicznych towarzystw lotniczych oraz nowego parkingu została zrealizowana na mocy uchwały międzyresortowej komisji do spraw turystyki zagranicznej z funduszy LOT i GKKFiT (parking) w związku z Międzynarodowym Rokiem Turystycznym.

Pawilon pomieści dwa punkty odprawy paszportowej, 5 stoisk celnych (zamiast 2 w starej hali), pomieszczenia dla WOP, poczekalnię dla przylatujących podróżnych oraz drugą — dla osób na nich oczekujących. Dotychczasowa hala przylatowa dworca zagranicznego powiększyła odlotów. Podróżni odlatujący za granicę będą obecnie odprawiani w czterech „ciągach” paszportowo-celnych, co przyspieszy ich odprawę.

● W Warszawie spotkali się ostatnio dyrektorzy naczelni, handlowi i techniczni przedsiębiorstw lotnictwa komunikacyjnego krajów socjalistycznych. Podstawowym zadaniem dorocznego narady roboczej było dalsze zacieśnienie współpracy w przewozach pasażerskich i towarowych, w wymianie specjalistów i doświadczeń oraz w udzielaniu sobie wzajemnej pomocy.

● W Warszawie odbyła się doroczna konferencja amerykańskich biur podróży, zrzeszonych w SPATA (Society of Polish American Travel Agents) oraz PBP ORBIS przy współudziale PLL LOT oraz innych zainteresowanych instytucji. Przedmiotem obrad były zagadnienia dalszego rozwoju turystyki do Polski oraz forma rozszerzenia współpracy w latach następnych pomiędzy SPATA i PBP ORBIS. Dobre wyniki osiągnął LOT w ubiegłym roku w obsłudze turystów amerykańskich. W porównaniu do 1965 roku przewozy te na europejskich liniach LOT wzrosły o ponad 35 procent. Rozkład zagranicznych i krajowych połączeń LOT w dużej mierze uwzględnia potrzeby ruchu pasażerskiego z Ameryki Północnej. W celu skrócenia czasu trwania podróży do Polski uruchomiono bezpośrednie połączenie bez międzylądowań z Paryża, Londynu, Amsterdamu, Rzymu i Zurychu do Warszawy. Poza tym LOT zamierza włączyć do sieci połączeń międzynarodowych także Gdańsk i Kraków.

● Gdański oddział Lotniczego Zespołu Usług Gospodarczych APRL zawarł umowę z „Balt — Touristem” na organizowanie lotów nad Wyrzeżem. Loty odbywają się na pokładzie samolotu AN-2 za opłatą 10 zł od osoby. Należy z uznaniem powitać tę nową turystyczną inicjatywę.

● Przełom lat 1966/67 był bardzo pomyślny dla szybownictwa wyczynowego. W tym okresie Józefczak zdobył międzynarodowy rekord przewyższenia 11 860 m (na „Bocianie” z pasażerem; 12 560 m wysokości absolutna), ogólna zaś ilość odznak diamentowych osiągnęła liczbę 152. Przy sposobności sygnalizujemy, że Francuzi zarejestrowali tych odznak 99, NRF zaś — 74.

● Sekcja prognoz Lotniczych PIHM Okęcie na wniosek Działu Szkolenia Lotniczego ZG APRL opracowała nowy wzór komunikatu meteorologicznego dla szybowników. „Komunikat dla szybowników” będzie nadawany tekstem otwartym codziennie o godz. 20.28 w programie I Polskiego Radia.

● Pisarz Janusz Meissner jako wybitny twórca na polu upowszechniania kultury odznaczony został Krzyżem Komandorskim Odrodzenia Polski.

● 5 maja br. zmarł w Filadelfii sławny w latach międzywojennych pilot i konstruktor szybowców Szczepan Grzeszczyk. Inżynier Grzeszczyk wykonał w 1928 r. w Złoczewie pierwszy w Polsce lot załogowy na szybowcu, w Bezmiechowej zaś ustanowił rekord długości lotu. Skonstruował rodzinę słynnych szybowców SG.

