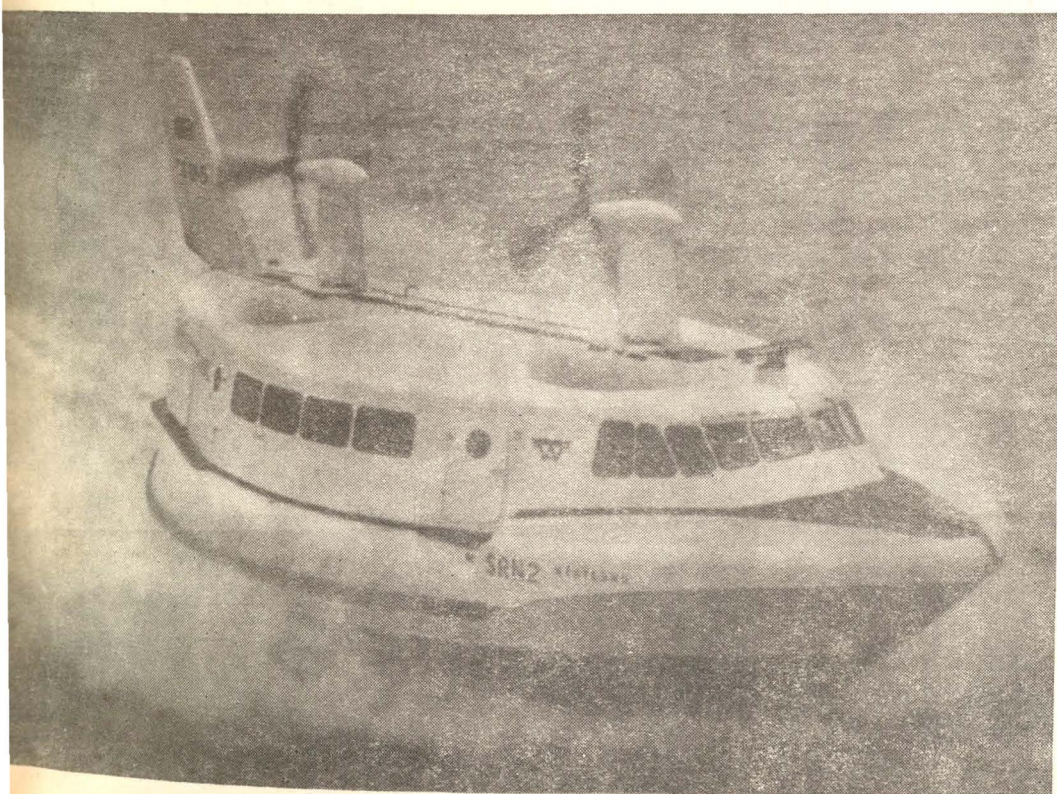
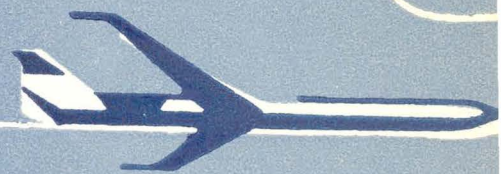


TECHNIKA LOTNICZA



4

1964

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych

cz. VIII

Aluminium i jego stopy konstrukcyjne

Zebrali i opracowali mgr inż. Andrzej Ciszewski i mgr inż. Tadeusz Radomski

W bieżącym zeszycie zamieszczono dane techniczne czystego aluminium technicznego i jego klasyfikację, dane techniczne sto-

pów aluminiowych polskich i radzieckich oraz składy chemiczne stopów aluminiowych amerykańskich.

Tabela 1. Klasyfikacja aluminium wg PN-56/H-82160

L.p.	Rodzaj aluminium	Gatunek		wg GOST 3549-55	Skład chemiczny %						Przykłady zastosowania	
		Znak	Cecha		Dopuszczalna zawartość zanieczyszczeń							
					Al min	Fe max	Si max	Fe + Si max	Cu max	Suma zanieczy- szczeń max		
1	Refinowane	Al 99,90	AR1		99,90	0,060	0,060	0,095	0,005	0,10	Do budowy specjalnej aparatury chemicznej, wyrobu kondensatorów elektrycznych oraz do celów badawczych.	
2		Al 99,85	AR2		99,85	0,100	0,080	0,142	0,008	0,15		
3	Hutnicze	Al 99,7	A00		99,7	0,16	0,16	0,26	0,01	0,30	Do produkcji folii, kabli i przewodów elektrycznych do przetworzenia, budowy aparatury chemicznej i do specjalnych stopów aluminium.	
4		Al 99,6	A0		99,6	0,25	0,20	0,36	0,01	0,40		
5		Al 99,5	A1	A1	99,5	0,30	0,30	0,45	0,015	0,50		Do produkcji folii, kabli i przewodów elektrycznych oraz stopów aluminium
6		Al 99,0	A2	A2	99,0	0,50	0,50	0,30	0,02	1,0		Do specjalnych stopów aluminium, wyrobu kabli i przewodów elektrycznych
7		Al 98,0	A3		98,0	1,1	1,0	1,20	0,05	2,0		Do łożyskowych stopów aluminium

Pomocę konstruktorskie 71-1/64 str. 101

TREŚĆ ZESZYTU

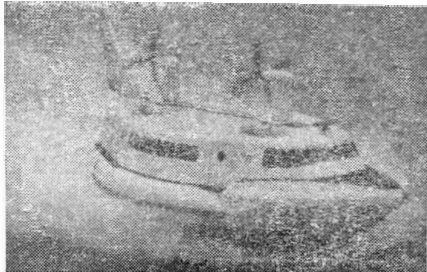
J. WYSOCKI — O własnościach aerodynamicznych skrzydeł z klapami czołowymi (nosowymi)	85
J. TYRCHA — Poduszkowce	92
J. POLKOWSKI — Modelowanie przepływu w maszynach wirnikowych	98
A. RUDIUK — Ustroje dźwiękochłonne i izolacyjne w lotnictwie	103
Nowości techniczne	107
Wiadomości SIMP	111
Przegląd dokumentacyjny lotnictwa	112
Pomocę Konstruktorskie Techniki Lotniczej — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Materiały stosowane w konstrukcjach lotniczych, cz. VIII. Aluminium i jego stopy konstrukcyjne	okł.

CONTENTS

J. WYSOCKI — On the properties of the wings with leading edge flaps	85
J. TYRCHA — Ground effect machines	92
J. POLKOWSKI — Flow analogy in turbomachines	98
A. RUDIUK — Soundabsorbing and insulating structures in aviation	103
Technical news	107
SIMP informations	111
Aviation documentation review	112
Designer's data sheets: A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI — Materials used in aircraft structures, part VIII — Aluminium and its alloys	on cover

СОДЕРЖАНИЕ

J. WYSOCKI — O аэродинамических свойствах крыльев с лобовыми предкрылками	85
I. TYRCHA — Воздухоподшкковые машины	92
J. POLKOWSKI — Моделирование потока в роторных машинах	98
A. RUDIUK — Звукопоглощающие и изоляционные устройства в авиации	103
Технические новости	107
Ведомости SIMP	111
Документационный обзор авиации	112
Конструкторские пособия Авиационной Техники — A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Материалы применяемые в авиационных конструкциях, часть VIII.	okł.
Алюминий и его конструкторские сплавы	okł.



NASZA OKŁADKA
Angielski poduszkowiec SRN2

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berzyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działowi, Kazimierz Walczyński (red. techniczny).

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 26-74-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3,5, tel. 26-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł Prenumerata roczna 144.— zł Póroczna 72.— zł PKO Warszawa, konto 1-9-121637 WCT. Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.

Ark. druk. 3,5. Format A4. Nakład 1.100 egz. Papier druk. sat. kl. V, 70 g, 61 × 86. Wrocławska Drukarnia Dzieł. — Zam. 1025/A — W-5109



Prof. mgr inż. JÓZEF WYSOCKI
Gdańsk

533.6.042.7

O własnościach aerodynamicznych skrzydeł z klapami czołowymi (nosowymi)

W artykule zostały omówione własności modeli skrzydeł z dwoma rodzajami klap czołowych (górne — wysuwane i dolne — wychylane, rys. 1 i 2) i z klapami krokodylowymi na podstawie wyników systematycznych badań aerodynamicznych, które wykonano w różnych laboratoriach i są podane w publikacjach zamieszczonych w spisie literatury. Celem było udostępnienie konstruktorom materiału doświadczalnego w postaci wyników trzech składowych i rozkładu ciśnień na klapie czołowej i skrzydle.

W szczególności omówiono skuteczność tych klap na modelach skrzydeł prostokątnych o profilach NACA 64-009, CAGI 2315 Bis i Mustang 2, w zależności od kąta wychylenia δ_N , od ich szerokości $\frac{l_N}{l}$ i od ukształtowania krawędzi natarcia kłapy czołowej. Wyniki uwidoczono w postaci wykresów.

Wstęp

Spśród licznych i różnych urządzeń, mających na celu zwiększenie siły nośnej i oporu skrzydeł samolotu (sloty, wszelkiego rodzaju klapy itp.), zwanych supernośnymi, na uwagę zasługują **klapy czołowe** (inaczej zwane nosowymi) znajdujące się na przedniej części skrzydła (rys. 1 i 2).

Kłapa czołowa, jako urządzenie zwiększające siłę nośną skrzydła, o dużych możliwościach, może mieć zastosowanie na skrzydłach o profilach cienkich, na których ze względów konstrukcyjnych nie można stosować innego rodzaju urządzeń zwiększających siłę nośną i na skrzydłach o profilach, których maksymalne grubości leżą bliżej krawędzi ujęcia.

Z jednej strony ze względu na ich ciekawe własności aerodynamiczne, a z drugiej strony ze względu na brak szerszego opublikowania materiału doświadczalnego i teoretycznego o tych klapach, wydaje się celowe, aby szerzej omówić wpływ tego rodzaju kłap na charakterystyki aerodynamiczne skrzydeł i zapoznać bliżej zainteresowanych ze skutecznością tych kłap.

W pracy tej zostaną omówione własności modeli skrzydeł z dwoma rodzajami kłap czołowych i klapami krokodylowymi, na podstawie dostępnych autorowi wyników badań aerodynamicznych, przeprowadzonych w różnych laboratoriach i zawartych publikacjach, podanych w spisie literatury.

Oznaczenia

W pracy tej przyjęte zostały następujące oznaczenia różnych wielkości:

- $c_x = \frac{P_x}{q \cdot S}$ — współczynnik oporu skrzydła,
- $c_{xp} = \frac{P_{xp}}{q \cdot S}$ — współczynnik oporu profilowego,
- $c_z = \frac{P_z}{q \cdot S}$ — współczynnik siły nośnej skrzydła,
- $c_m = \frac{M}{q \cdot S \cdot l}$ — współczynnik momentu podłużnego względem krawędzi natarcia skrzydła,
- $c_{nN} = \frac{P_{nN}}{q \cdot l_N}$ — współczynnik siły normalnej, działającej na klapę czołową (nosową) w danym przekroju,
- l — cięciwa skrzydła,
- l_K — szerokość kłapy krokodylowej,

- l_N — szerokość kłapy czołowej,
- $q = \frac{\rho \cdot v^2}{2}$ — ciśnienie prędkości przepływu,
- r_N — promień przedniej części kłapy czołowej,
- S — powierzchnia odniesienia skrzydła,
- α_∞ — kąt natarcia skrzydła o wydłużeniu $\lambda = \infty$,
- δ_K — kąt wychylenia kłapy krokodylowej,
- δ_N — kąt wychylenia kłapy czołowej.

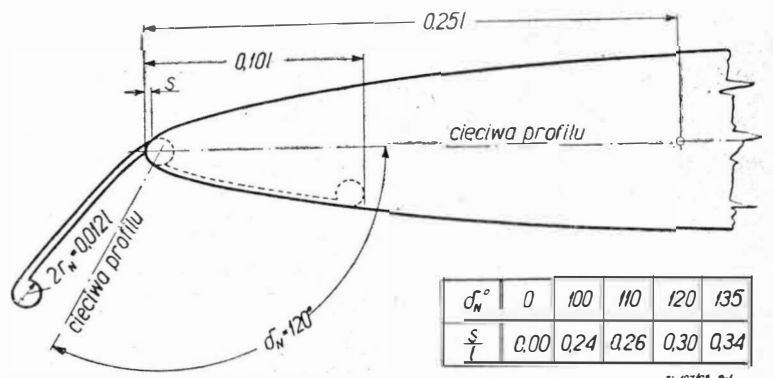
Modele skrzydeł i kłap czołowych

Ograniczono się do omówienia wpływu dwu rodzajów kłap czołowych, umieszczonych na krawędzi natarcia skrzydeł na ich własności aerodynamiczne.

Pierwszy rodzaj kłap — **to klapy czołowe wychylane** (dolne) z dolnej powierzchni skrzydeł i o osi obrotu, przechodzącej przez środki krzywizny przedniej części (noska) profilów skrzydła (rys. 1). Wychylenie tych kłap czołowych odbywa się podobnie do kłap krokodylowych, znajdujących się na części spływowej skrzydła.

Drugi rodzaj kłap czołowych to **klapy czołowe górne — wysuwane** do przodu po łuku koła, który stanowi przedłużenie górnej części konturu profilu (rys. 2). Kąty wychyleń kłap oznaczamy przez δ_N , a sposób ich mierzenia uwidoczony jest na rys. 1 i 2.

Wpływ kłap czołowych na charakterystykę aerodynamiczną skrzydła zostanie omówiony na podstawie wyników pomiarów trzech składowych modeli skrzydeł prostokątnych

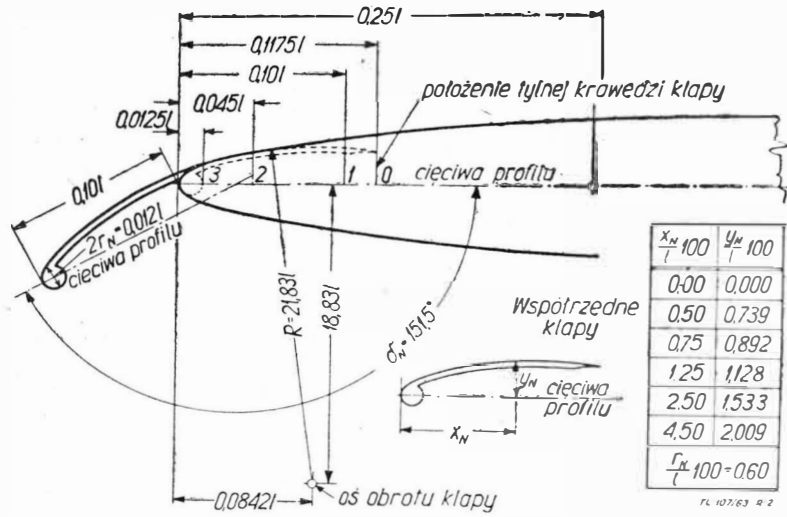


Rys. 1. Przekrój modelu skrzydła prostokątnego z klapą czołową wychylaną (dolną) o szerokości $l_N = 0,2 l$, o profilu NACA 64-009

o profilach: NACA 64-009, CAGI 2315 Bis i Mustang 2 z klapami czołowymi różnych szerokości przy różnych kątach wychylenia δ_N i w obecności klap krokodylowych oraz na podstawie rozkładu ciśnień w środkowym przekroju na klapie czołowej, profilu skrzydła i na klapie krokodylowej.

Wpływ obu tych rodzajów klap czołowych na charakterystyki aerodynamiczne skrzydeł jest bardzo podobny.

Na rys. 3 i 4 pokazane są wyniki pomiarów trzech składowych w postaci wykresów $c_z = f(\alpha_\infty)$, $c_z = f(c_{x,p})$ i $c_z = f(c_m)$ dla dwóch skrzydeł prostokątnych, jednego o profilu CAGI 2315 Bis i drugiego o profilu zmodyfikowanym Mustang 2, z klapami czołowymi dolnymi i z klapami krokodylowymi.



Rys. 2. Przekrój modelu skrzydła prostokątnego z klapą czołową o szerokości $l_N = 0,1 l$, wysuwaną (górną) o profilu NACA 64-009

Na rys. 3 na uwagę zasługuje krzywa $c_z = f(\alpha_\infty)$ dla skrzydła z klapą czołową o szerokości $l_N = 0,2 l$, wychyloną o kąt $\delta_N = 140^\circ$, który jest w przybliżeniu kątem najkorzystniejszym dla tej klapki. Krzywa ta posiada szeroki przedział kątów natarcia ciągnący się od $\alpha_\infty = 16^\circ$ do $\alpha_\infty = 28^\circ$, w którym układają się maksymalne wielkości c_z .

Obserwacje wizualne opływu dokoła profilu na kącie natarcia $\alpha_\infty = 28^\circ$ (któremu odpowiada kąt natarcia $\alpha = 32^\circ$ dla skrzydła o wydłużeniu $\lambda = 6$) pokazały, że oderwanie strugi występuje na nosku profilu tuż za klapą czołową. A zatem na dużych kątach natarcia należy się spodziewać dużych obciążeń klapki.

Wpływ klap czołowych na współczynnik siły nośnej skrzydła

Wpływ klap czołowych na przebieg krzywych $c_z = f(\alpha)$ jest podobny do wpływu slotów. Obserwacje wizualne opływów dokoła skrzydła z klapą czołową i powstawania na nich oderwania strug pokazują, że punkt oderwania przesuwa się ku krawędzi spływu ze wzrostem kąta natarcia wskutek odpowiedniego wychylenia klapki czołowej, dzięki czemu uzyskuje się znaczny przyrost maksymalnej siły nośnej $\Delta c_{z,max}$ i przyrost krytycznego kąta natarcia $\Delta \alpha_{kr}$.

Rozpatrzmy wpływ klap czołowych na współczynnik siły nośnej skrzydła w zależności od:

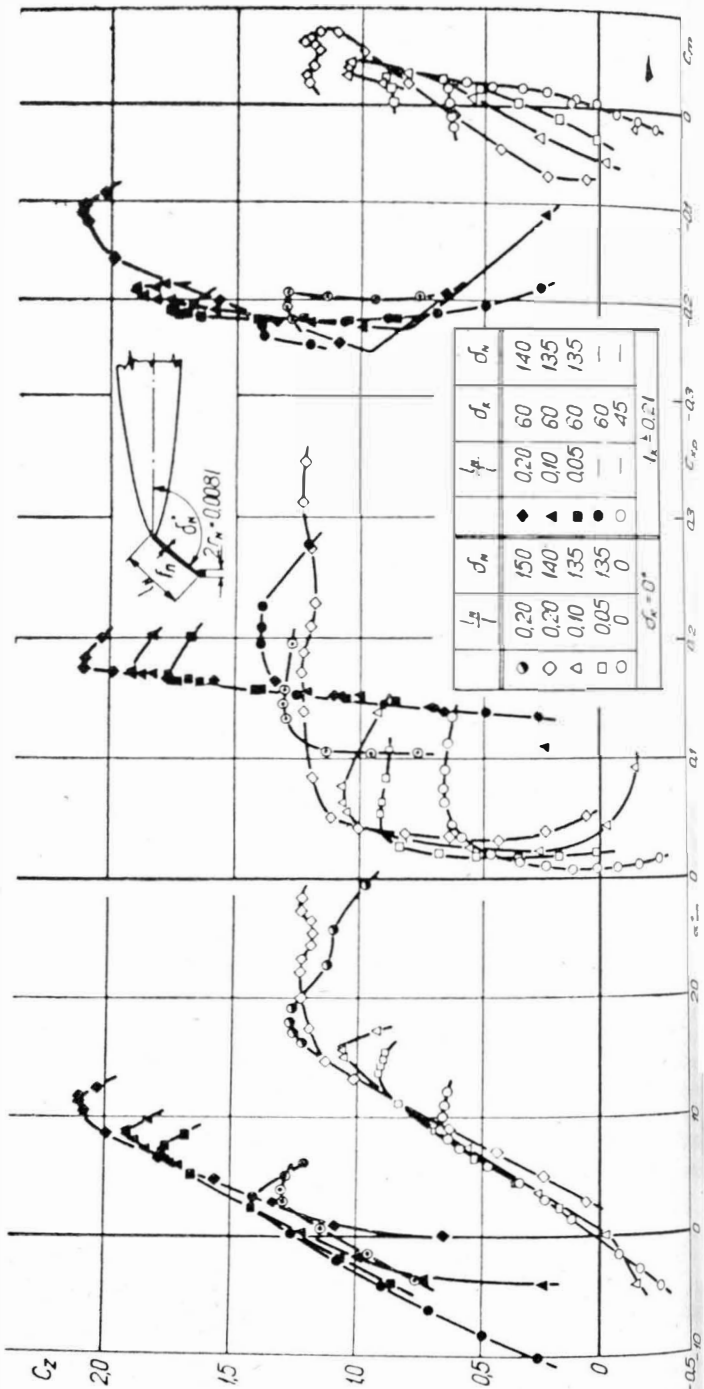
- kąta wychylenia klapki δ_N ,
- szerokości względnej $\frac{l_N}{l}$ klapki,
- ukształtowania krawędzi natarcia klapki czołowej.

a) Wpływ kąta wychylenia δ_N klap czołowych na współczynnik siły nośnej skrzydła prostokątnego pokazany jest na rys. 5, 6, 7 i 8.