● Brytyjskie zrzeszenie pilotów komunikacyjnych (BALPA) przeprowadziło techniczno-eksploatacyjną ocenę projektu anglo-francuskiego aerobusu klasy „Galion”. Przede wszystkim poddano analizie zagadnienia związane z bezpieczeństwem i niezawodnością tego 250-osobowego supersamolotu. Analiza doprowadziła do wniosku, że projekt przewidujący zabudowanie tylko dwóch głównych silników (o ciągu 16—20 ton) oraz 2 osoby załogi stanowi zbyt niebezpieczne uproszczenie założeń transportowa.

● Od 1 lipca br. w Wielkiej Brytanii obowiązuje przepis rozszerzający zasady instalowania radaru pogody w samolotach cywilnych. Przymus posiadania radaru obowiązywać będzie samoloty odrzutowe o ciężarze całkowitym ponad 5750 kg (poprzednio od 11 500 kg).

● W oparciu o uchwałę Konferencji Eksploatacyjnej IATA w br. wprowadza się w Europie (teďnak nie w zastosowaniu do krajów Europy wschodniej) taryfy obniżone o 25—35% dla podróżnych w wieku od 12 do 22 lat.

● W celu uzyskania niezawodności działania urządzeń wytwórnia Hawker Siddeley Aviation wprowadziła obowiązujące użytkowników sprzetu latającego karty reiestrykcyjne. Karty te ujmują opis wszelkich usterek oraz miesięczne sprawozdania o modyfikacjach, wylatanych godzinach i wykonanych lądowaniach. Treść kart jest zakodowana i służy dla doskonalenia sprzetu.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

● W NRF odbyły się Zawody Szybowcowe, w których wzięły udział 53 szybowce. W zawodach startowało 9 pilotów zagranicznych: z Austrii, Polski, Szwajcarii, Szwecji i USA.

F. Kępką lecąc na „Foce-4” zajął w klasie standard 4 miejsce (pierwsze wśród cudzoziemców). J. Adamek dał pokaz wyższej akrobacji na „Foce”.

● Niepokojący jest stały wzrost ilości wypadków w amerykańskim szybownictwie. Podczas gdy w 1964 r. było ich 39, to w 1965 r. było 52, a w ubiegłym 72. Wypadków śmiertelnych było 4 w 1965 r., w 1966 r. zaś 9.

● Francuzi zamierzają wprowadzić drużynowe mistrzostwa szybowcowe. Drużyna składać się będzie z 2 szybowców i 6 pilotów. Każdy klub może wystawić kilka drużyn.

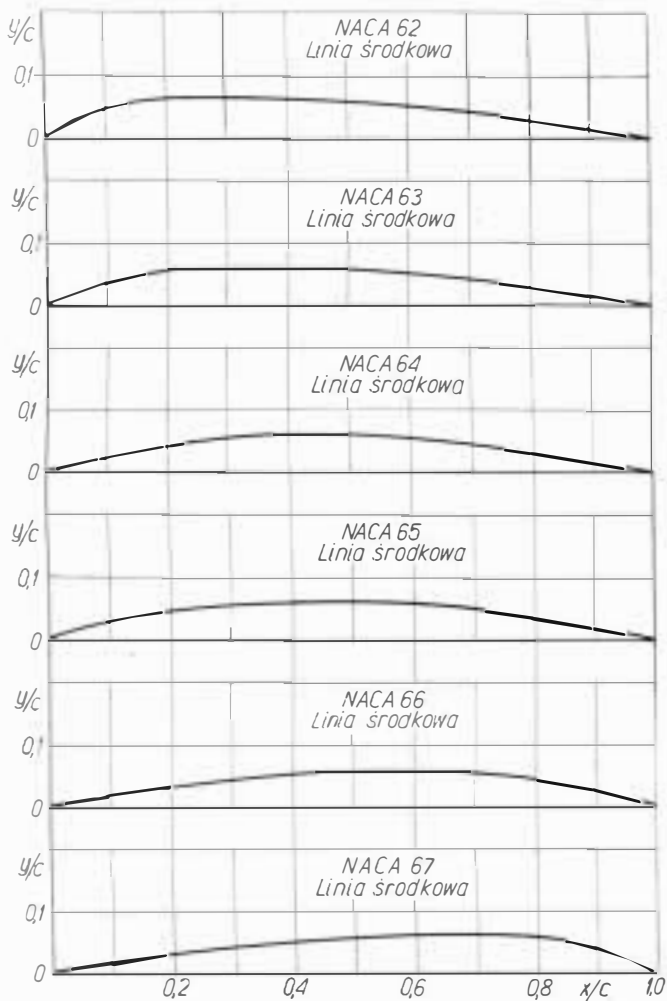
● Konstruktorzy czechosłowaccy przygotowują nową wersję szkolno-treningowego samolotu L-29 „Delfin” o napędzie odrzutowym. Nowy samolot będzie osiągał prędkość dźwięku.