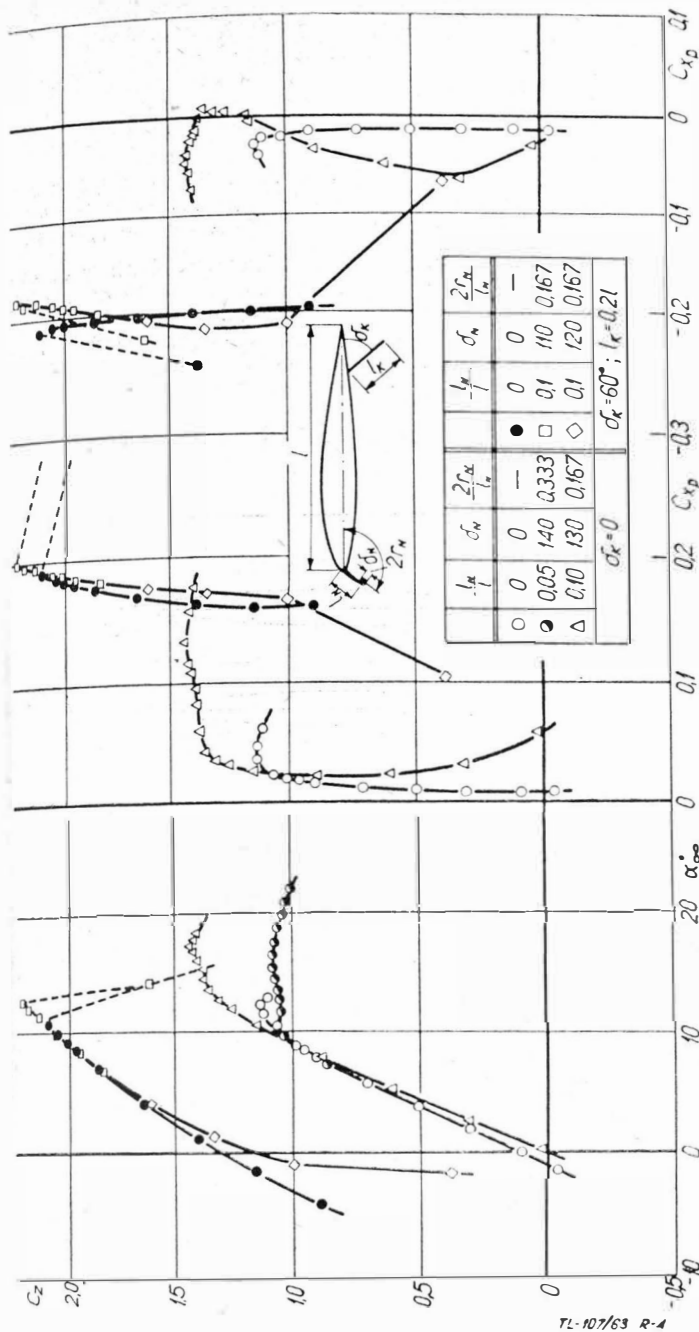
Rys. 5 uwidacznia wpływ kąta wychylenia δ_N czołowej klapki dolnej ($l_N = 0,1 l$) na przebieg krzywych $c_z = f(\alpha_\infty)$ dla skrzydła prostokątnego o profilu NACA 64-009 z klapą krokodylową zamkniętą ($\delta_K = 0^\circ$) na rys. 6 — dla tego samego skrzydła — z klapą krokodylową wychyloną ($\delta_K = 60^\circ$).

Jak z przebiegu tych krzywych wynika, optymalny kąt wychylenia klapki czołowej dolnej, przy którym uzyskujemy największy przyrost $\Delta c_{z,max}$ dla rozpatrywanego modelu skrzydła z klapą krokodylową zamkniętą i otwartą — wynosi około $\delta_{N,opt} \cong 120^\circ$. Przy tym kącie wychylenia klapki czołowej otrzymujemy dla tego modelu $\Delta c_{z,max} = 0,57$ i $\Delta \alpha_{kr} = 5,6^\circ$, gdy klapa krokodylowa jest zamknięta i $\Delta c_{z,max} = 0,81$ i $\Delta \alpha_{kr} = 8,7^\circ$, gdy klapa krokodylowa jest wychylna $\delta_K = 60^\circ$.

Podobny przebieg krzywych $c_z = f(\alpha_\infty)$ otrzymujemy przy różnych kątach δ_N klapki czołowej górnej na tym samym modelu skrzydła prostokątnego. Na rys. 7 podane są cztery krzywe $c_z = f(\alpha_\infty)$ dla skrzydła: (1) — z klapkami zamkniętymi, (2) — z klapą czołową górną ($l_N = 0,1 l$) w położeniu optymalnym, któremu odpowiada kąt $\delta_{N,opt} \cong 151,5^\circ$, (3) — z klapą czołową zamkniętą i krokodylową o szerokości $l_K = 0,2 l$ wychyloną o kąt $\delta_K = 60^\circ$, (4) — z klapą czołową wysuniętą ($\delta_{N,opt} \cong 151,5^\circ$) i klapą krokodylową wychyloną ($\delta_K = 60^\circ$).



Rys. 3. Charakterystyki aerodynamiczne skrzydła prostokątnego o profilu CAGI 2315 Bis z klapą nosową wychyloną (dolną) o szerokości $\frac{l_N}{l}$ wychyloną pod kątem δ_N i z klapą krokodylową wzdłuż całej rozpiętości skrzydła ($l_K = 0,2 l$; $\delta_K = 0^\circ$; 60°).



Rys. 4. Charakterystyki aerodynamiczne skrzydła prostokątnego o profilu Mustang 2 z klapą nosową wychyloną (dolną) szerokości $\frac{l_N}{l}$ wychyloną pod kątem δ_N i z klapą krokodylową wzdłuż całej rozpiętości skrzydła ($l_K = 0,2 l$; $\delta_K = 0^\circ$; 60°).

Kąty wychylenia klapy czołowej $\delta_{N_{opt}} \approx 151,5^\circ$ i krokodylowej $\delta_K = 60^\circ$ odpowiadają maksymalnej ich efektywności, to znaczy, że przy tych wychyleniach uzyskuje się maksymalną wielkość $c_{z_{max}}$. Kąt $\delta_{N_{opt}} = 151,5^\circ$ dla klapy czołowej górnej na modelu skrzydła prostokątnego, o profilu NACA 64-009, jest optymalnym kątem wychylenia ze względu na $\Delta c_{z_{max}}$, przy klapie krokodylowej zamkniętej, jak też przy klapie krokodylowej wychylonej o kąt $\delta_K = 60^\circ$.

W rozpatrywanym przypadku widzimy, że przy optymalnym wysunięciu klapy czołowej, określonym kątem $\delta_{N_{opt}} = 151,5^\circ$ i przy klapie krokodylowej zamkniętej największy przyrost współczynnika $c_{z_{max}}$ wynosi $\Delta c_{z_{max}} \approx 0,73$ przy jednoczesnym wzroście kąta natarcia α_{kr} o $\Delta \alpha_{kr} = 7,2^\circ$, zaś w przypadku, gdy jednocześnie klapa krokodylowa ($l_K = 0,2 l$) jest wychylona o kąt $\delta_K = 60^\circ$, to $\Delta c_{z_{max}} = 0,84$ i $\Delta \alpha_{kr} = 8,7^\circ$.

Podobny wpływ kąta wychylenia klapy czołowych dolnych na krzywe $c_z = f(\alpha_\infty)$ widać z wyników pomiarów dla skrzydeł prostokątnych o profilu CAGI 2315 Bis i o profilu Mustang 2, pokazanych na rys. 3 i 4.

Optymalny kąt wychylenia klapy czołowej $\delta_{N_{opt}}$ ze względu na uzyskany największy przyrost maksymalnego współczynnika siły nośnej $\Delta c_{z_{max}}$ może być określony na podstawie systematycznych pomiarów danego skrzydła z daną klapą przy różnych jej wychyleniach δ_N .

Rys. 8 uwiadamia przebieg zależności $\Delta c_{z_{max}} = f(\delta_N)$ dla skrzydła prostokątnego o profilu laminarnym CAGI 2315 Bis z klapami czołowymi dolnymi o różnych względnych szerokościach $\frac{l_N}{l}$.

Należy również mieć na uwadze, że zaokrąglenie krawędzi natarcia klapy, o czym będzie mowa dalej, ma również znaczny wpływ na przyrost $\Delta c_{z_{max}}$ przy tej samej szerokości $\frac{l_N}{l}$ klapy i tym samym jej wychyleniu δ_N .

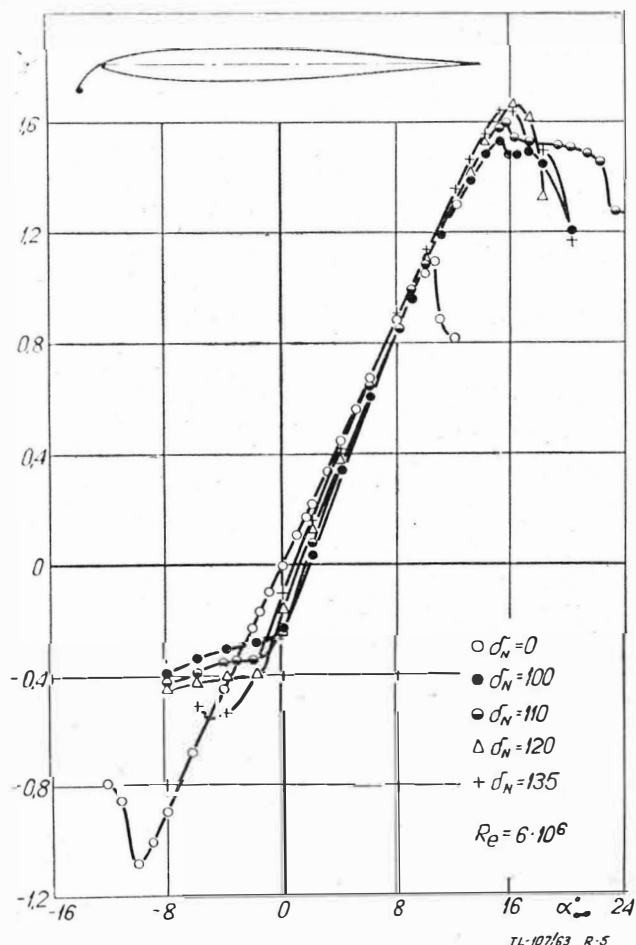
Z przedstawionych krzywych widać, że optymalne kąty wychylenia klapy czołowych dla modelu skrzydła o profilu CAGI 2315 Bis, z klapami czołowymi różnej szerokości $\frac{l_N}{l}$ i z różnymi zaokrągleniami ich krawędzi natarcia są zawarte w przedziale

$$130^\circ < \delta_{N_{opt}} < 140^\circ.$$

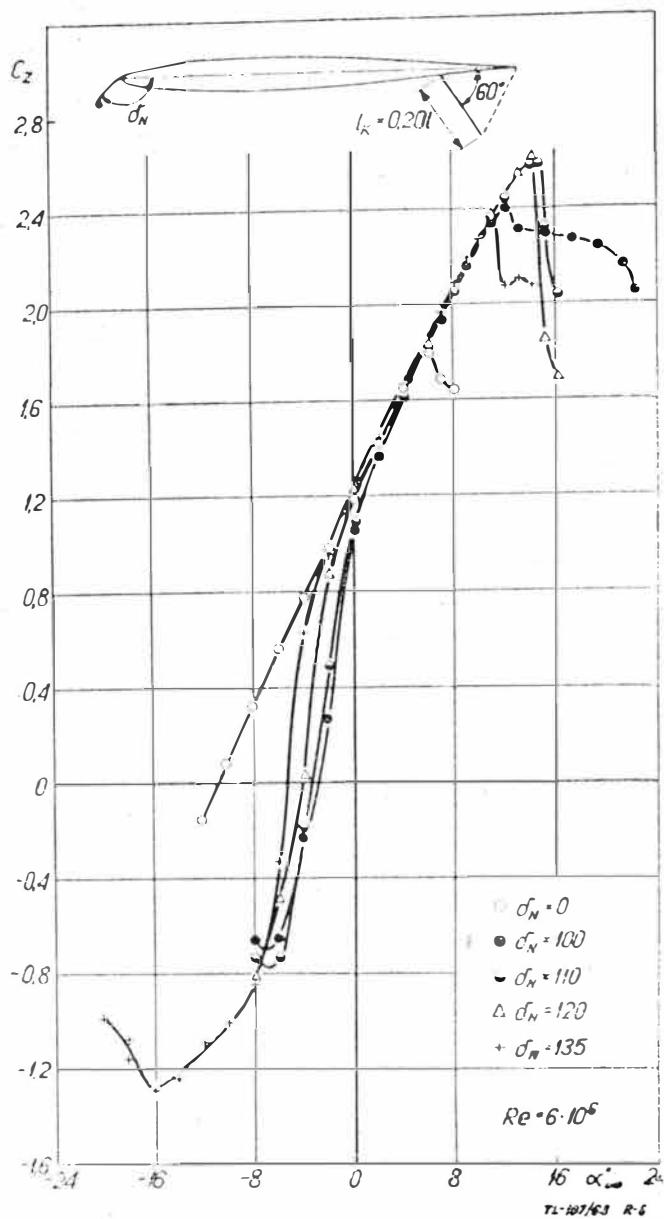
Praktycznie biorąc, można przyjąć dla danego modelu optymalny kąt wychylenia równy $\delta_{N_{opt}} \approx 135^\circ$. Oczywiście, dla innych modeli skrzydeł, o innych profilach z podobnymi klapami kąty $\delta_{N_{opt}}$ będą inne.

b) Wpływ szerokości $\frac{l_N}{l}$ klapy czołowej na $\Delta c_{z_{max}}$

Na podstawie wyników systematycznych pomiarów siły nośnej skrzydła prostokątnego o profilu CAGI 2315 Bis z klapami czołowymi dolnymi o różnych szerokościach względnych $\frac{l_N}{l}$ przy ich optymalnym wychyleniu $\delta_{N_{opt}} = 135^\circ$ otrzymano wykres $c_{z_{max}} = f\left(\frac{l_N}{l}\right)$. W ten sposób



Rys. 5. Wpływ kąta wychylenia δ_N klapy czołowej dolnej ($l_N = 0,1 l$) na przebieg krzywej $c_z = f(\alpha_\infty)$ skrzydła prostokątnego o profilu NACA 64-009.



Rys. 6. Wpływ kąta wychylenia δ_N kłapy czołowej dolnej ($l_N=0,1 l$) na przebieg krzywej $c_z = f(\alpha_{oc})$ skrzydła prostokątnego o profilu NACA 64-009, kłapą krokodylową ($l_K = 0,2 l$; $\delta_K = 60^\circ$).

mamy uwidoczniiony wpływ szerokości kłapy czołowej $\frac{l_N}{l}$ na przyrost $\Delta c_{z \max}$ przy optymalnym kącie wychylenia $\delta_{N \text{ opt}} \cong 135^\circ$ dla dwóch różnych ukształtowań krawędzi natarcia $2r_N = 0,008 l$ i $2r_N = 0,024 l$ przy wychyleniu kłapy krokodylowej ($l_K = 0,2 l$) równym $\delta_K = 0^\circ, 60^\circ$. Dla tego modelu mamy $\Delta c_{z \max} = 0,72$ przy $l_N = 0,2 l$, $2r_N = 0,024 l$ i $\delta_K = 60^\circ$.

Na wykresie rys. 9 widać wyraźny wpływ ukształtowania krawędzi natarcia kłapy czołowej. Na przykład taki sam przyrost $\Delta c_{z \max} = 0,52$ można uzyskać na tym samym modelu skrzydła przez zastosowanie kłapy czołowej o szerokości dwa razy mniejszej i równej $l_N = 0,05 l$ przez nadanie zaokrąglenia krawędzi natarcia kłapy o średnicy $2r_N = 0,024 l$.

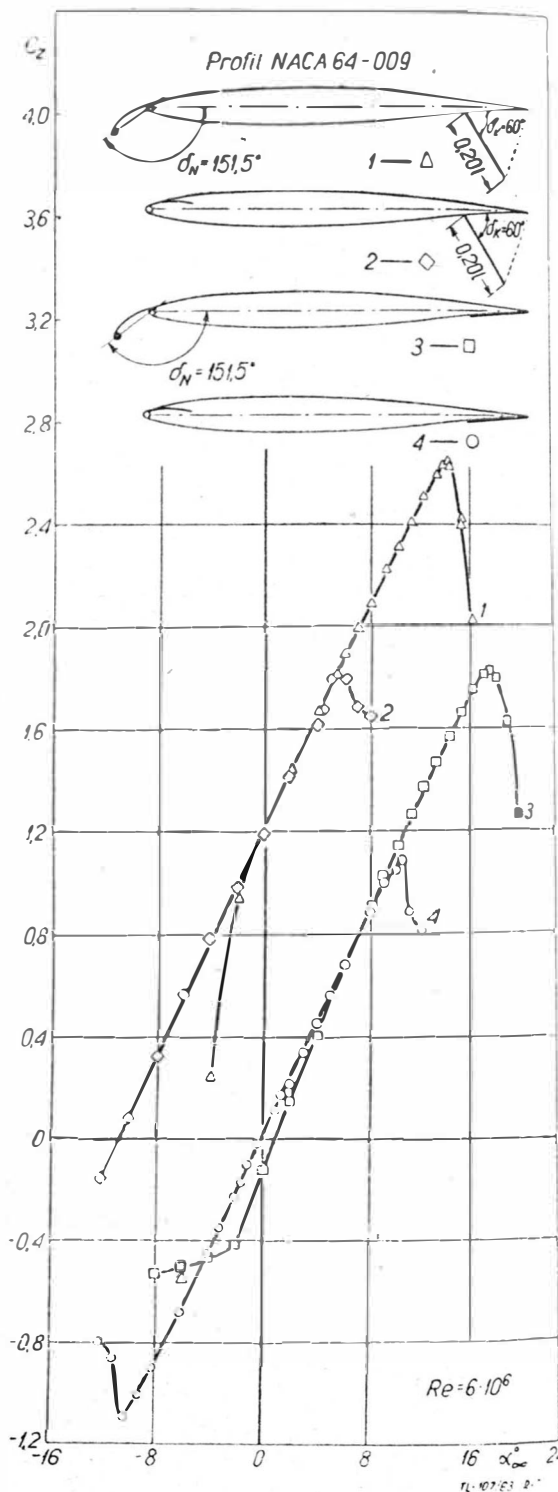
c) Wpływ ukształtowania krawędzi natarcia kłapy czołowej na $\Delta c_{z \max}$

Przez odpowiednie zaokrąglenie w postaci walca krawędzi kłapy czołowej uzyskuje się znaczne polepszenie jej efektywności na przyrost $\Delta c_{z \max}$. Jako miarę tego zaokrąglenia przyjmujemy stosunek średnicy walca $2r_N$ do cięciwy skrzydła l , czyli $\frac{2r_N}{l}$, albo też do szerokości kłapy

$$l_N, \text{ czyli } \frac{2r_N}{l_N}.$$

Wpływ ukształtowania krawędzi natarcia kłapy czołowej w postaci zaokrąglenia walcowatego na $\Delta c_{z \max}$ jest znany, co widać wyraźnie z rys. 8 i 9 i z rys. 10, na których uwidocznione są krzywe $\Delta c_{z \max} = f\left(\frac{2r_N}{l_N}\right)$ dla skrzydła prostokątnego o profilu CAGI 2315 Bis, z kłapą czołową wychyloną o szerokości $l_N = 0,1 l$ i o szerokości $l_N = 0,05 l$ przy optymalnym ich wychyleniu, równym $\delta_{N \text{ opt}} = 135^\circ$.

Wpływ tego zaokrąglenia na efektywność kłapy czołowej zależy od jej szerokości. Jak widać z rys. 10 dla skrzydła z kłapą o szerokości $l_N = 0,1 l$ następuje spadek $\Delta c_{z \max}$ przy zastosowaniu zaokrąglenia krawędzi natarcia kłapy o średnicy $2r_N > 0,3 l_N$. Przyrost $\Delta c_{z \max}$ dla skrzydła z kłapą czołową o szerokości $l_N = 0,05 l$ rośnie liniowo z wielkością zaokrąglenia $\frac{2r_N}{l_N}$ i przy $\frac{2r_N}{l_N} = 0,48$, jest

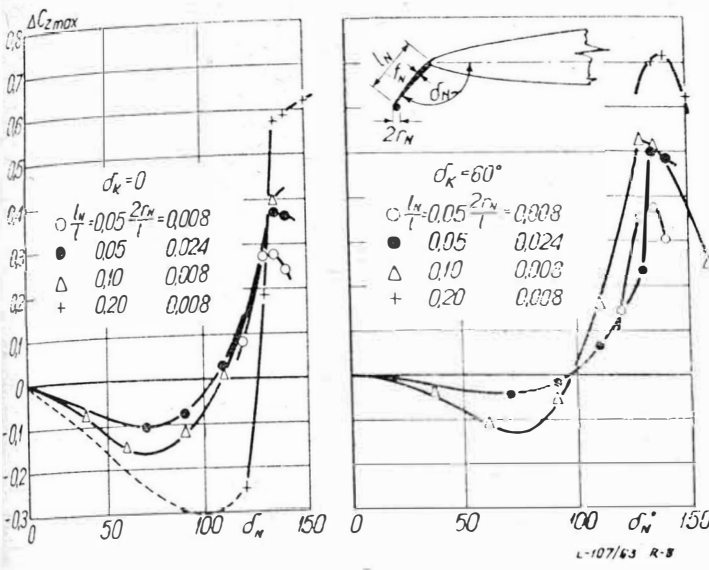


Rys. 7. Zależności $c_z = f(\alpha_{oc})$ dla skrzydła prostokątnego o profilu NACA 64-009 z kłapą czołową górną ($l_N = 0,1 l$; $2r_N = 0,008 l$) przy optymalnym kącie wychylenia $\delta_{N \text{ opt}} = 151,5^\circ$ i z kłapą krokodylową ($l_K = 0,2 l$; $\delta_K = 0^\circ, 60^\circ$).

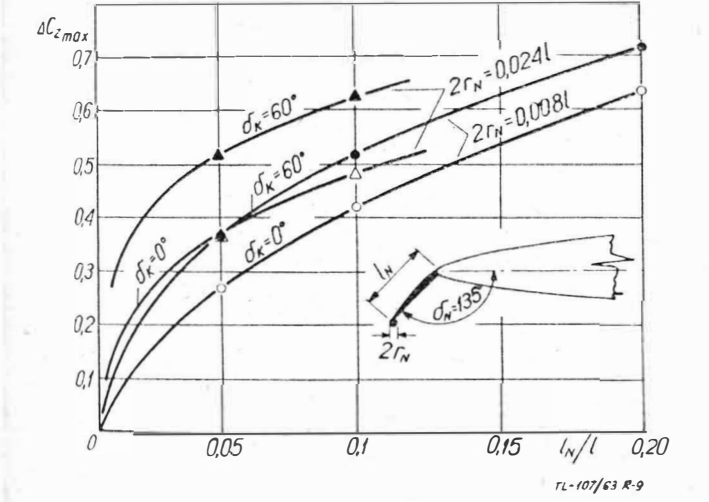
wie dwukrotnie większy od przyrostu $\Delta c_{z \max}$, jaki się uzyskuje za pomocą tej kłapy z ostrą krawędzią natarcia.

d) Wpływ szczeliny między klapą czołową i skrzydłem na c_z

Przez odsunięcie kłapy czołowej od skrzydła otrzymujemy szczelinę; wpływ jej na charakterystykę aerodynamiczną jest niekorzystny, nie uzyskujemy bowiem żadnego prawie



Rys. 8. Zależność $\Delta c_{z \max} = f(\delta_N)$ dla modelu skrzydła prostokątnego o profilu laminarnym CAGI 2315 Bis z klapami czołowymi dolnymi o różnej szerokości względnej $\frac{l_N}{l}$ i różnymi zaokrągleniami ich krawędzi natarcia



Rys. 9. Wpływ szerokości $\frac{l_N}{l}$ kłapy czołowej dolnej na przyrost $\Delta c_{z \max}$ skrzydła prostokątnego o profilu CAGI 2315 Bis przy jej optymalnym wychyleniu $\delta_{N \text{ opt}} = 135^\circ$

przyrostu współczynnika siły nośnej, jedynie zwiększenie kąta natarcia α_{kr} , to znaczy przesunięcie maksimum krzywej $c_z = f(\alpha)$ na większe kąty natarcia, co widać z rysunku 11, na którym pokazany jest wpływ wychylenia kłapy czołowej ze szczeliną $c_s = 0,01 l$ na przebieg krzywych $c_z = f(\alpha)$.

Wpływ kłap czołowych na moment podłużny skrzydła

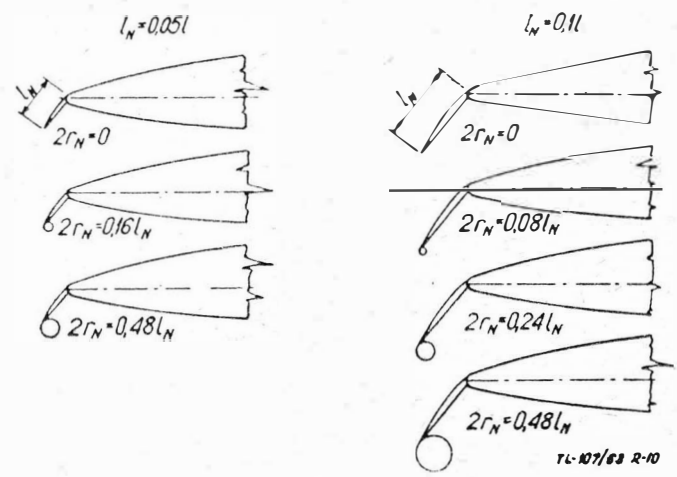
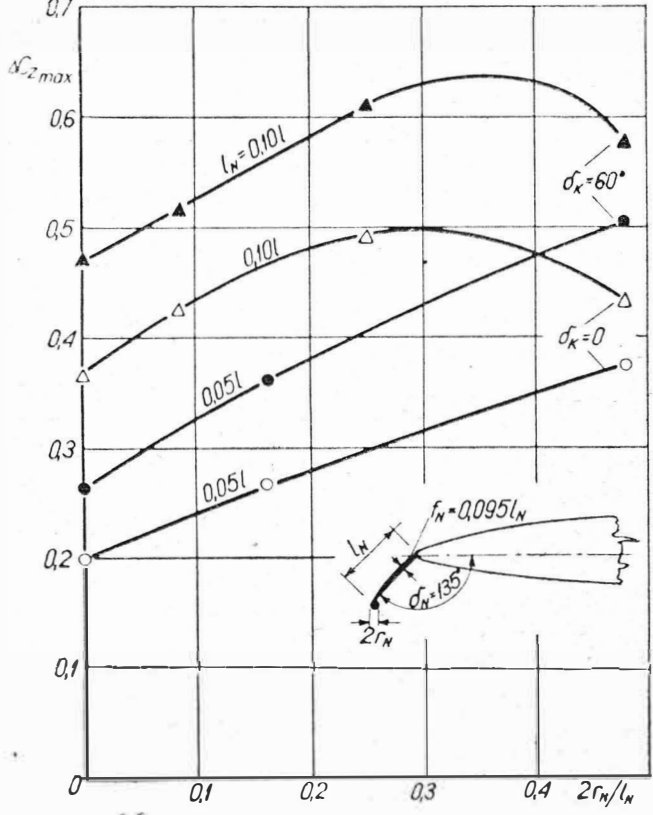
Wpływ kłap czołowych na współczynniki momentu podłużnego względem krawędzi natarcia skrzydła uwidocznił się na rys. 3 i 4, a na rys. 12 pokazany jest wpływ kłapy czołowej górnej i dolnej przy optymalnym ich położeniu na współczynnik momentu $c_{m 0,25} = f(c_z)$ dla skrzydła o profilu NACA 64-009 z klapą krokodylową $l_k = 0,2 l$ zamkniętą i wychyloną $\delta_k = 60^\circ$.

Jak widać, kłapy czołowe powodują zmianę nachylenia krzywej momentów, to znaczy wielkości $\frac{dc_z}{d\alpha}$ tak że otrzymujemy wzrost współczynnika momentu podłużnego skrzydła wraz ze wzrostem współczynnika siły nośnej aż do osiągnięcia $c_{z \max}$ i dalej następuje spadek. Kłapy czołowe powodują więc przesunięcie środka naporu na skrzydło do przodu w obszarze liniowej zależności $c_z = f(c_m)$, co jest wynikiem zwiększenia powierzchni nośnej przedniej części skrzydła, wskutek wysunięcia względem wychylenia kłapy czołowej.

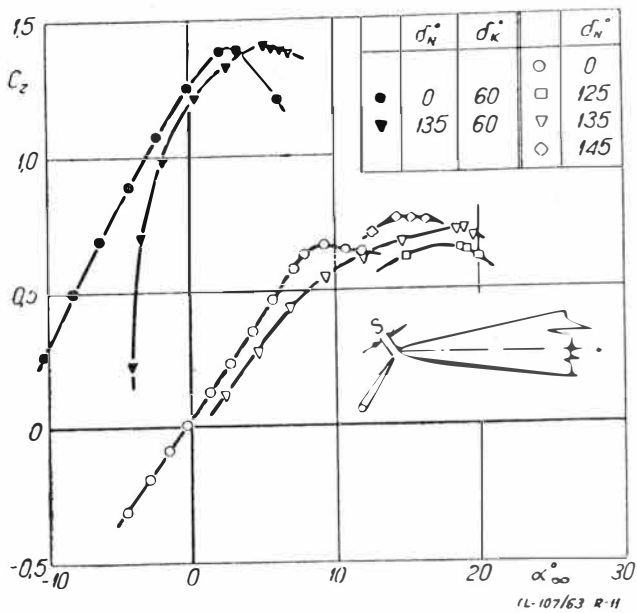
Rozkład ciśnień na klapie czołowej

Przy projektowaniu skrzydeł z klapami ważne jest znać rozkład obciążenia na klapach, to znaczy mieć podane rozkłady ciśnień w poszczególnych przekrojach kłapy wysuniętej na różnych kątach natarcia skrzydła.

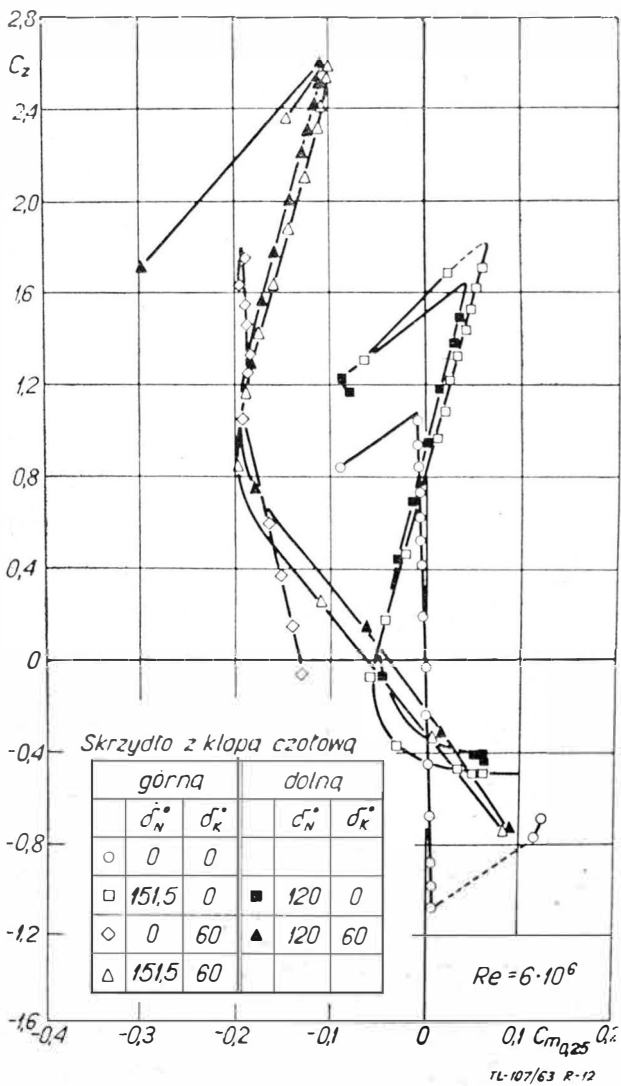
Na rys. 13 pokazany jest rozkład ciśnień na klapie czołowej ($l_N = 0,1 l$; $2r_N = 0,167 l_N$) w przekroju środkowym skrzydła, wychylonej o optymalny kąt $\delta_{N \text{ opt}} \approx 130^\circ$, na różnych kątach natarcia modelu skrzydła o zmodyfikowanym profilu Mustang 2 z zamkniętą klapą krokodylową ($l_k = 0,2 l$), zaś na rys. 14 pokazany jest rozkład ciśnień w tym



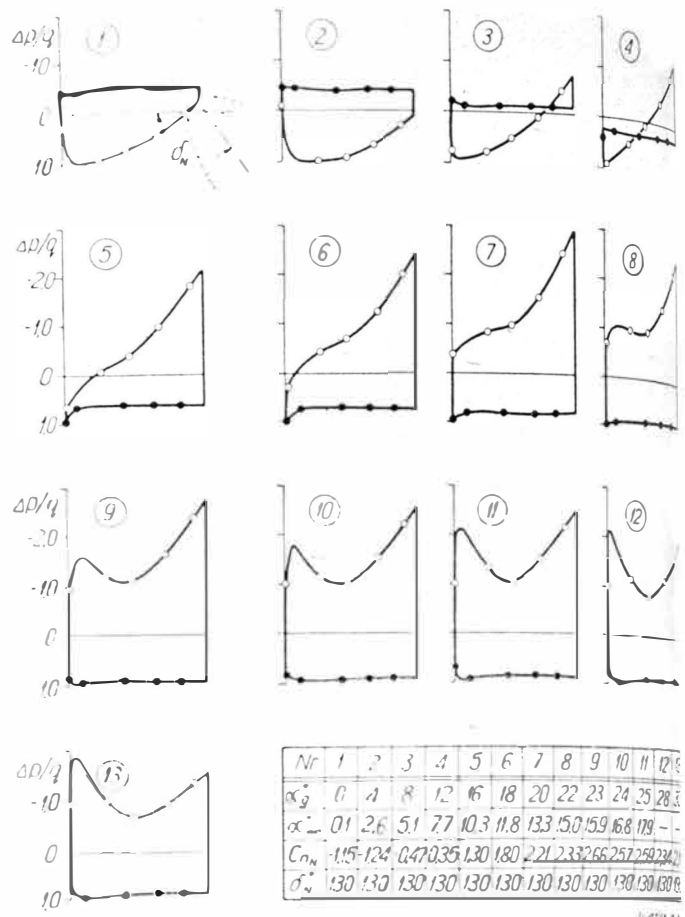
Rys. 10. Wpływ wielkości zaokrąglenia $\frac{2r_N}{l}$ krawędzi natarcia kłapy czołowej dolnej przy optymalnym wychyleniu $\delta_{N \text{ opt}} = 135^\circ$ na $\Delta c_{z \max}$ skrzydła o profilu CAGI 2315 Bis



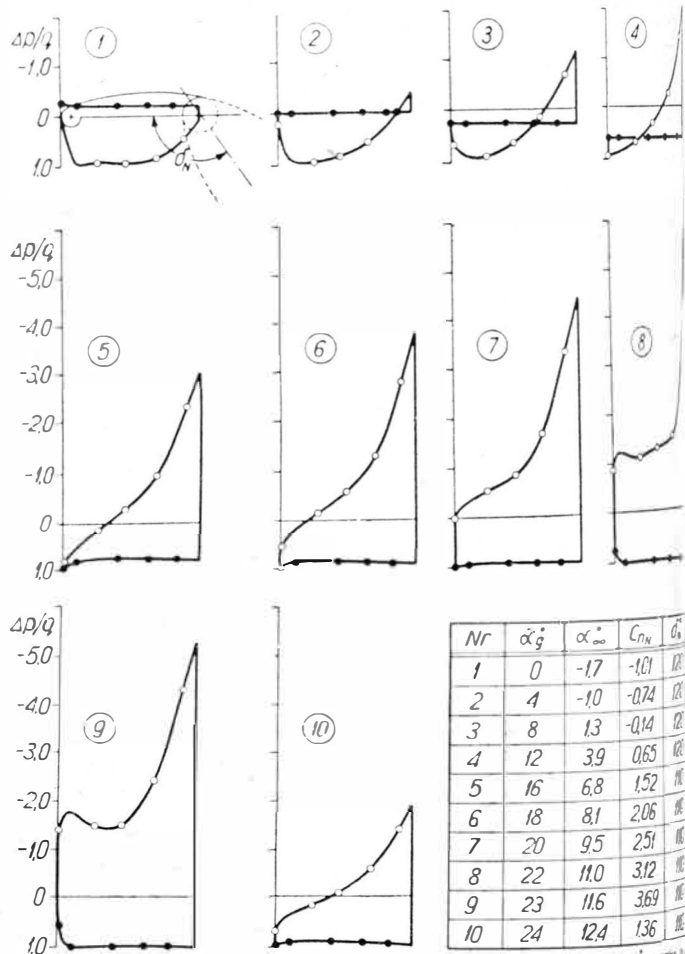
Rys. 11. Wpływ szczeliny ($s = 0,01 l$) między klapą czołową ($l_N = 0,1 l$; $2r_N = 0,12 l_N$) i skrzydłem (profil CAGI 2315 Bis) na współczynniki siły nośnej $c_z = f(\alpha_\infty)$ przy różnych kątach wychylenia δ_N kłapy



Rys. 12. Krzywe współczynnika momentu podłużnego $c_z = f(C_{m0,25})$ dla skrzydła prostokątnego o profilu NACA 64-009, z klapą czołową (wysuwaną) górną ($l_N = 0,1 l$; $2r_N = 0,012 l$) i z klapą czołową (wychylaną) dolną ($l_N = 0,1 l$; $2r_N = 0,012 l$; $\delta_N = 120^\circ$) i z klapą krokodylową ($l_K = 0,2 l$; $\delta_K = 0^\circ$; 60°)



Rys. 13. Rozkład ciśnień na klapie czołowej dolnej ($l_N = 0,1 l$; $2r_N = 0,167 l_N$) wychylonej o kąt optymalny $\delta_N^{opt} = 130^\circ$ dla różnych kątów natarcia modelu skrzydła prostokątnego o profilu Mustang 2 z klapą krokodylową ($l_K = 0,2 l$) zamkniętą



Rys. 14. Rozkład ciśnień na klapie czołowej dolnej ($l_N = 0,1 l$; $2r_N = 0,167 l_N$) wychylonej o kąty $\delta_N = 120^\circ$ i $\delta_N = 110^\circ$ na różnych kątach natarcia modelu skrzydła prostokątnego o profilu Mustang 2 z klapą krokodylową ($l_K = 0,1 l$) otwartą ($\delta_K = 90^\circ$)

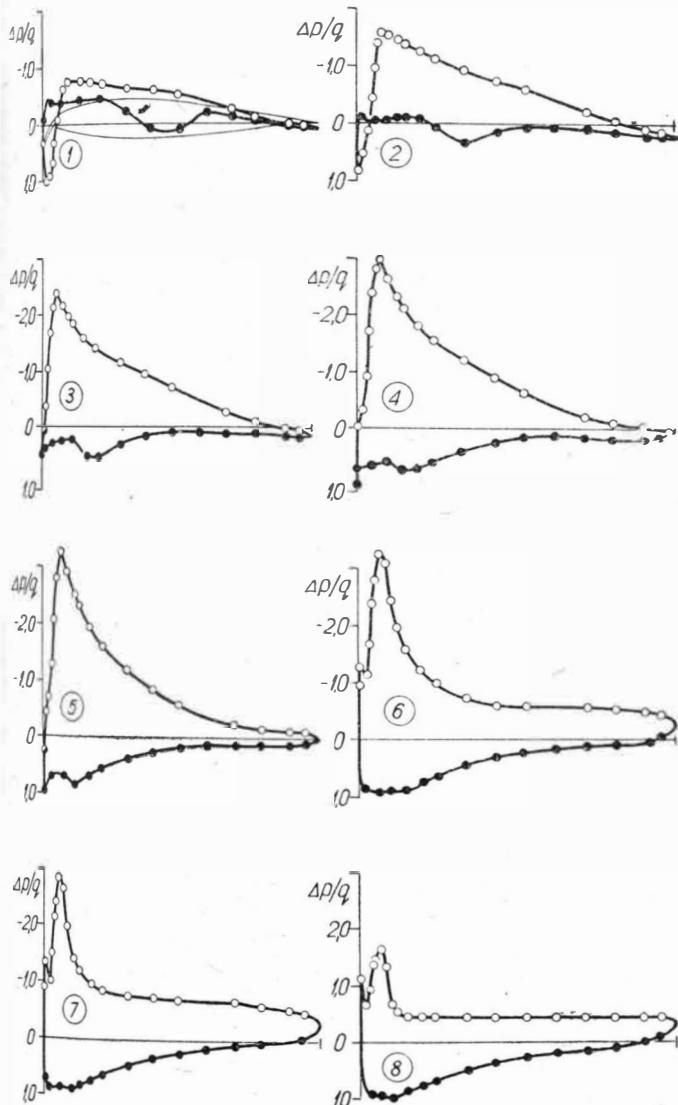
samym przekroju kłapy przy jej wychyleniach $\delta_N = 110^\circ$ i $\delta_N = 120^\circ$, na różnych kątach natarcia, przy otwartej klapie krokodylowej ($l_k = 0,2 l$; $\delta_N = 60^\circ$).