● Czwarty dziewięćminutowy lot na raketoplanie X-15 pozwolił Adamsowi osiągnąć prędkość 5955 km/godz. i wysokość 51 400 m.

● Rosną preliminarze nakładów na pasażerskie samoloty naddźwiękowe. Planowany koszt „Concorde” 450 mln dolarów został podniesiony do 1,4 miliarda, przy czym koszt ostateczny szacuje się na 2,1 miliarda. Amerykański SST z 1,5 miliarda zdrożał do 4,5 miliarda dolarów.

● We Włoszech przyjęto zasadę wspólnego szkolenia pilotów wojskowych i komunikacyjnych. Corocznie 30 pilotów z podstawowym wykształceniem lotniczym będzie przechodziło przeszkolenie na samolotach komunikacyjnych w ramach służby wojskowej. Po 3 latach szkolenia piloci mają być przygotowani do prowadzenia samolotów DC-8 lub DC-9 i kierowania do służby w lotnictwie cywilnym.

● W porozumieniu z liniami Pacific Southwest Airlines w br szkolenie pilotów zachodniemieckiej „Lufthansy” rozpoczyna się w USA w San Diego. Porozumienie przewiduje, iż Amerykanie będą szkolić Niemców w ciągu 8—10 lat. Dotychczas piloci komunikacyjni NRF szkoleni byli w kraju (Bremen, Flensburg i Peine) i jedynie doszkalani w USA (Tucson — Arizona). Rocznie w San Diego szkolonych będzie 90 pilotów zachodniemieckich.



3. Schematy linii środkowych dla profili serii 6

2. Profile oznaczone symbolem  $65_{\alpha} - 218$ ;  $\alpha = 0.5$  pochodzą od grupy wyjściowej profili (różniących się między sobą grubością procentową i mających takie samo położenie, wzdłuż cięciwy, punktu minimalnego ciśnienia). Pomiedzy grubością procentową profili wyjściowych a parametrami odwzorowania konforemnego z obrysu kołowego istnieje prosta zależność.

Znaczenie cyfr jest identyczne jak w przypadku opisanym wyżej. Cyfra podana w indeksie określa zakres małego oporu.

3. Profile oznaczone symbolem  $65_{(318)} - 217$ ;  $\alpha = 0.5$  powstały w sposób analogiczny jak opisane w przypadku 1, z tym że rzędne profili wyjściowych różnią się nieco między sobą.

Znaczenie cyfr jest identyczne jak w przypadku 1.