Podany rozkład ciśnień jest przystosowany do określenia siły normalnej P_{nN} do cięciwy kłapy działającej na klapę. Wielkość współczynników tej siły, określonych jako

$$c_{nN} = \frac{P_{nN}}{q \cdot l_N} = \frac{1}{l_N} \int_0^{l_N} \frac{\Delta p}{q} dx$$

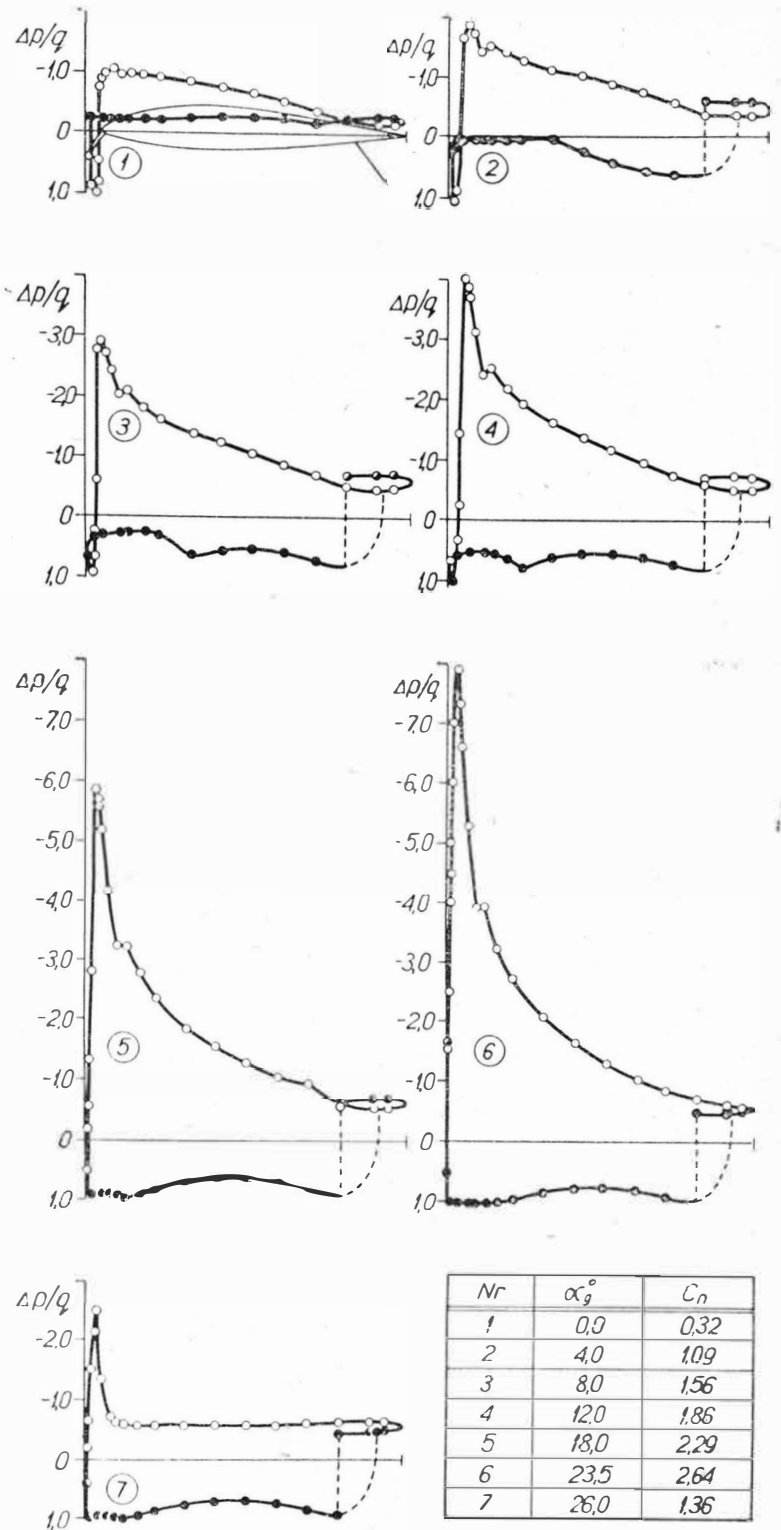
podane są w tabelach. Maksymalna wielkość tego współczynnika przy klapie krokodylowej zamkniętej wynosi $c_{nN \max} = 2,7$ na kącie natarcia $\alpha_\infty = 17^\circ$ przy otwarciu kłapy czołowej $\delta_{N \text{ opt}} \cong 130^\circ$, zaś przy klapie krokodylowej otwartej — $c_{nN \max} = 3,7$, na kącie natarcia $\alpha_\infty = 12^\circ$ i przy otwarciu kłapy czołowej $\delta_N = 110^\circ$.

Wpływ kłapy czołowej na rozkład ciśnień na skrzydle uwidoczony jest na rys. 15 i 16. Na rys. 15 pokazany jest rozkład ciśnień w przekroju środkowym modelu skrzydła prostokątnego o profilu zmodyfikowanym Mustang 2, łącznie z klapą czołową ($l_N = 0,1 l$, $2r_N = 0,167 l_N$) wychyloną o kąt $\delta_{N \text{ opt}} = 130^\circ$ i klapą krokodylową zamkniętą, na



Nr	1	2	3	4	5	6	7	8
α_∞°	4	8	12	16	18	23	25	30
C_n	0,23	0,68	0,95	1,28	1,33	1,34	1,32	0,93

Rys. 15. Rozkład ciśnień w przekroju środkowym modelu skrzydła prostokątnego o profilu Mustang 2, łącznie z klapą czołową ($l_N = 0,1 l$; $2r_N = 0,167 l_N$) wychyloną $\delta_{N \text{ opt}} = 130^\circ$. Klapa krokodylowa zamknięta



Nr	α_∞°	C_n
1	0,0	0,32
2	4,0	1,09
3	8,0	1,56
4	12,0	1,86
5	18,0	2,29
6	23,5	2,64
7	26,0	1,36

TL-107/63 R-15

Rys. 16. Rozkład ciśnień w przekroju środkowym modelu skrzydła prostokątnego o profilu Mustang 2, łącznie z klapą czołową ($l_N = 0,1 l$; $2r_N = 0,167 l_N$) wychyloną o kąt optymalny $\delta_{N \text{ opt}} = 110^\circ$. Klapa krokodylowa ($l_k = 0,2 l$) otwarta ($\delta_k = 60^\circ$).

rys. 16 — w tym samym przekroju, tylko przy wychyleniu kłapy czołowej $\delta_N = 110^\circ$ i wychyleniu kłapy krokodylowej ($l_k = 0,2 l$) $\delta_k = 60^\circ$.

W tabelach podane są wielkości współczynników c_n siły normalnej działającej w danym przekroju oraz wielkości kątów natarcia α_∞ .

Wnioski

Na podstawie rozpatrzonych wyników pomiarów skrzydeł prostokątnych o różnych profilach z klapami czołowymi można wysnuć następujące wnioski:

1. Kłapy czołowe wykazują duży wpływ na przyrost $\Delta c_{z \max}$ i na zwiększenie krytycznego kąta α_{kr} . Wpływ ten

zależy od kąta wychylenia δN , kłapy czołowej, od jej szerokości l_N i od ukształtowania jej krawędzi natarcia.

2. Skuteczność kłapy czołowej wysuwanej (górnej) jest większa od skuteczności kłapy wychyłanej (dolnej) tej samej wielkości i podobnie ukształtowanej.

3. Skuteczność kłapy czołowej jest większa na skrzydle o cieńszym profilu niż na skrzydle o profilu grubszym.

4. Optymalny kąt wychylenia kłapy czołowej δN_{opt} jest zawarty w przedziale $120^\circ < \delta N_{opt} < 150^\circ$.

5. Przez zastosowanie odpowiednio dobranych kłap czołowych można uzyskać przy zamkniętych kłapach krokodylowych przyrost maksymalnego współczynnika siły nośnej

wynoszący $\frac{\Delta c_{z max}}{c_{z max}} \cdot 100 = 72\%$ współczynnika $c_{z max}$ skrzy-

dła bez kłapy i zwiększenie krytycznego kąta natarcia

$$\frac{\Delta \alpha_{kr}}{\alpha_{kr}} \cdot 100 = 68\%$$

α_{kr}

6. Skuteczność kłapy czołowej zależy od promienia zaokrąglenia jej krawędzi natarcia.

7. Wpływ szczeliny między kłapą czołową i skrzydłem nie wykazuje skuteczności kłapy czołowej.

8. Kłapy czołowe powodują przesunięcie środka masy wypadkowej sił aerodynamicznych ku przodowi skrzydła.

9. Na małych kątach natarcia skuteczność kłap czołowych jest ujemna; występuje spadek siły nośnej i wzrost oporu.

Inż. JERZY TYRCHA

Przez odpowiedni dobór kłapy czołowej i kłapy krokodylowej i odpowiednie synchronizowanie ich otwarcia można uzyskać polepszenie własności aerodynamicznych skrzydła na małych kątach natarcia.

LITERATURA

1. Ehrhardt — Windkanaluntersuchungen mit einer Nasenklappe, Windkanalbericht 7/44, Messerschmitt A. G.
2. F. F. Fullmer — Two — Dimensional Wind — Tunnel Investigation of the NACA 64₁—012 Airfoil Equipped with Two Types of Leading Edge Flap, NACA TN No. 1277, 1947
3. F. F. Fullmer — Two Dimensional Wind — Tunnel Investigation of an NACA 64—009 Airfoil Equipped with Two Types of Leading — Edge Flap, NACA TN No. 1624, 1948
4. W. Krüger — Systematische Windkanalmessungen an einem Laminarflügel mit Nasenklappe, Forschungsbericht nr 1948
5. W. Krüger — Windkanaluntersuchungen an einem abgeänderten Mustang-Profil mit Nasenklappe, Kraft und Druckverteilungsmessungen, ZWB, Berlin - Adlershof, 1944, Untersuchungen und Mitteilungen nr 3153, Translation, NACA — TM, nr 1177, 1947
6. Mestern — BV155 — Flügel mit AVA-Nasenklappe, Bericht WWA Blohm und Voss Flugzeugbau
7. B. Regenscheit — Untersuchungen über den Einfluss der Blaukappenform auf die Tragflügelmessergebnisse, Techn. Berichte Bd. 11 (1944), nr 5
8. F. Riegels — Russische Laminarprofile, 3-Teil: Messungen: Profil nr 2315 Bis mit AVA-Nasenklappe Delseke Luftfahrtforschung, Untersuchungen und Mitteilungen nr 3067, 1644, Translation, NACA — TM No. 1127, 1947.

629.14

Poduszkowce

Wstęp

W polskiej nomenklaturze technicznej utarła się nazwa „poduszkowiec” w odniesieniu do pojazdów poruszających się nad powierzchnią ziemi dzięki istnieniu tzw. „poduszki powietrznej”, tj. przestrzeni, w której ciśnienie jest wyższe od ciśnienia atmosferycznego.

Dla poduszkowców przestrzeń ta jest ograniczona powierzchnią dolną pojazdu, powierzchnią ziemi i powierzchnią prostopadłą do powierzchni ziemi, wyznaczoną przez kontur zewnętrzny pojazdu, a ściślej — kontur zewnętrzny jego części nośnej.

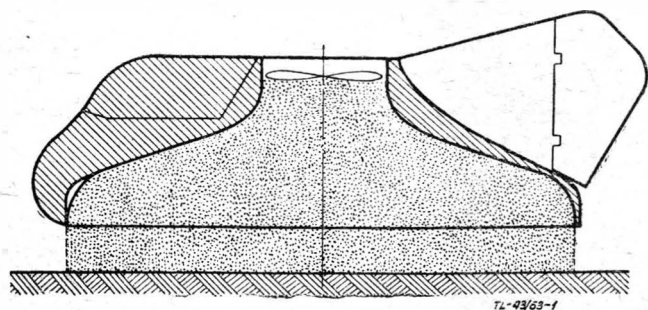
Abstrahując od tego czy nazwa ta jest najładniejsza i najtrafniejsza, w niniejszym artykule użyto tej nazwy ze względu na to, że jest ona ogólnie zrozumiała i chyba zdobyła sobie już prawo obywatelstwa.

Poduszkowce jako idea — są już dość stare, ponieważ pierwszy patent na tego rodzaju pojazd został zgłoszony już w latach trzydziestych. Szersze zainteresowanie poduszkowcami datuje się jednak dopiero od paru lat.

Pierwszym pojazdem tego typu, posiadającym cechy użytkowe, był ogólnie znany angielski Hovercraft SRN-1, którego publiczny pokaz odbył się w 1959 roku w Farnborough.

W następnych miesiącach i latach pojawił się szereg artykułów i publikacji na temat poduszkowców w prasie technicznej wielu państw.

Zagadnieniem tym — ze względu na jego specyfikę — zajęły się zarówno firmy i instytuty lotnicze, jak i samochodowe, kolejowe i okrętowe.



Rys. 1

Powstaje szereg konstrukcji doświadczalnych i użytkowych, przeznaczonych do różnych zadań i różniących się bardzo znacznie pod względem konstrukcji i sposobu użytkowania „poduszki powietrznej”.

Celem niniejszego artykułu jest zapoznanie czytelnika ze stanem obecnym i perspektywami rozwoju poduszkowców.

Rodzaje poduszkowców

Spośród obecnie budowanych i projektowanych poduszkowców można wyodrębnić następujące grupy i podgrupy (rys. 2).

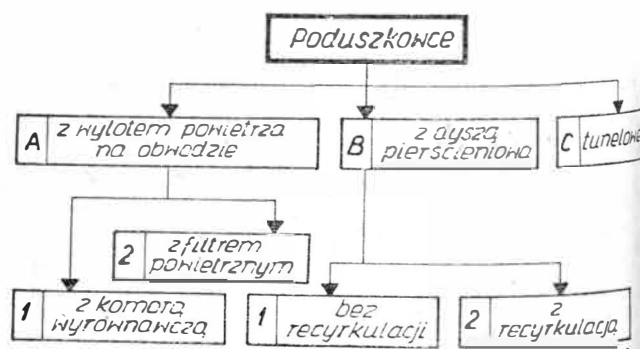
Obecnie omówione zostaną poszczególne grupy.

A 1. Poduszkowce z komorą wyrównawczą (rys. 3)

Pod dzwon A tłoczone jest przez wentylator B powietrze pod ciśnieniem rzędu 100—500 kG/m².

W komorze, utworzonej przez dzwon, następuje wyrównanie ciśnienia i siła nośna $P = \Delta p F$, gdzie $\Delta p = p_n - p_a$ jest nadciśnieniem panującym pod dzwonem, a F jest polem rzutu dzwonu na płaszczyznę podłoża.

Jest rzeczą oczywistą, że gdy wartość siły P będzie większa od ciężaru G , to pojazd uniesie się do góry. Wytwarzana jednak różnica ciśnień Δp spowoduje, że powietrze się dzwonu będzie wpływać do otaczającej przestrzeni po-



Rys. 2

szczylinę powstałą między krawędzią dzwonu, a powierzchnią podłoża.

Prędkość wypływu powietrza spod dzwonu, zgodnie z równaniem charakteryzującym wypływ cieczy nieściśliwej ze zbiornika ciśnieniowego, może być wyrażona zależnością

$$V = k_1 \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta p} \quad [1]$$

a wydatek

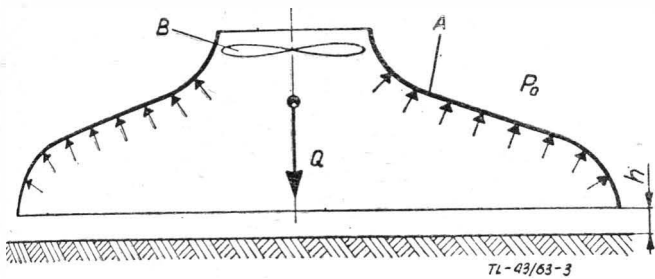
$$Q' = k_2 S \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta p} \text{ lub } Q' = k_2 Lh \sqrt{\frac{2}{\rho} \Delta p} \quad [2]$$

gdzie k_1 i k_2 współczynniki charakteryzujące kształt krawędzi dzwonu wyznaczono doświadczalnie (K_1 odpowiada współczynnikowi kontrakcji). Pole szczeliny $S = Lh$, gdzie L jest długością konturu, a h wysokością, na jaką unosi się pojazd, zwaną dalej pułapem.

Zakładając $P = G$ i podstawiając $\Delta p = \frac{G}{F}$ otrzyma się ostatecznie

$$Q' = k_2 Lh \sqrt{\frac{2G}{\rho F}} \quad [3]$$

Ponieważ dla uzyskania stanu równowagi konieczne jest, by wydatek powietrza wypływającego spod dzwonu Q' był



Rys. 3

równy wydatkowi wentylatora Q , więc po podstawieniu $Q' = Q$ i przekształceniu wzoru [3] pułap pojazdu wyniesie

$$h = \frac{Q}{k_2 L} \sqrt{\frac{F \rho}{G^2}} \quad [4]$$

Ponieważ wydatek wentylatora $Q = \frac{N_e 75 \eta_w}{\Delta p}$, więc po podstawieniu do wzoru [4] wyrażenie na pułap przyjmie postać

$$h = \frac{N_e 75 \eta_w}{k_2 L} \sqrt{\left(\frac{F}{G}\right)^3}$$

Ponieważ ciśnienia są niewielkie możemy przyjąć, że gęstość $\rho = 0,125$ i nie ulega zmianie, skąd $\sqrt{\frac{2}{\rho}} = 4$ i po wymnożeniu:

$$h = 18,75 \frac{N_e 75 \eta_w}{k_2 L} \sqrt{\left(\frac{F}{G}\right)^3}$$

Zgodnie z powyższym wzorem, pojazd o obrysie kołowym, o średnicy $D = 2$ m, ciężarze $G = 200$ kG, wyposażony w silnik napędzający wentylator o mocy $N_e = 10$ KM, będzie posiadał pułap $h = 3,5$ cm.

Jak widać, pułap takiego pojazdu jest niewielki i trudno mówić o pokonywaniu trudniejszego terenu.

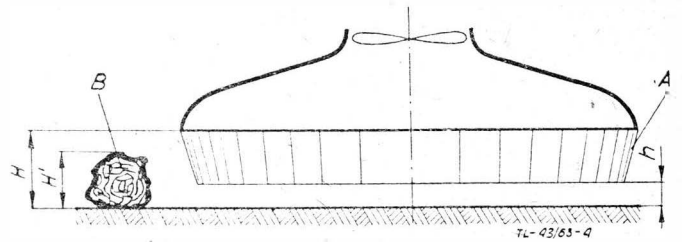
W celu poprawienia własności „trakcyjnych” w poduszkowcach tej grupy i nie tylko tej grupy, stosowane są specjalne fartuchy z elastycznego materiału, których działanie ilustruje rys. 4.

Gdy pojazd natrafi na przeszkodę B o wysokości H' np. kamień, to wówczas fartuch A ugnie się, co pozwoli na przejście nad przeszkodą.

Fartuchy takie wykonywane są z tkaniny, z płatów gumy lub w postaci szczotki włosianej.

A 2. Poduszkowce z filmem powietrznym (rys. 5)

Przez wentylator lub sprężarkę A tłoczone jest pod płytkę B sprężone powietrze, różnica ciśnień działająca na płytkę powoduje uniesienie się jej.



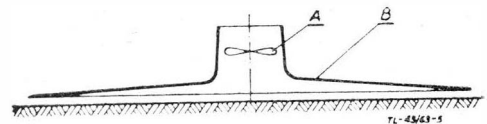
Rys. 4

Konstrukcja ta ze względu na niewielkie pułapy rzędu milimetrów nadaje się w zasadzie jedynie dla pojazdów poruszających się po specjalnych bieżniach.

Przykładem dostosowania tej grupy pojazdu do normalnych torowisk jest rozwiązanie pokazane na rys. 6.

Przez przewód A tłoczone jest sprężone powietrze, które uchodząc otworami B powoduje powstanie między ślizgiem C a główką szyny D — szczeliny powietrznej.

Przy poruszaniu się ślizgu C względem szyny D tarcie suche zostaje zastąpione tarcie płynnym, przy czym filmem smarującym jest powietrze.



Rys. 5

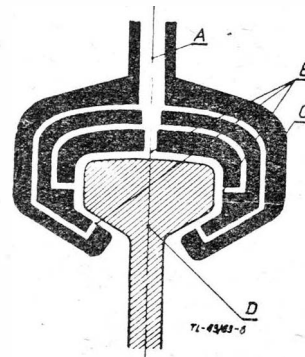
Nie trzeba wyjaśniać, że opory tarcia w takiej konstrukcji są znacznie niższe, niż opory tarcia tocznego kół po szynie.

Jednak powierzchnia szyny musi być czysta, nie można sobie wyobrazić poruszania się pojazdu wyposażonego w takie ślizgi po torowiskach zasypanych śniegiem, co gorsze — po torowiskach obmarzniętych.

B 1. Poduszkowce z dyszą pierścieniową (rys. 7)

Na obwodzie poduszkowca znajduje się stosunkowo wąska szczelina o szerokości t , nachylona do pionu pod kątem γ .

Strumień powietrza wypływający z dyszy pierścieniowej na skutek różnicy ciśnień zostaje odchylony na zewnątrz. Pułapem pojazdu jest więc wysokość „ h ”, na której nastąpi odchylenie strumienia o kąt $\alpha = 90 + \gamma$.



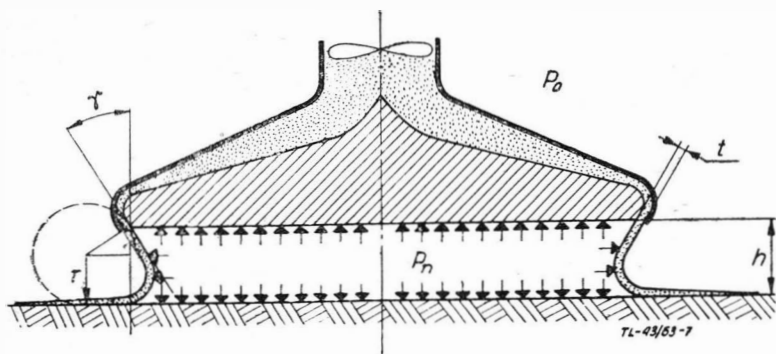
Rys. 6

Rzecz jasna, że w pojeździe tego typu pułap zależy od ciśnienia P_n lub ściślej od różnicy ciśnień Δp , energii kinetycznej strumienia wypływającego powietrza oraz od wielkości kąta γ .

Na temat dyszy pierścieniowej opublikowano szereg teorii, które czytelnik znajdzie w publikacjach wymienionych na końcu artykułu.

Ze względu na opisowy charakter artykułu, ograniczono się do podania elementarnego wyjaśnienia zjawiska.

Strumień wypływający z dyszy znajduje się na granicy dwóch obszarów o ciśnieniach p_n i p_o , znajduje się więc pod działaniem przyspieszeń skierowanych prostopadle do osi strumienia.



Rys. 7

Zakładając, że grubość strumienia $t = \text{const}$ i prędkość średnia strumienia $V = \text{const}$, przyspieszenie to będzie przyspieszeniem dośrodkowym w ruchu po torze kołowym.

$$a = \frac{V^2}{r}$$

Skąd siła dośrodkowa działająca na jednostkę powierzchni bocznej strumienia

$$p_{\text{dośr}} = \Delta p = \rho t \frac{V^2}{r}$$

Ponieważ okrąg koła stanowiącego oś strumienia z założenia jest styczny do osi dyszy w miejscu wylotu i do powierzchni podłoża, pałap

$$h = r + r \sin \Theta = r (1 + \sin \Theta)$$

wyrażając więc r przez h nadciśnienie pod poduszkowcem

$$\Delta p = \frac{\rho t V^2 (1 + \sin \Theta)}{h} = \frac{G}{F}$$

skąd

$$h = \frac{\rho t V^2 (1 + \sin \Theta) F}{G}$$

Korzystając z zależności $T = l t \rho V^2$ i $N = TV$ mamy ostatecznie

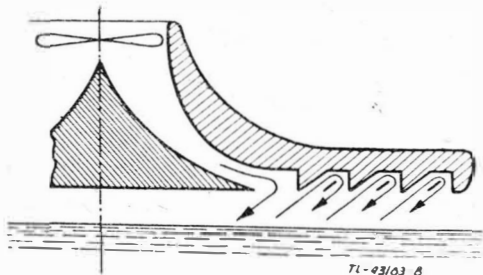
$$h = 75 \frac{N_e \eta_s}{L V} \frac{F}{G}$$

gdzie η_s współczynnik sprawności uwzględniający straty przy przepływie strumienia przez wentylator, kanał pierścieniowy i straty na wylocie z dyszy, a N_e — moc silnika w KM.

Dzięki względnej prostocie oraz dobrym osiągom, poduszki z dyszą pierścieniową znalazły obecnie szerokie zastosowanie. Wypływające z dyszy powietrze można przyrównać do wspomnianego uprzednio elastycznego fartucha stosowanego w poduszkowcach z komorą wyrównawczą.

B 2. Poduszki z dyszą pierścieniową i recyrkulacją (rys. 8)

Zasadniczą cechą tego typu pojazdu jest zastosowanie pewnego rodzaju uszczelnienia labiryntowego, dzięki któ-



Rys. 8

remu następuje znaczne zmniejszenie prędkości wypływu powietrza spod poduszki.

Wyniki uzyskane przy badaniach modeli pozwalają przewidywać, że poduszki tego rodzaju będą miały najlepsze osiągi.

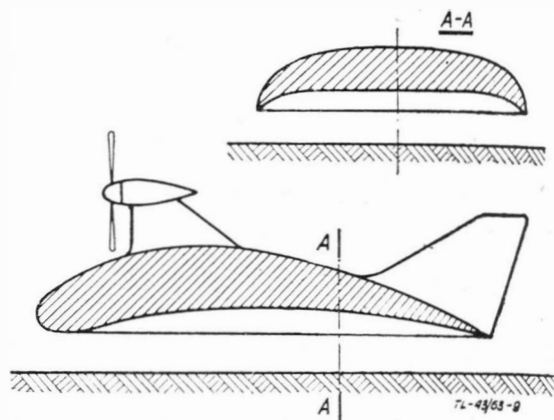
Przewiduje się na podstawie badań przeprowadzonych na modelach w przepływie dwuwymiarowym, że poduszki tego typu mogą osiągnąć obciążenie mocy rzędu 50 kG/KM przy prędkości wynoszącej 2/3 średnicy i ciśnieniu około 50 kG/cm².

Porównując te osiągi z osiągniętymi w obecnych stosowanych poduszkowcach należy stwierdzić, że koncepcja — mimo trudności konstrukcyjnych — jest bardzo obiecująca.

C. Poduszki tunelowe (rys. 9)

W poduszkowcach tego typu wykorzystywany jest efekt sprężania powietrza przepływającego przez dyszę, utworzonego przez powierzchnię podłoża i dolną powierzchnię pojazdu w czasie ruchu postępowego.

Oczywiste, że pojazd taki może osiągnąć wymagany pałap dopiero po osiągnięciu odpowiedniej prędkości, musi więc być wyposażony w koła, płozy lub pływaki, umożliwiające rozbieg.

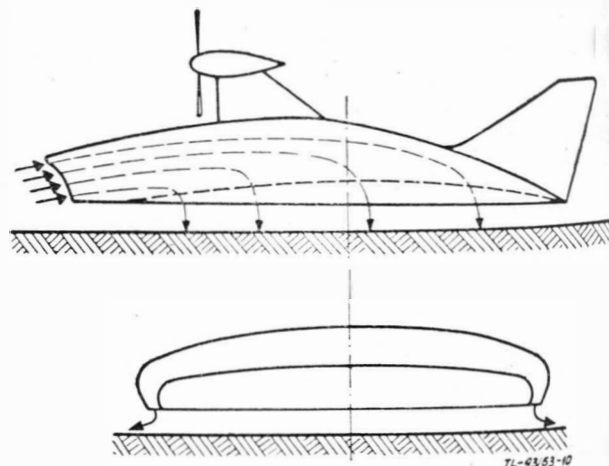


Rys. 9

Wydaje się jednak, że mimo tej wady, pojazdy tego typu mają duże perspektywy dla szybkiej komunikacji na dużych odległości ze względu na niewielkie opory i bardzo zwartą i prostą konstrukcję. Tak, jak pojazd przedstawiony na rys. 9 można w pewnym sensie przyrównać do poduszki z komorą wyrównawczą, przy czym wentylator został zastąpiony chwytem powietrza skierowanym do przodu, to pewną odmianą poduszki tunelowej, pokazaną na rys. 10, można przyrównać do poduszki z dyszą pierścieniową.

W poduszkowcu tym, przeznaczonym dla dużych prędkości ma być zastosowany dodatkowy chwyt powietrza, przy którym powietrze będzie dostarczone do dysz szczelinowych umieszczonych po bokach pojazdu. Zastosowanie dysz umiarkowanie zwiększenie pałapu, podobnie jak to ma miejsce w poduszkowcach z dyszą pierścieniową.

Przytoczony powyżej podział poduszkowców na rodzaje byłby niepełny, jeżeliby nie omówić poduszkowców przeznaczonych wyłącznie do poruszania się nad wodą.

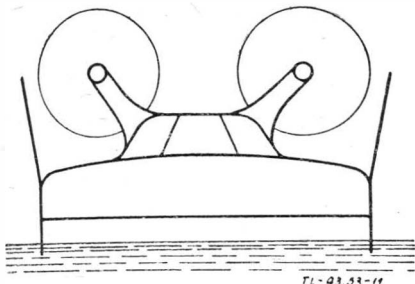


Rys. 10

Jednym z rodzajów poduszkowca nawodnego jest poduszkowiec z komorą wyrównawczą, dyszą pierścieniową, czy poduszkowiec tunelowy zaopatrzony w boczne płyty (rys. 11).

Dzięki istnieniu płyt bocznych powierzchnia wylotu powietrza (patrz wzory 2 i 3) $S = Lh$ zmniejsza się ze względu na zmniejszenie L , a co za tym idzie — przy tej samej mocy silnika może być zwiększony pułap lub przy tym samym pułapie może być zmniejszona moc pobierana.

Korzyść ta jest jednak realna tylko dla pojazdów z niewielkimi prędkościami postępowymi; dla większych prędkości postępowych opory tarcia takich płyt bocznych są tak duże, że moc potrzebna na pokonanie tych oporów wielokrotnie przewyższa moc „zaoszczędzoną” na skutek zastosowania płyt bocznych.



Rys. 11

Innym rozwiązaniem dla poduszkowców nawodnych jest odmiana poduszkowca z dyszą pierścieniową, przy czym przez dyszę pierścieniową zamiast powietrza tłoczona jest woda.

Woda do dyszy pierścieniowej podawana jest przez specjalną pompę. Do pompy woda zostaje zassana poprzez przewód z chwytem zanurzonym w wodzie.

Zastosowanie wody zamiast powietrza jest uzasadnione tym, że strumień wody, a więc czynnika o znacznie większej gęstości, będzie posiadał tę samą energię kinetyczną, przy znacznie mniejszym wydatku. Z drugiej strony, dzięki dużej masie cząstek wody, odchylenie strumienia przez nadciśnienie w poduszce powietrznej będzie mniejsze, niż dla strumienia powietrznego.

W efekcie można więc zastosować do pompowania wody urządzenia o znacznie mniejszych wymiarach gabarytowych niż wentylatory lub uzyskanie przy tej samej mocy większych pułapów.

W układzie tym istnieje jednak konieczność stosowania dodatkowo wentylatora dla wytworzenia poduszki powietrznej.

Jest to więc układ zbliżony również do poduszkowca z komorą wyrównawczą, przy czym rolę fartucha spełnia tutaj strumień wody.

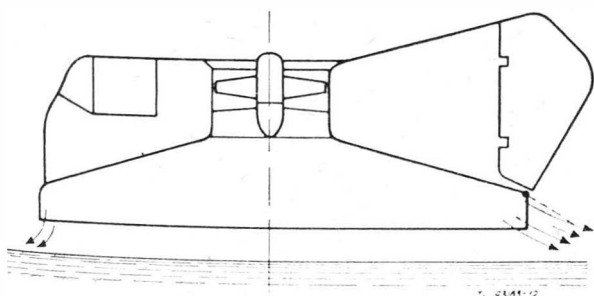
Osobny podział poduszkowców można przeprowadzić ze względu na rodzaj napędu stosowanego dla uzyskania ruchu postępowego.

Można tu mówić o poduszkowcach z napędem integralnym i oddzielnym.

Pod pojęciem napędu integralnego należy rozumieć układ, w którym ruch postępowy uzyskiwany jest na skutek skierowania w odpowiednim kierunku części powietrza, dostarczonego przez wentylator.

Napęd tego typu może być zastosowany na przykład w poduszkowcach z komorą wyrównawczą lub dyszą pierścieniową.

Schemat układu, w którym wpływ powietrza z komory zbiorczej jest wykorzystany dla nadania ruchu postępowego, przedstawia rys. 12.



Rys. 12

Przy napędzie oddzielnym poduszkowiec wyposażony jest w osobne urządzenie, dające siłę ciągu skierowaną do przodu.

W realizowanych konstrukcjach są to śmigła, silniki odrzutowe lub dla pojazdów nawodnych — śruby wodne.

W zależności od typu i przeznaczenia spotykane są różne rozwiązania, z którymi czytelnik będzie mógł się zapoznać w dalszej części artykułu poświęconej przeglądowi współczesnych poduszkowców.

Na zakończenie omówienia rodzajów konstrukcji należy jeszcze powiedzieć parę słów na temat sterowania poduszkowców.

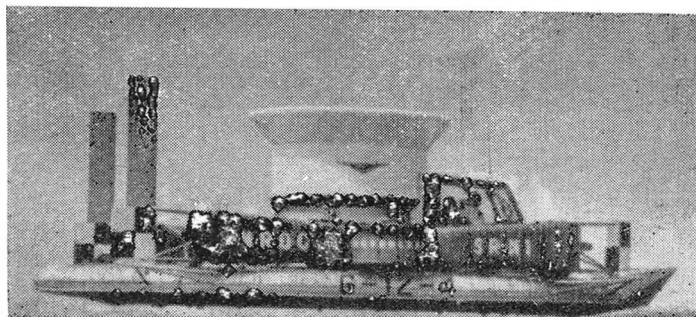
Podobnie, jak przy omawianiu napędów dla uzyskania ruchu postępowego, sterowanie można również podzielić na sterowanie integralne i sterowanie oddzielne.

Analogicznie do napędu integralnego, sterowanie integralne polega na odpowiednim kierowaniu części powietrza dostarczonego przez wentylator.

Przykładem może być poduszkowiec SRN 1, w którym zastosowano specjalne dysze (rys. 13). Przepływ przez dyszę jest sterowany.

Przez odpowiednie kombinacje sterowania jest więc możliwe uzyskanie wypadkowych sił ciągu, pozwalających na ruch postępowy w dowolnym kierunku, jak również uzyskanie momentów wypadkowych o wektorze prostopadłym do powierzchni ziemi, pozwalającym na obroty pojazdu.

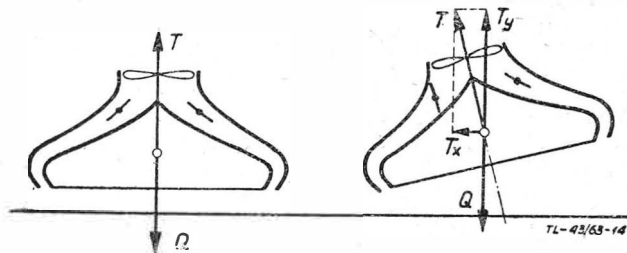
Należy tutaj zwrócić uwagę na fakt, że w zasadzie poduszkowiec jest samostateczny podłużnie i poprzecznie w związku z czym nie są konieczne urządzenia do sterowania poprzecznego i podłużnego.



Rys. 13

Niemniej istnieją układy, w których tego typu sterowanie istnieje albo w celu usunięcia wpływów bocznego wiatru czy nierównomiernego rozkładu ładunku, albo w celu umożliwienia pochylenia wektora siły nośnej.

Pochylenie wektora siły nośnej pozwala na realizowanie sterowania podobnego do sterowania śmigłowca (rys. 14). To znaczy, że przez pochylenie w odpowiednim kierunku wektora siły nośnej pojawia się składowa pozioma powodująca ruch postępowy pojazdu.



Rys. 14

Sterowanie oddzielne realizowane jest przez zastosowanie śmigieł czy śrub wodnych, o przekręconych w płaszczyźnie poziomej osiach obrotu (rys. 15).

W większości konstrukcji istnieją dodatkowo stateczniki i stery aerodynamiczne lub hydrodynamiczne. Jest rzeczą oczywistą, że urządzenia te mogą działać dopiero po osiągnięciu odpowiedniej prędkości postępowej, nie zastępują więc zasadniczego sterowania, a jedynie je uzupełniają.

Przegląd współczesnych konstrukcji poduszkowców

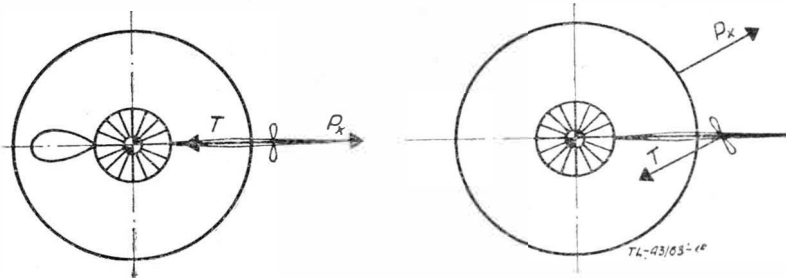
W obecnej chwili różnorodność rodzajów poduszkowców, wykonanych tak dla celów badawczych jak i użytkowych, jest tak duża, że nie sposób wymienić wszystkich.

Ograniczono się więc do przytoczenia i omówienia jedynie konstrukcji najbardziej dojrzałych lub szczególnie ciekawych.

Ze względów historycznych należy zacząć od wspomnianego we wstępie poduszkowca SRN1.

Poduszkowiec SRN1, należący do grupy poduszkowców z dyszą pierścieniową, został wykonany w czerwcu 1959 r. w firmie Saunders-Roe Division dla celów doświadczalnych.

Pojazd ten, cechujący się wręcz prymitywną konstrukcją, rozwijał prędkość nad wodą do 55 km/godz, a w próbach nad ziemią osiągał prędkość maksymalną około 110 km/godz oraz maksymalny pułap 0,4 m.



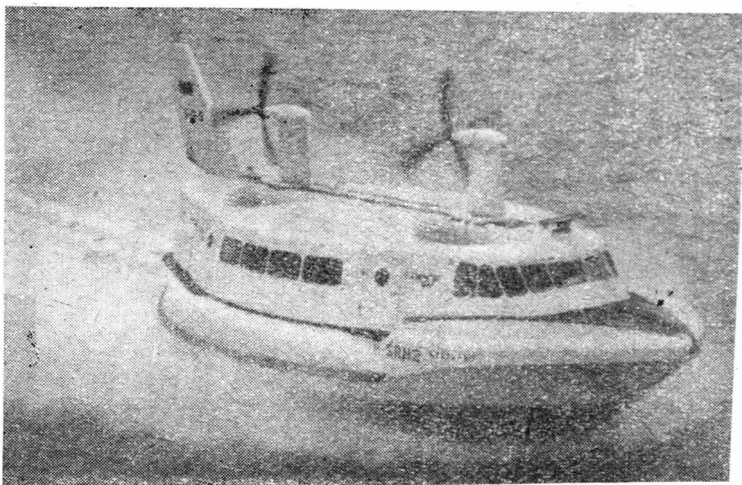
Rys. 15

SRN1 jest wyposażony w silnik tłokowy Alis Leonides (435 KM), napędzający wentylator osiowy.