4. W przypadkach, gdy grubość profilu jest mniejsza niż 12%, zakres małego oporu jest mniejszy od 1. Początkowo, zamiast używać liczb ułamkowych (w celu dokładnego określenia zakresu małego oporu) umieszczano w indeksie cyfrę 1, później opuszczano indeks, np.:

$65 - 210$

5. Profile opisane w punkcie 3, których grubość procentowa jest mniejsza niż 12%, mają opuszczoną cyfrę 1 w indeksie i ich symbole są następujące:

$65_{(10)} - 211$

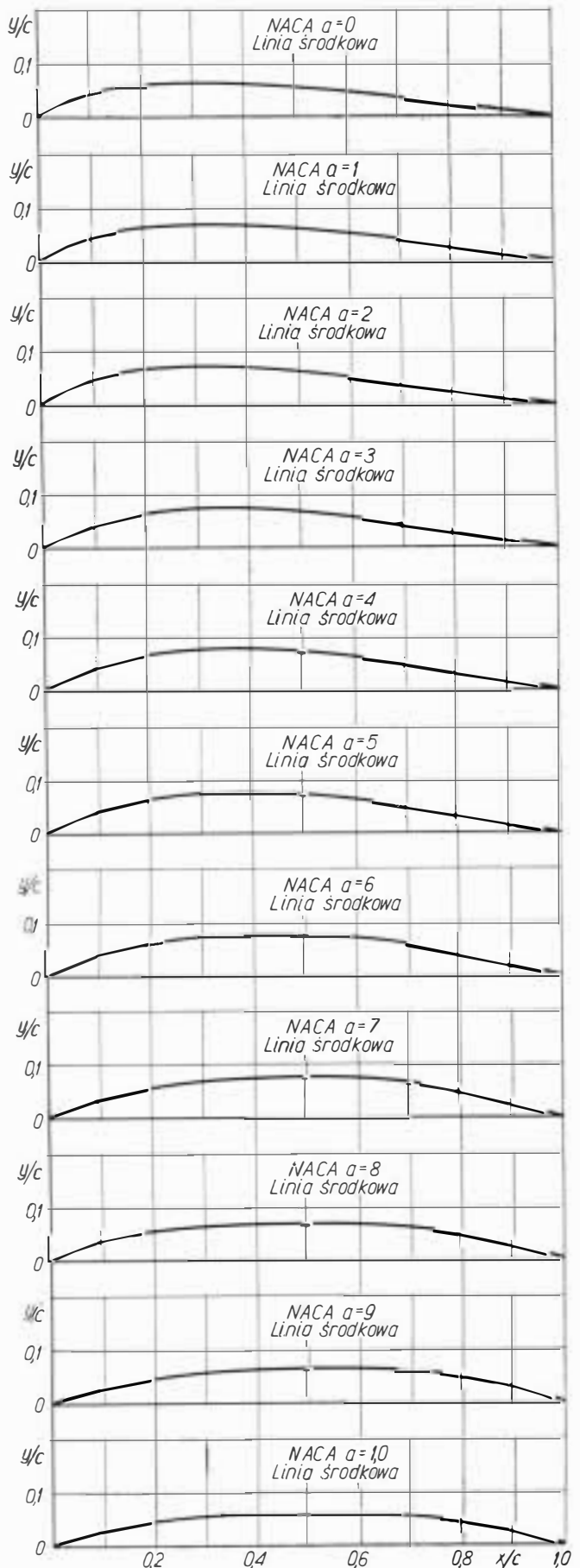
6. W przypadku, gdy teoretyczny współczynnik siły nośnej lub grubość względna profilu nie są liczbami całkowitymi (tylko ułamkowymi), wówczas symbole

określające te wielkości są umieszczane w nawiasach, np.:

$65_{(318)} - (1,5) (16,5)$ ;  $\alpha = 0,5$

7. Profile pochodzące od specjalnej grupy profili wzorcowych mają oznaczenie, np.:

$66,2 x - 115$



4. Schematy linii środkowych dla różnych wartości  $\alpha$

przy czym  $x$  określa profile doświadczalne tej serii.

Dla wszystkich opisanych profili serii 6 obowiązują te same zasady określania linii środkowej. Wzór na określenie linii środkowej dla różnych  $\alpha$  podano w opracowaniu (TLiA, nr 3/67).

W tabelicy 7 podano współrzędne linii środkowych dla profili serii 6 różniących