Wentylator dostarcza około 70% powietrza do dwóch współśrodkowych dysz pierścieniowych oraz około 30% do specjalnych dysz, widocznych na górnej powierzchni pojazdu.

Odpowiednio sterowany wydatek dysz oraz odpowiednie ustawienie płytek sterujących, umieszczonych w strumieniach wylotowych dysz, umożliwiła przemieszczenie się pojazdu we wszystkich kierunkach, jak również obroty wokół osi pionowej.

Ciśnienie poduszki powietrznej wynosi zaledwie 0,01 kG/cm². SRN1 był wykonany w czterech wersjach różniących się znacznie między sobą tak pod względem konstrukcji, jak i osiągow, a więc SRN1 Mark 1 (1959 r.) posiadał ciężar eksploatacyjny 4060 kG, prędkość 46 km/godz, gdy SRN1 Mark 4 (1961/62) posiada ciężar 7110 kG i dzięki wyposażeniu w dodatkowy silnik odrzutowy Bristol Siddeley Viper o ciągu 680 kG, osiąga prędkość powyżej 120 km/godz. Ponadto w tej wersji przód pojazdu ma kształt dziobu łodzi.



Rys. 16

Na podstawie wyników prób przeprowadzonych na poduszkowcu SRN1 został opracowany i wykonany SRN2 (rys. 16). Jest to już pojazd użytkowy przeznaczony do przewozu 54—66 pasażerów.

Dane techniczne:

długość 19,66 m,
szerokość 8,99 m,
maks. ciężar eksploatacyjny 35 560 kG,
zasięg 360 km,
prędkość podróżna 70 km/godz,
pułap normalny 0,3—0,45 m,
pułap maksymalny 0,76 m.

SRN2 wyposażony jest w cztery silniki turbinowe Blackburn A 129 po 815 KM; dwa z nich napędzają dwa wentylatory odśrodkowe, a dwa — śmigła napędowe umieszczone na cokołach.

Sterowanie pojazdu odbywa się przez odchylenie wałków śmigłowych wokół osi pionowej oraz przez zmianę skłonu śmigieł. Przy dostatecznej prędkości postępowej współdziałają przy sterowaniu stery kierunkowe. Ponadto pojazd jest wyposażony w wodne zbiorniki balastowe, pozwalające na zmianę położenia środka ciężkości.

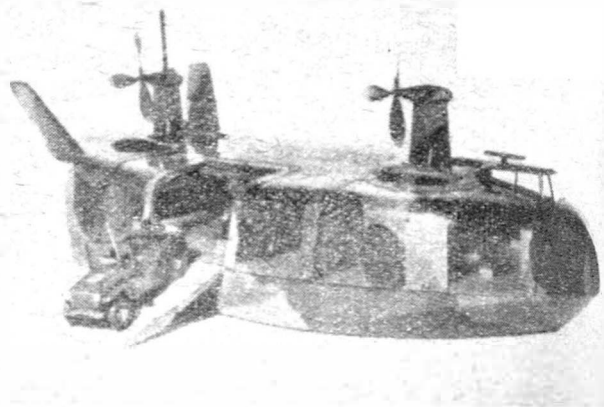
Dalszym rozwinięciem ma być 40-tonowy poduszkowiec SRN3 zabierający na pokład 100 pasażerów (rys. 17).

Ciekawym poduszkowcem, również brytyjskim, jest poduszkowiec D.2 firmy William Denny and Brothers Ltd (rys. 18).

Jest to poduszkowiec z komorą wyrównawczą i sztywnymi ścianami bocznymi (fartuchami) wyłącznie przeznaczony do komunikacji nawodnej. D.2 zabiera 88 pasażerów i rozwija szybkość podróżną 45 km/godz.

Ruch postępowy pojazdu zapewniają duże śruby wodne, które działają również jako urządzenia sterujące.

Innym poduszkowcem, przeznaczonym do przewozu pasażerów, jest VA.3 firmy Vickers Armstrong Ltd. (rys. 19). Jest to poduszkowiec z dyszą pierścieniową.



Rys. 17

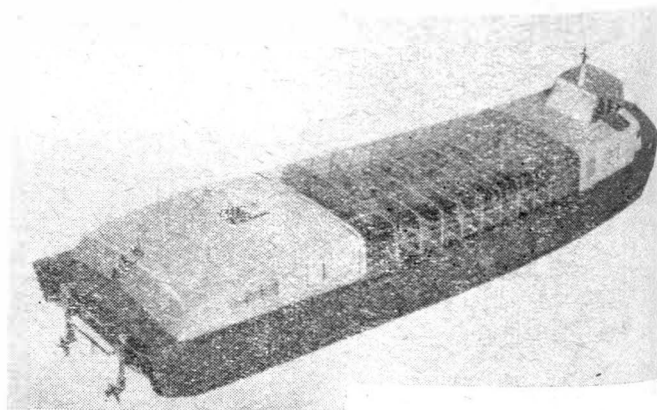
Dane techniczne VA.3 przedstawiają się następująco:

długość 16,67 m,
szerokość 8,20 m,
ciężar użyteczny 11 110 kG,
normalny ładunek 24 pasażerów,
prędkość podróżna 113 km/godz,
maks. pułap zawisu 0,20 m,
maks. pułap przy prędkości postępowej 0,69 m.

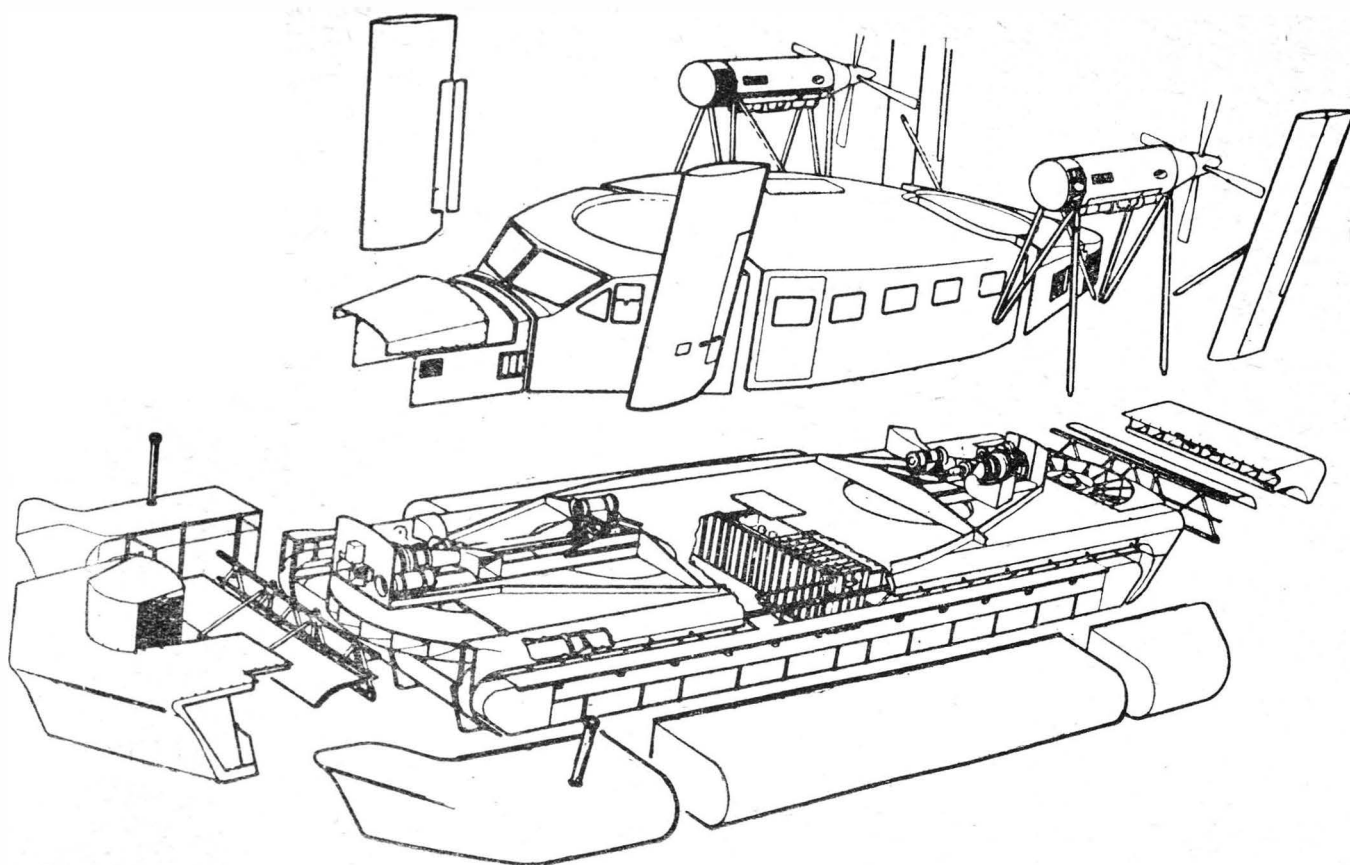
Poduszkowiec wyposażony jest w cztery silniki Blackburn Turmo 603; dwa do napędu wentylatorów odśrodkowych i dwa do napędu śmigieł.

Sterowanie odbywa się przez wychylenie sterów znajdujących się w strumieniach śmigłowych.

Jak widać z przytoczonych danych, mimo że pojazd nie posiada tak dopracowanych i eleganckich kształtów jak SRN2, to osiągi jego są bardzo interesujące.



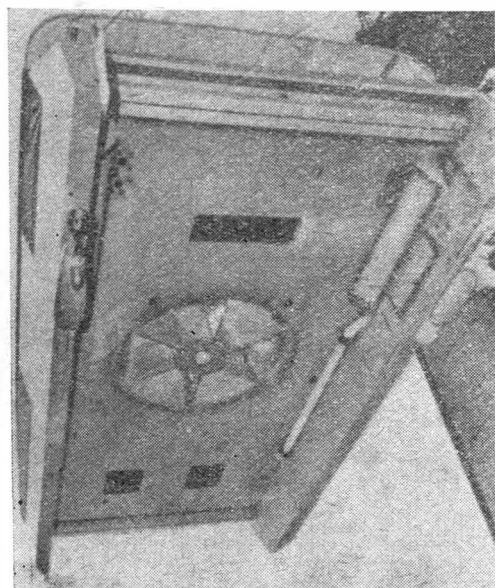
Rys. 18



Rys. 19



Rys. 20



Rys. 21

Bardzo efektowną konstrukcją jest Air Scooter firmy Bell (rys. 20).

Jest to jednoosobowy poduszkowiec z komorą wyrównawczą, przy czym rolę fartucha spełnia szczotka włosiana na całym obwodzie pojazdu.

Poduszkowiec wyposażony jest w silnik o mocy 14 KM, napędzający wentylator o średnicy 76 cm. Długość pojazdu wynosi 2,16 m, a szerokość 1,35 m.

Air Scooter rozwija prędkość do 40 km/godz i osiąga pułap wynoszący 6,5 cm.

Bardzo ciekawe jest to, że pojazd ten został wykonany w wyjątkowo krótkim czasie — 33 dni.

Podstawowymi materiałami użytymi do produkcji są aluminium i laminat szklany.

Sterowanie i napęd pojazdu odbywa się przez upust powietrza z komory wyrównawczej, poprzez odpowiednio skierowane, sterowane wyloty (widoczne na powierzchniach bocznych pojazdu).

Zastosowanie fartuchów wodnych można z kolei zaobserwować na poduszkowcu XHS-1 Hydrostreak, firmy Hughes Toel Company (rys. 21).

Poduszkowiec posiada sztywne ściany boczne, a fartuchy wodne zastosowane są jedynie na krawędzi przedniej i tylnej. Wykonano parę wersji tego pojazdu. Prototyp był wyposażony w trzy silniki o mocy 80 KM. Dwa z nich napędzały śruby wodne i pompy wodne, a trzeci wentylator.

Pojazd jest wyposażony w normalne stery wodne, stanowiące przedłużenie ścian bocznych.

Wymiary pojazdu wynoszą: długość 6,40, szer. 3,35 m. Ciężar eksploatacyjny pojazdu — 2 tony, prędkość podróżna 46 km/godz.

Do bardzo ciekawych konstrukcji należy BC.4 Terraplane, opracowany przez francuską firmę Bertin Cie.

Pojazd posiada osiem niezależnych komór o średnicy 1,55 m z fartuchami o wysokości 0,55 m. Napęd pojazdu stanowi silnik odrzutowy Marbore II, wyposażony w wielostopniowy injektor dostarczający powietrze do komór.

Dane pojazdu przedstawiają się następująco:

długość — 7,80 m, szerokość — 3,20 m, ciężar własny — 1500 kG, udźwig — 2000 kG, ciężar eksploatacyjny — 3500 kG.

Pojazd pokonuje przeszkody o wysokości do 0,5 m.

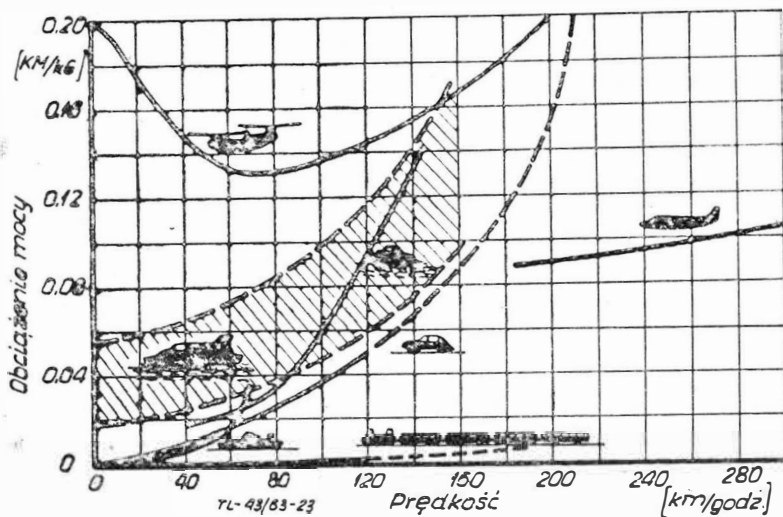
W stadium projektów wstępnych znajduje się szereg konstrukcji. Są to angielskie projekty poduszkowca pasażerskiego o ciężarze eksploatacyjnym wynoszącym 100 ton, amerykańskie koncepcje poduszkowców-lotniskowców i inne.

Na uwagę zasługuje projekt pojazdu związanego z bieżnią — pewnego rodzaju pociągu napędzanego elektrycznie i utrzymującego się nad ziemią, bądź na filmie powietrznym, bądź na zasadzie komór wyrównawczych.

Rozważa się obecnie możliwości stosowania dużych poduszkowców do komunikacji, na przykład przez kanał La Manche.

Zakończenie

Na pewno w dziedzinie konstrukcji poduszkowców nie zostało jeszcze powiedziane ostatnie słowo i najbliższe lata przyniosą szereg nowych i ciekawych rozwiązań.



Rys. 22

Zostanie przypuszczalnie opracowane zagadnienie dużych prędkości, zwiększy się obciążenie mocy przy uzasadnionym eksploatacyjnie pułapie.

Wydaje się jednak, że ten rodzaj pojazdu nie wyprze pojazdów kołowych, jak samochody czy koleje ani jednostek pływających.

Mgr inż. JANUSZ POLKOWSKI

Poduszkowce staną się uzupełnieniem stosowanych obecnie środków transportu z przeznaczeniem do szybkiej komunikacji pasażerskiej i specjalnych zadań.

Zależność między poborem mocy a prędkością ilustrują wykres (rys. 22).

Nie należy przypuszczać, że w toku rozwoju poduszkowców jakiś ich rodzaj wyprze pozostałe, a raczej każe z tych rodzajów znaleźć specyficzne zastosowanie.

Ogólnie można przewidywać następujące kierunki rozwoju. Poduszkowce z filmem powietrznym znajdą zastosowanie jako pojazdy pasażerskie na trasach o dużym nasileniu ruchu pasażerskiego — odpowiednik szybkich kolei dalekobieżnych — poruszające się po specjalnych bieżniach.

Poduszkowce z komorą wyrównawczą mają przyszłość jedynie w zakresie małych pojazdów, dla których głównym wymogiem będzie prostota konstrukcji. Będą to na przykład pojazdy użytkowane sporadycznie, dla których ważniejszy będzie niski koszt własny, niż niskie koszty eksploatacji. Mogą to być różnego rodzaju wózki transportowe, pojazdy poruszające się po nawierzchniach równych lecz nie przygotowanych, jak na przykład podmokłe łąki.

Poduszkowce tunelowe znajdują głównie zastosowanie jako szybki dalekodystansowy nawodny środek lokomocji na dużych jeziorach czy morzach lub też jako pojazd szosowy.

Należy przypuszczać, że najbardziej uniwersalne zastosowanie znajdą jednak poduszkowce z dyszą pierścieniową i to tak dla transportu cywilnego, jak i wojskowego.

Głównym zastosowaniem tych pojazdów stanie się szybki transport ludzi i towarów w trudnym terenie (stepy, mokradła itp.), pozbawionym dróg.

Ponadto pojazdy takie będą stosowane na trasach przebiegających częściowo lądem, a częściowo wodą.

Umożliwi to na przykład utworzenie regularnej komunikacji w rejonach o małym nasileniu ruchu pasażerskiego bez konieczności poważnych inwestycji w budowę dróg czy mostów.

LITERATURA

1. G. D. Boehler — Ground Effect Machines, Aircraft Engine ring, May 1960. Volume XXX. Number 375
2. T. Strand — 150 — Knot GEM Cruise, Aerospace Engineering Vol. 21, NO4. April 1962
3. Interavia nr 6, 1962
4. T. Strand — Inviscid — Incompressible-Flow Theory of Star Peripheral Jets in Proximity to the Ground, Journal of Aerospace Sciences, Vol. 28, nr 1, January 1961
5. Donald W. Douglas Jr. — Rapid Sea-Wide Supply, Aerospace Engineering, Vol. 20, nr 12, December 1961
6. The Aeroplane, September 4, 1959.

533.697:621.51:621.4

Modelowanie przepływu w maszynach wirnikowych

W pracy przedstawiono ogólne prawa modelowania w przepływach. Podano wszystkie istotne kryteria podobieństwa oraz przeprowadzono analizę ich ważności w określonych przedziałach prędkości czynnika. Omówiono wpływ, jaki na omawiane zagadnienie ma burzliwość czynnika oraz warstwa przyścienna. Podano pewne praktyczne zalecenia dotyczące budowy i eksploatacji turbin doświadczalnych.

Oznaczenia podstawowe

C_p [kcal/kg $^{\circ}$]	— ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu
Fr —	— liczba Froude'a
G [kG/sek]	— wydatek ciężarowy
Ma —	— liczba Macha
R [kGm/kg $^{\circ}$]	— stała gazowa
Re —	— liczba Reynoldsa
T [°K]	— temperatura bezwzględna
a [m/sek]	— prędkość dźwięku
c [m/sek]	— prędkość bezwzględna czynnika
c_x —	— współczynnik oporu profilu
g [m/sek 2]	— przyspieszenie ziemskie
h [kcal/kG]	— różnica entalpii
i [kcal/kG]	— entalpia
k —	— wykładnik izentropy
n [min $^{-1}$]	— prędkość obrotowa
p [kG/m 2]	— ciśnienie

u [m/sek]	— prędkość unoszenia
η [kGsek/cm 2]	— współczynnik lepkości dynamicznej
λ —	— współczynnik prędkości przepływu
π —	— stosunek ciśnień ≤ 1
ρ [kGsek 2 /m 4]	— gęstość
τ [kG/cm 2]	— naprężenia styczne

Przebieg zjawisk w przepływowych maszynach wirnikowych nie da się w pełni opisać z wystarczającą dla potrzeb konstruktorów dokładnością w dającej się rozwiązać formie matematycznej.

Stan ten powoduje konieczność przeprowadzania badań i ustalania przebiegu pewnych charakterystycznych właściwości drogą pomiarów na pracującym obiekcie.

Z powodu kosztów i innych trudności, związanych z badaniami, przeprowadza się je często nie na obiekcie idealnym z obiektem będącym przedmiotem zainteresowania, lecz na tzw. modelu.

Teoria modelowości ustala, jakie warunki powinien spełniać model oraz w jakich warunkach powinien być przeprowadzany eksperyment, aby przebieg badanych funkcji był identyczny w modelu i obiekcie oryginalnym.

Ogólnie powiedzieć można, że teoria modelowości precyzuje ściśle pojęcie podobieństwa w odniesieniu do zjawisk fizycznych.

Dwa porównywane przepływy są podobne, jeśli we wszystkich odpowiadających sobie pod względem geometrycznym punktach bezwymiarowe wartości wszystkich charakteryzujących przepływ wielkości są równe.

Układ równań opisujący przepływ, zapisany za pomocą bezwymiarowych wielkości, musi być w przypadku podobieństwa identyczny dla obydwóch obiektów. Równość warunków brzegowych zapewnia się przez zachowanie podobieństwa geometrycznego.

Przepływ przez maszynę wirnikową opisują trzy podstawowe równania:

- 1) równanie ciągłości,
- 2) równanie ilości ruchu,
- 3) równanie energii.

Do tych trzech równań dołączyć należy na przykład równanie stanu $\frac{p}{\gamma} = RT$.

Niżej przeprowadzony wywód, doprowadzający do przedstawienia tych równań w postaci bezwymiarowej, zaczerpnięty został z rozdziału 3.9 (lit. 1), z pewnymi uzupełnieniami.

W celu otrzymania zwężonej formy, równania zostaną przedstawione w zapisie sumacyjnym, przyjętym dla rachunku tensorowego.

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho C_i) = 0 \quad [1]$$

$$C_j \frac{\partial c_i}{\partial x_j} = F_i - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad [2]$$

$$\frac{d}{dt} \left(i + \frac{C^2}{2} \right) = F_i C_i + \frac{C_i}{\rho} \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} + \frac{1}{\rho} \tau_{ij} \frac{\partial c_i}{\partial x_j} \quad [3]$$

Powyższe równania mają postać odpowiadającą założeniu przepływu ustalonego i bez wymiany ciepła, to jest adiabatycznego.

Człon związany z tarciem w równaniu [2] można wyrazić następująco:

$$\frac{1}{\rho} \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} = \frac{\eta}{\rho} \Omega(C_i) \quad [4]$$

przy czym Ω jest operatorem różniczkowym liniowym drugiego rzędu.

Analogicznie

$$\tau_{ij} = \eta \vartheta(C_i, C_j) \quad [5]$$

ϑ jest operatorem pierwszego rzędu.

Równanie [1], [2], [3] przyjmą więc następującą postać:

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho C_i) = 0 \quad [1']$$

$$c_j \frac{\partial c_i}{\partial x_j} = F_i - \frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\eta}{\rho} \Omega(C_i) \quad [2']$$

$$\frac{d}{dt} \left(i + \frac{c^2}{2} \right) = F_i c_i + \frac{\eta}{\rho} c_i \Omega(C_i) + \frac{1}{\rho} \frac{\partial c_i}{\partial x_j} \eta \vartheta(C_i, C_j) \quad [3']$$

W celu doprowadzenia tych równań do postaci bezwymiarowej postępuje się następująco: wszystkie długości dzieli się przez dowolną stałą długość l

$$\bar{X}_i = \frac{x_i}{l}, \quad \frac{\partial}{\partial x_i} = \frac{1}{l} \frac{\partial}{\partial \bar{x}_i} \quad [6]$$

(ten zabieg odpowiada warunkowi geometrycznego podobieństwa modelu).

Prędkość dzieli się przez dowolną charakterystyczną prędkość c_o

$$\bar{C}_i = \frac{C_i}{C_o} \quad [7]$$

Bezwymiarowy parametr czasu (\bar{t}) otrzymuje się następująco:

$$\bar{t} = \frac{C_o t}{l}$$

$$\frac{d}{dt} = \frac{C_o}{l} \frac{d}{d\bar{t}} \quad [8]$$

$$\text{parametr ciśnienia } \bar{p} = \frac{p}{\frac{\rho_o}{2} C_o^2}$$

$$\text{parametr entalpii } \bar{i} = \frac{i}{i_o} = \frac{p \rho_o}{p_o \rho} = \frac{\bar{p} \rho_o}{p_o \rho} \quad [9]$$

$$\text{stad } \frac{\rho}{\rho_o} = \frac{\bar{p}}{p_o i} \quad [10]$$

Z równania [6] jest

$$\frac{\partial^2}{\partial x_i^2} = \frac{1}{l^2} \frac{\partial^2}{\partial \bar{x}_i^2} \quad [11]$$

Biorąc pod uwagę równania [7], [10] i [11], równanie [4] przyjmie postać następującą:

$$\frac{\eta}{\rho} \Omega(C_i) = \frac{\eta}{\rho_o} \frac{\bar{p} \bar{i}}{\bar{p}} \frac{C_o}{l^2} \bar{\Omega}(\bar{C}_i) \quad [4']$$

Analogicznie na podstawie równania [6] można przekształcić równanie [5]

$$\eta \vartheta(C_i, C_j) = \eta \frac{C_o}{l} \vartheta(\bar{C}_i, \bar{C}_j) \quad [5']$$

Wprowadzając następnie oznaczenia

$$Ma_o^2 = \frac{c_o^2}{a_o^2}$$

gdzie $a = \sqrt{\text{kg RT}}$ — prędkość dźwięku

$$Re_o = \frac{\rho_o c_o l}{\eta}$$

oraz

$$Fr_o = \frac{C_o}{\sqrt{F_o l}}$$

gdzie F_o — działająca w danym punkcie siła od występującego w rozpatrywanym obszarze pola sił.

Można po banalnych przekształceniach przedstawić układ równań [1], [2], [3] następująco:

$$\frac{\partial}{\partial \bar{x}_i} \left(\frac{\bar{p}}{\bar{i}} \bar{C}_i \right) = 0 \quad [1'']$$

$$\bar{C}_i \frac{\partial \bar{c}_i}{\partial \bar{x}_i} = \frac{1}{Fr_o^2} \left(\frac{F_i}{F_o} \right) - \frac{1}{k Ma_o^2} \frac{\bar{i}}{\bar{p}} \left[\frac{\partial \bar{p}}{\partial \bar{x}_i} - 2 \frac{\bar{\Omega}(\bar{C}_i)}{Re} \right] \quad [2'']$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{d\bar{t}} \left[\frac{2 \bar{i}}{(k-1) Ma_o^2} + \bar{C}^2 \right] &= \frac{2}{Fr_o^2} \left(\frac{F_i}{F_o} \right) \bar{C}_i + \\ &+ \frac{2}{k Ma_o^2} \frac{\bar{i}}{\bar{p}} \frac{1}{Re} \left[\bar{C}_i \bar{\Omega}(\bar{C}_i) - \vartheta(\bar{C}_i, \bar{C}_j) \frac{\partial \bar{C}_i}{\partial \bar{x}_i} \right] \end{aligned} \quad [3'']$$

Dla przepływów podobnych układ powyższych równań musi być identyczny, tzn. muszą być równe występujące w równaniach stałe:

- 1) k — wykładnik izentropy
- 2) Re — liczba Reynoldsa
- 3) Ma — liczba Macha
- 4) Fr — liczba Froude'a

Jeśli działającym polem sił jest jedynie pole ciężkości, to oddziaływanie tego pola na przepływ czynnika gazowego można pominąć; a zatem można pominąć liczbę Fr przy badaniach łopatek kierowniczych turbin i sprężarek.

Podczas dmuchań nieruchomych łopatek wirnikowych występują różnice w stosunku do naturalnych warunków pracy, ponieważ podczas wirowania przepływ względny przez łopatki wirnikowe podlega działaniu sił odśrodkowych, a zatem przy symulowaniu przepływu przez wieniec wirujący za pomocą dmuchania nieruchomych łopatek, nawet przy identycznych kątach natarcia i prędkościach odpowiadających względny prędkościom napływu, obydwa te przypadki będą się istotnie różniły.

Ponieważ przy pracy na modelowym stopniu maszyny wirnikowej zachowuje się podobieństwo trójkątów prędkości, to fakt ten pociąga za sobą automatycznie równość liczb Froude'a, ponieważ siła odśrodkowa na jednostkę

$$\text{masy } F = \frac{u^2}{r} \text{ i stąd liczba Froude'a } Fr = \frac{c}{\sqrt{\frac{u^2}{r}}} = \frac{c}{u}$$

Układ równań [1''], [2''], [3''] obejmuje całość zagadnienia. Występuje w tym układzie pięć niewiadomych funkcji tj. p , i oraz trzy składowe prędkości c_x , c_y , c_z , a dysponuje się pięcioma równaniami (równanie [2''] odpowiada trzem równaniom skalarnym).

Ten układ równań, dobrze odpowiadający przepływowi ustalonymu, można również odnieść do przepływu burzliwego.

W tym drugim przypadku należałoby odrzucić założenie stacjonarności i posługiwać się chwilowymi wartościami prędkości, co jest praktycznie niemożliwe.

Postępuje się więc w ten sposób, że występujące w równaniach wielkości traktuje się jako wielkości średnie (za pomocą sond pomiarowych dokonuje się w przybliżeniu odczytów średnich wartości¹⁾, z tym że wyrażenie na naprężenie styczne τ_{ij} zawiera dla ruchu burzliwego dodatkowy człon związany z wymianą impulsu wywołaną pulsacjami prędkości.

Ten dodatkowy człon, zwiększający naprężenie styczne, wyraża się następująco: $\tau' = \rho \bar{C}_i \bar{C}_j$ (gdzie \bar{C}_i , \bar{C}_j — średnia wartość iloczynu pulsacji). Wskazuje on na charakter zależności oporu tarcia od stopnia burzliwości.

Istnieją specjalne przyrządy pomiarowe (np. specjalnej konstrukcji manometry termoelektryczne) pozwalające na pomiar pulsacji prędkości.

W celu wyeliminowania prędkości pulsacji z równań, opisujących przepływ, wprowadzono tzw. „współczynnik lepkości burzliwej”, będący funkcją miejsca (czyli współrzędnych przestrzennych), gęstości czynnika, gradientu średniej prędkości oraz doświadczalnego współczynnika κ

$$\tau = (\eta + A) \frac{dc_{sr}}{dy} \quad [12]$$

$$A = \rho \kappa^2 y^2 \frac{dc_{sr}}{dy} \quad [13]$$

Wartość współczynnika A może wielokrotnie przewyższać wartość η przy całkowicie rozwiniętej burzliwości. Wyrażenie na τ w wyniku wprowadzenia wielkości A może więc nie zawierać pulsacji prędkości.

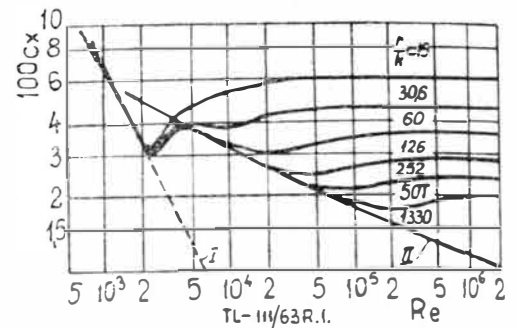
Z dyskusji układu równań [1''], [2''], [3''] wynikają następujące wnioski:

1) w obszarze małych prędkości $Ma \ll 1$ — jeśli przyjmie się, że zmiany p i i są w stosunku do ich bezwzględnych wartości bardzo małe i można je pominąć — jedynym parametrem w tych równaniach jest Re ; liczba ta jest więc jedynym, dostatecznym kryterium podobieństwa;

¹⁾ Interpretacja wyników pomiarów w przepływie burzliwym patrz „A note on the measurement of total head and static pressure in a turbulent stream” S. Golstein oraz „On the static pressure in fully developed turbulent flow” A. Fage. Obydwie prace w [Lit. 7].

2) z równania ruchu [2''] jest widoczne, że ze wzrostem Re udział członu związanego z tarcie maleje; potwierdzają to badania, z których wynika, że ze wzrostem Re współczynnik oporu i względna wartość strat maleją;

3) wnioskiem z p. 2) jest, że poczynając od pewnej wartości Re zależnie od żądanego stopnia dokładności, można zaniedbać równość Re w porównywanych obiektach i uważać je za podobne wyłącznie na podstawie podobieństwa

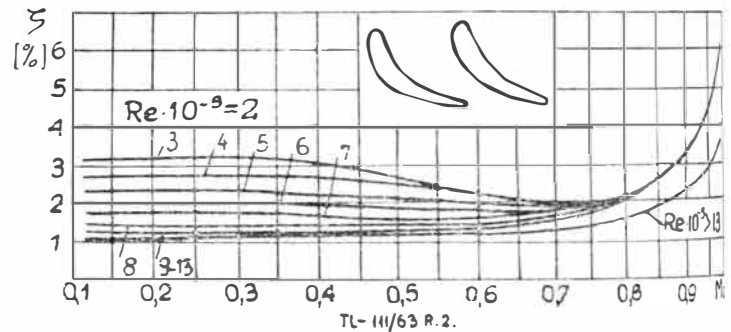


Rys. 1. Zależność współczynnika oporu c od liczby Reynoldsa Re dla rur według pomiarów Nikuradse $\frac{r}{k}$ — stosunek promienia rury do chropowatości bezwzględnej I — przepływ laminarny II — przepływ w przypadku gładkich ścianek

geometrycznego (jeżeli przy tym liczba Ma nie jest zbyt duża). Można więc w pewnym przedziale Re i Ma uznać za podobne dwa różne (co do bezwzględnych wartości prędkości) przepływy w tym samym obiekcie. W rosyjskiej literaturze nazywa się ten przedział obszarem automodelowości (automodelność):

4) ze wzrostem stopnia burzliwości rośnie opór tarcia wskutek zwiększenia wartości naprężeń stycznych, a więc rosną straty tarcia;

5) przy większych wartościach Ma (wg wyników dmuchań palisady turbinowych dla $Ma > \approx 0,4 \div 0,6$) ta liczba oraz związany z nią wykładnik izentropy k odgrywają już znaczną rolę i jeśli towarzyszy temu odpowiednio duża wartość Re , to Ma i k stają się dostatecznymi kryteriami podobieństwa²⁾.



Rys. 2. Zależność współczynnika strat ζ palisady profiliów TX od liczby Macha Ma na krawędzi spływu przy różnych liczbach Reynoldsa Re

Należy tu podkreślić, że liczba Re , zawierając w sobie wielkość charakteryzującą fizyczną cechę płynu (współczynnik lepkości), jest kryterium podobieństwa niezależnym od rodzaju czynnika w porównywanych przepływach, natomiast liczbę Ma można uważać za jedyny parametr tylko w takim szczególnym przypadku, gdy modeluje się czynnikiem o tej samej wartości wykładnika izentropy k co wykładnik czynnika w przepływie oryginalnym.

Złożoność zjawisk zachodzących w burzliwej warstwie przyściennej, konieczność doświadczalnego określania współczynników występujących w równaniach oraz w ogóle braki dotychczas jednolitej, w pełni opracowanej teorii całkowicie rozwiniętego stanu burzliwości, uniemożliwiają kompletny opis takiego przepływu w zwięzłej formie matematycznej. Jednakże wyniki badań oraz związki wypływające

²⁾ Zjawiska falowe i towarzyszące im straty, występujące od wartości $Ma_{kr} < 1$, są również funkcją wyłącznie Ma i k .

z teorii warstwy przyściennej w jej dotychczasowym stanie potwierdzają w ogólności wnioski, jakie wynikają z dyskusji układu równań [1''], [2''], [3''].

Poniżej przeprowadzono wywód wskazujący na charakter zmienności współczynnika oporu i strat w zależności od Re na podstawie teorii warstwy przyściennej. Uczyniono założenie $\varrho = \text{const}$. Analiza zjawisk w warstwie przyściennej dokonywana jest z reguły przy tym założeniu. Rozkład prędkości w przekroju poprzecznym przy opływie wzdłuż płaskiej, gładkiej powierzchni przedstawia się następująco:

$$c = v_* \left(\frac{1}{\alpha} \ln \frac{y \vartheta_*}{\nu} + A_1 \right) \quad [14]$$

$\vartheta_* = \sqrt{\frac{\tau}{\rho}}$ — tzw. „prędkość dynamiczna”,
 y — odległość od ścianki,
 ν — kinematyczny współczynnik lepkości,
 α, A_1 — stałe, wyznaczone doświadczalnie.

Powyższe równanie pozwala wyrazić współczynnik oporu jako funkcję Re . Postać tej zależności będzie różna dla różnego kształtu profilu, zawsze jednak będzie to funkcja monotonicznie malejąca.

Przy odpowiednio dużej wartości stosunku $\frac{K \vartheta_*}{\nu}$ gdzie k — chropowatość bezwzględna powierzchni (dla rury przy $\frac{K \vartheta_*}{\nu} > 80$)

wzór poprzedni można zastąpić wzorem następującym:

$$c = \vartheta_* \left(\frac{1}{\alpha} \ln \frac{y}{K} + A_2 \right) \quad [15]$$

Z wzoru tego widać, że dla danej wartości y (w tym samym obiekcie) jest:

$$c \sim \vartheta_*$$

a zatem

$$c^2 \sim \tau$$

Całkowity opór ciała składa się z następujących dwóch czynników:

a) wypadkowej sił tarcia oraz b) wypadkowej siły wynikającej z rozkładu ciśnień na profilu. Wzajemny stosunek tych dwóch składników zależy od kształtu profilu.

Bierze się pod uwagę następujące zależności:

- 1) $\frac{K \vartheta_*}{\nu}$ jest dla $K = \text{const}$ i $\nu = \text{const}$ monotonicznie rosnącą funkcją c
- 2) współczynnik oporu wywołanego tarciami

$$c_{xt} = \text{const} \frac{\tau}{c^2} \quad (\text{z definicji})$$

- 3) opór tarcia

$$P_t = \text{const} c^2 c_{xt} \quad (\text{z definicji})$$

(przy ruchach bardzo powolnych w lepkich płynach jest $w \sim c$).

Opór wywołany różnicą ciśnień jest zawsze proporcjonalny do ciśnienia dynamicznego, to jest $P_D = \text{const} c^2$, a więc odpowiedni współczynnik oporu $c_{x,D} = \text{const}$ w każdych warunkach.

Na podstawie p. 2) można stwierdzić, że i współczynnik oporu tarcia $c_{xt} = \text{const}$ w obszarze w którym jest spełniona zależność $c^2 \sim \tau$.

Sekundowa praca oporu

$$L = \text{const} P \cdot c = \text{const} \cdot c^3 \cdot c_x$$

Energia kinetyczna czynnika

$$E = \text{const} \cdot c^3$$

a zatem względne straty energetyczne

$$\zeta = \frac{L}{E} = \text{const} \cdot c_x$$

Proporcjonalność c^2 do τ pociąga więc za sobą zależność współczynnika oporu i strat jedynie od chropowatości powierzchni, przy czym dla danego obiektu jest $c_x(c) = \text{const}$ i $\zeta(c) = \text{const}$.

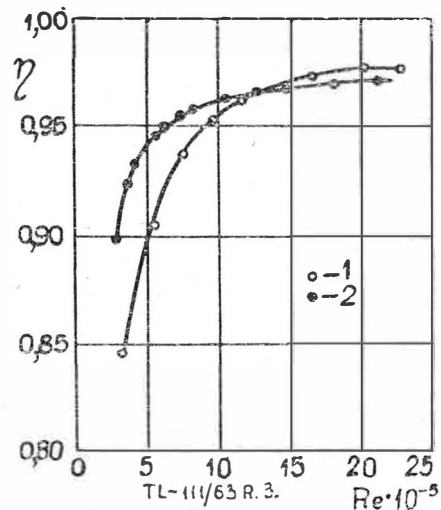
Ponieważ w danym obiekcie i przy tych samych temperaturach $Re \sim c$, można więc ostatecznie napisać:

$$c_x(Re) = \text{const} \\ \text{i } \zeta(Re) = \text{const}$$

Zależności te są spełnione poczynając od takich wartości prędkości c , które odpowiadają odpowiednio dużej wartości $\frac{K \vartheta_*}{\nu}$

Dla danego obiektu przedział ważności tych związków odpowiada obszarowi automodelowości ze względu na liczbę Re .

Burzliwość, jak o tym wspomniano, powoduje silny wzrost tarcia. Jednakże ze wzrostem burzliwości punkt oderwania warstwy przyściennej (i związanych z tym zawirowań) przesuwa się w kierunku zgodnym z kierunkiem przepływu, powodując zmniejszenie oporu związanego z różnicą ciśnień. Przy racjonalnie zaprojektowanym profilu udział oporu związanego z różnicą ciśnień może być bardzo nieznaczny.



Rys. 3. Wpływ stopnia burzliwości czynnika przed palisadą na zależność sprawności η przepływu przez palisadę od liczby Reynoldsa Re . 1 — burzliwość 1%; 2 — burzliwość 3,4%

Zależnie więc od kształtu profilu, wzrost burzliwości (przy tych samych prędkościach średnich) może powodować wzrost lub malenie oporu. Można by na tej podstawie dokonywać oszacowania jakości badanego profilu, instalując odpowiednie turbulizatory i śledząc zmianę oporu w funkcji stopnia burzliwości.

Wyniki dmuchań palisad turbinowych potwierdzają na ogół taki przebieg współczynnika strat, jak to zostało omówione.

Dla wartości $Ma \leq 0,3-0,5$ straty ze wzrostem Re maleją (i są niezależne od chropowatości powierzchni), a następnie przyjmują stałą wartość, zależną od chropowatości [Lit. 5].

W badaniach tych jednakże przed ustaleniem się funkcji $\zeta(Re)$ następował jej ponowny nieznaczny wzrost — tym większy i tym wcześniej, im większa była chropowatość powierzchni.

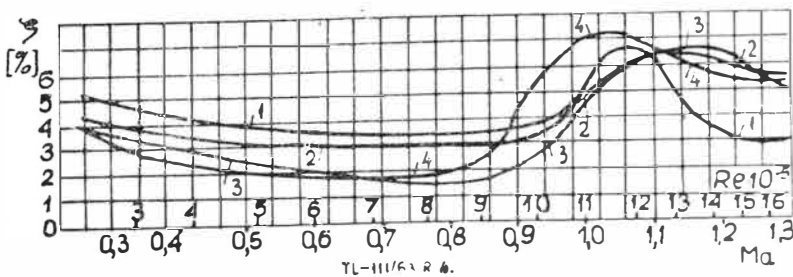
Jak o tym wspomniano wcześniej, dla przepływów o dość znacznych wartościach liczby Macha ta liczba oraz wykładnik izentropy k stają się wystarczającymi parametrami do określenia przepływu według układu równań [1''], [2''], [3''], a więc dostatecznymi kryteriami podobieństwa.

Przy badaniach profilów TN-2 [Lit. 5] straty stawały się funkcją jedynie liczby Macha dla wartości $Ma \geq 0,5-0,7$. Straty te w związku z oporem falowym szybko rosną ze wzrostem Ma .

Wykres $\zeta(Ma)$ dla profilów TN-2 doprowadzono tylko do $Ma = 1$.

Przytaczane w literaturze wyniki badań przebiegu współczynnika oporu różnych profilów dla dużych liczb Ma wskazują, że współczynnik ten gwałtownie wzrasta w oko-

licach $Ma \approx 1$ (podobnie jak straty dla profilów TN-2) osiągając maks. dla $Ma \approx 1,2$ do $1,3$, po czym maleje i zmierza asymptotycznie do pewnej stałej wartości, nieznacznie niższej od tej, jaką uzyskuje dla $Ma = 3$. Dla pewnych kształtów profilów wartość tego współczynnika dla $Ma \approx 3$ jest nawet niższa od wartości dla $Ma = 1$. Pozwala to mieć nadzieję, że straty profilowe wysokonaddźwiękowego stopnia turbiny powinny być niewiele wyższe od strat dla stopnia przydźwiękowego, co zresztą potwierdzają opublikowane wyniki badań naddźwiękowego stopnia w MAI [Lit. 6].



Rys. 4. Zależność współczynnika strat ζ palisady profilów TN-2 od liczb Macha Ma i Reynoldsa Re na krawędzi splywu dla różnych podziałek. 1 — $\bar{\tau} = 0,476$, 2 — $\bar{\tau} = 0,565$, 3 — $\bar{\tau} = 0,663$, 4 — $\bar{\tau} = 0,762$.

Najczęściej stosowanym czynnikiem w badaniach modelowych przepływowych maszyn wirnikowych jest powietrze. Przy badaniu sprężarek różnice temperatur, odpowiadających warunkom pracy modelu i oryginału, są tak niewielkie, że wynikające stąd różnice wartości k są na ogół do pominięcia.

Wobec tego, jeśli w modelu wystąpi w jakimś jednym punkcie ta sama wartość Ma co w odpowiadającym punkcie oryginału, to i we wszystkich innych odpowiadających sobie parach punktów będą te same wartości Ma i wszystkich innych bezwymiarowych wielkości charakteryzujących przepływ, przepływy będą więc podobne, co zresztą bezpośrednio wynika z układu równań [1"], [2"], [3"].

W badaniach modelowych turbin występują w stosunku do oryginału różnice rodzaju czynnika i znaczne różnice temperatur.

Turbiny silników turbinowych pracują w przedziale temperatur $\approx 800^\circ\text{C} \div 600^\circ\text{C}$, co odpowiada wartościom k dla spalin przy $\alpha \approx 4$ do $1,319$ do $1,335$; w odpowiadających tym turbinom modelach, pracujących powietrzem na zimno, temperatury nie przekraczają 200°C do 250°C .

Różnice w wartościach k są tu już znaczne i podobieństwo przepływu nie będzie zachowane; mimo tej samej wartości Ma w jakiejś jednej, odpowiadającej sobie pod względem geometrycznym parze punktów modelu i oryginału, wartości pozostałych parametrów w tej samej parze punktów oraz wartości wszystkich parametrów w jakichkolwiek innych parach punktów będą różne.

Przykłady tych różnic podano w tabelce.

	$k = 1,33$			$k = 1,4$		
	λ	$\frac{p}{p_c}$	$\frac{T}{T_c}$	λ	$\frac{p}{p_c}$	$\frac{T}{T_c}$
$Ma = 0,7$	0,726	0,7316	0,9253	0,732	0,7207	0,9107
$Ma = 1,0$	1	0,5404	0,8581	1	0,5283	0,8333
$Ma = 1,4$	1,314	0,323	0,7555	1,300	0,3142	0,7183

Wszystkie dotychczasowe rozważania na temat strat przepływu dotyczą w odniesieniu do maszyny wirnikowej strat profilowych. A więc przy badaniu np. wieńca kierownicy turbiny w przepływie podobnym pomierzone straty można odnieść bezpośrednio do oryginału.

W turbinie, jako całości, straty profilowe są jedynie częścią ogólnych strat. Bardzo poważny udział w sumie strat stopnia ma wpływ szczeliny promieniowej między wirnikiem a osłoną. Wielkość tej szczeliny w rzeczywistych warunkach pracy silnika zmienia się w przedziale kilkudziesięciu procent i jest trudno osiągnąć stan, aby w modelu w każdych warunkach pracy wielkość tej szczeliny była analogiczna. Pod tym względem więc na ogół nie można osiągnąć pełnego podobieństwa geometrycznego. Jest

również sprawą bardzo kłopotliwą i nie zawsze możliwą wyodrębnienie strat szczelinowych i pomierzenie ich osobno.

W wyniku tych wszystkich okoliczności sprawność turbiny modelowej może być różna od sprawności oryginału.

W Laboratorium Turbin Instytutu Lotnictwa przeprowadza się badania, jednostopniowej turbiny powietrznej. Układ skonstruowano tak, że można zmieniać średnicę zewnętrznej i wewnętrznej kanału turbinowego oraz wymienną łopatkową (największa średnica zewnętrzna wynosi 507 mm). Dzięki temu można, stosując w każdym przypadku odpowiednie ułopotkowanie, uzyskiwać modele turbin gazowych o różnych proporcjach wymiarowych, zachowując niemal pełne podobieństwo geometryczne.

Wytwornicą powietrza w omawianym obiekcie jest odśrodkowa sprężarka o maksymalnym wydatku 15 kg/s i maksymalnym sprężu około $3:1$.

W pierwszym etapie badań przyjęto następujące ogólne założenia upraszczające:

1) wartość wykładnika izentropy k zmienia się w oryginalnej turbinie w przedziale $1,319 \div 1,335$

przyjęto $k = \text{const} = 1,33$

wartość k w turbinie modelowej zmienia się w przedziale $1,391 \div 1,4$

przyjęto $k = \text{const} = 1,4$

(tablice funkcji gazodynamicznych sporządzone zostały dla $k = 1,4; 1,33; 1,25$)

2) stopień burzliwości czynnika w obydwóch obiektach jest taki sam.

Przeływ czynnika w obu przypadkach najpierw przez sprężarkę, a potem przez geometrycznie podobną turbinę (do pojęcia podobieństwa geometrycznego należy także taki sam stopień chropowatości powierzchni) w znacznym stopniu usprawiedliwia takie założenie.

3) jako stany najbardziej „zbliżone” (omówiono wcześniej, że z powodu różnicy wartości k nie mogą one być ściśle podobne) przyjęto takie, w których — obok podobieństwa trójkątów prędkości na wlocie do wirnika — występują te same wartości Ma na wylocie z kierownicy na średnim promieniu.

Dla danej liczby Ma trójkąt prędkości wyznacza prędkość obwodową. Te dwie wielkości w jakimkolwiek jednym punkcie wyznaczają jednoznacznie przepływ przez całą turbinę.

Na podstawie pomiarów sporządzona zostanie pełna charakterystyka turbiny. Porównanie tej charakterystyki z analitycznie sporządzoną charakterystyką tej samej turbiny umożliwi (zupełnie niezależnie od zagadnienia modelowej) bezpośrednią ocenę dokładności opracowanej metody analitycznego sporządzania charakterystyk oraz przedziału ich praktycznej przydatności.

Na podstawie wyników badań [Lit. 5] można przypuszczać, że obraz przepływu staje się funkcją liczby Macha dla wartości $Ma \geq 0,5$, a więc w najbardziej interesującym obszarze charakterystyki. Dla mniejszych wartości Ma dostatecznym kryterium podobieństwa jest liczba Reynoldsa z możliwością wystąpienia obszaru pośredniego, w którym podobieństwo przepływu zapewnione jest przez podobieństwo geometryczne.

Dla tego obszaru małych wartości Ma przepływ na modelu jest prawie ściśle podobny do przepływu w turbinie oryginalnej odpowiadającego tej samej wartości Re . Na przykład otrzymana z pomiarów sprawność wieńca kierownicy w obszarze małych prędkości odpowiada również sprawności kierownicy turbiny oryginalnej dla tej samej wartości Re .

Największa liczba Reynoldsa (odpowiadająca prędkości splywu z kierownic w warunkach obliczeniowych i odniesiona do długości cięciwy łopatek kierowniczych) w turbinie modelowej wynosi około $0,9 \cdot 10^6$; analogiczna wartość dla turbiny oryginalnej wynosi około $0,68 \cdot 10^6$. Niższe wartości dla turbiny oryginalnej spowodowane są znacznie większymi wartościami współczynnika lepkości w wyższych temperaturach.

Dla tej samej turbiny pracującej tym samym czynnikiem w pewnym stałym przedziale temperatur istnieje w każdym punkcie jednoznaczna zależność $Re = f(Ma)$; natomiast tej samej liczbie Reynoldsa odpowiadają różne liczby Macha oryginału i modelu.

Na podstawie poprzednich rozważań można przyjąć, że początkiem obszaru, w którym kryterium podobieństwa staje się liczba Ma , będzie ta wartość liczby Reynoldsa na modelu, od której poczynając współczynnik strat badanego wieńca kierownicy zacznie wzrastać.

Rzeczowa analiza przemian zachodzących w stopniu wymaga możliwie najdokładniejszej znajomości stanu czynnika w wybranych, charakterystycznych przekrojach turbiny. Niezbędna ilość punktów pomiarowych w danym przekroju zależy od gradientu mierzonej wielkości i będzie dobrana tak, aby otrzymać ciągły obraz tej zmiennej w badanym przekroju o stopniu dokładności wyznaczonym przede wszystkim przez żadaną dokładność operacji uśredniania mierzonej zmiennej.

Już wstępne badania wskazały na ogromną ważność racjonalnego kształtowania wlotu do turbiny. Kolektor wlotowy powinien być możliwie duży, aby zmniejszyć nierówny rozkład parametrów czynnika przed kierownicą. Żebra, łączące osłonę zewnętrzną z wewnętrzną, powinny być bardzo starannie sprofilowane i należy dążyć za cenę wszelkich możliwych zabiegów konstrukcyjnych do odsunięcia ich jak najdalej w kierunku osiowym od płaszczyzn wieńców łopatkowych. Odnosi się to nie tylko do żeber umieszczonych przed wieńcem kierowniczym, ale także za wieńcem wirnikowym. W omawianych badaniach wystąpiło wyraźne wsteczne oddziaływanie żeber na rozkład parametrów powietrza w przekroju za wieńcem łopatkowym.

Nierównomierny rozkład parametrów czynnika w poszczególnych przekrojach pomiarowych, zwiększa bardzo pracochłonność pomiarów i opracowywania ich wyników; zwiększa ilość punktów pomiarowych, niezbędną do odpowiedniego uśrednienia mierzonych wielkości.

Schemat stoiska oraz przyjęte metody pomiarowe omówione są w pracach inż. Pawła Jędrzejewskiego i Zdzisława Lisewskiego, zamieszczonych w [Lit. 8].

LITERATURA

1. Walter Traupel: „Thermische Turbomaschinen” Springer, 1958 r.
2. L. Prandtl: „Dynamika przepływów”, PWN, 1956 r.
3. H. Schlichting: „Grenzschichttheorie”, Braun, 1951 r.
4. I. I. Kiryłow: „Gazowyje turbiny i gazoturbinyje ustanowki” Maszgiz, 1956 r.
5. E. A. Gukasowa: „Aerodynamiczeskoje sowierszenstwoowanie łopatocznych aparatow parowych i gazowych turbin” Gosenergoizdat, 1960 r.
6. B. A. Czerkasow: „Issledowanie nagruzki stupieni gazowej turbiny”, Oborongiz, 1959 r.
7. „Proceedings of the Royal Society”, Series A, No 886, July I, 1936.
8. Prace Instytutu Lotnictwa, nr 19, 1963 r.

Mgr inż. ANDRZEJ RUDIUK

629.13.012:534.83

Ustroje dźwiękochłonne i izolacyjne w lotnictwie

Artykuł niniejszy jest streszczeniem referatu wygłoszonego na I Ogólnopolskiej Konferencji Naukowo-Technicznej w sprawie zwalczania hałasu.

Lotnictwo — to jedna z dziedzin techniki, wytwarzająca największe poziomy hałasu w zakresie dźwięków słyszalnych, jak i niesłyszalnych.

Aczkolwiek najslusniejszą drogą postępowania w walce z hałasem jest ograniczenie mocy akustycznej samych jego źródeł, tym niemniej na tej drodze w samolocie nie da się obniżyć poziomu hałasu do wielkości dopuszczalnej i zawsze trzeba stosować izolację dźwiękową kabiny. Zasadnicza trudność polega na tym, że izolacja ta musi być bardzo skuteczna, a jej ciężar wprost znikomy. Kadłuby większości samolotów pokryte są blachą duralową o grubości od 1 do 3 mm. Średnio izolacyjność takiej blachy wynosi około 20 dB. Gdyby rzeczywiście hałas zmalał w kabinie o wartość izolacyjności blachy, to już miałyby się do czynienia ze znacznym spadkiem hałasu w porównaniu do hałasu na zewnątrz. Jak widać z rys. 1 — poziom hałasu wewnątrz

kadłuba niewiele różni się od hałasu na zewnątrz. Przyczyną tej niezgodności w rozumowaniu są: pogłos, drgania mechaniczne i nieszczelności.

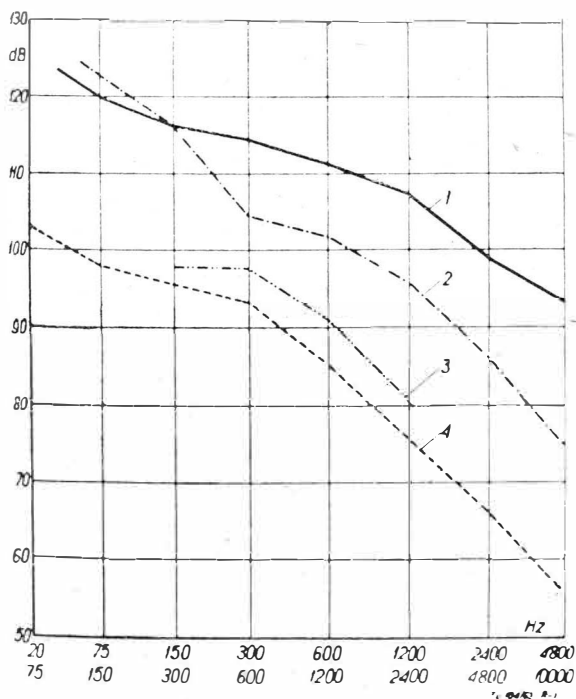
Przekrój kabiny samolotu stanowi najczęściej półkole lub też zbliżone kształty eliptyczne. Takie kształty wnętrza stwarzają warunki do intensywnego wzmożenia pogłosu. Wewnętrzna krzywizna, działając jak soczewki, powoduje nakładania się fal dźwiękowych odbitych od przeciwległych ścianek.

Z drugiej strony kadłub kontaktuje się ze skrzydłem, które stanowi sobą belkę przenoszącą drgania mechaniczne od silników. Często samo skrzydło wzbudza drgania pochodzące od sił aerodynamicznych i sprężystych. W tej sytuacji każdy element kadłuba ma warunki do tego, by wpaść w drgania rezonansowe. Ma się więc do czynienia z nowym źródłem hałasu, jakim jest brzęczenie silnie drgających blach.

Jeżeli chodzi o problem nieszczelności, to każdy samolot, nie posiadający kabiny hermetycznej — posiada cały szereg otworów i szczelin. Te nieszczelności grają bardzo ważną rolę i one również powodują zmniejszenie wpływu izolacyjności blachy. Należy zaznaczyć, że wpływ szczelin nie jest jednakowy dla wszystkich powierzchni kabiny i jest tym większy, im większe jest nadźwiękowanie danego miejsca z zewnątrz.

O ile sytuacja się zmieni, jeżeli wewnątrz kabiny zostanie wybite jakimś typowym nieprzepuszczalnym materiałem obiciowym, na przykład dermą? Powstanie teraz układ składający się z trzech warstw o różnych opornościach akustycznych, mianowicie: blacha—powietrze—derma. Izolacyjność takiego układu powinna być dość wysoka ze względu na duże zróżnicowanie oporności akustycznych. Poza tym derma napięta na konstrukcji stanowi membranowy ustrój pochłaniający (ustrój dźwiękochłonny), mogący w dużym stopniu zlikwidować wpływ pogłosu.

Tymczasem hałas w kabinie spadnie nieznacznie, zaledwie o parę decybeli. Dzieje się to dlatego, że w takich przypadkach kładzie się dermę wprost na półkach wręgi, które stanowią pomost do przenoszenia się hałasu w formie dźwięków materiałowych. Izolacyjność cienkiej dermy na dźwięki materiałowe jest wprost znikoma. Następna sprawa kryje się w wysokości warstwy powietrza i charakterze samolotowego widma hałasu. Wysokość warstwy powietrznej dyktują wręgi, których wysokość waha się w granicach 5—15 cm. Wymiary te odpowiadają długościom fal głosowych o częstościach od 6800 Hz do 2300 Hz. Częstości te przypadają na duże poziomy głośności widma samolotowego wyrażonego w fonach oraz w znacznym stopniu pokrywają się z zakresem częstotliwości mowy ludzkiej, zakłócając jej zrozumienie.



Rys. 1. Teoretyczny wpływ izolacyjności blachy; 1 — widmo hałasu samolotu projektowanego na zewnątrz; 2 — widmo hałasu samolotu projektowanego wewnątrz ścianek; 3 — teoretyczny wpływ blachy duralowej; 4 — widmo hałasu w kabinie samolotu Convair 340

Warstwa powietrza z jednej strony stanowi dobry izolator, jednocześnie jednak stwarza możliwość powstania fal stojących o długościach odpowiadających jej grubości. Powstanie fali stojącej w warstwie powietrznej powoduje silne wzmoczenie nasilenia dźwięku. Ażeby wymieniony ustroj trójwarstwowy (blacha—powietrze—derma) stanowił możliwie skuteczną izolację, należy:

- a) zlikwidować wszystkie otwory i szczeliny (szczególnie w miejscach najbardziej nadźwiękowionych),
- b) dermę obciągnąć nie bezpośrednio na wręgach, a za pośrednictwem ciągłych podkładek sprężystych (guma, lateks, filc, tworzywa spienione itp.),
- c) przestrzeń pomiędzy blachą a dermą wypełnić materiałem silnie pochłaniającym dźwięki o grubości większej od połówki długości ewentualnej fali stojącej, czyli od połówki wysokości wręgi dla utrudnienia powstania fal stojących.

Izolacyjność takiego układu można zwiększyć, stosując zamiast samego materiału dźwiękochłonnego tenże sam materiał w lekkiej nieprzepuszczalnej otulinie (np. maty włókna szklanego obciągnięte folią igelitową).

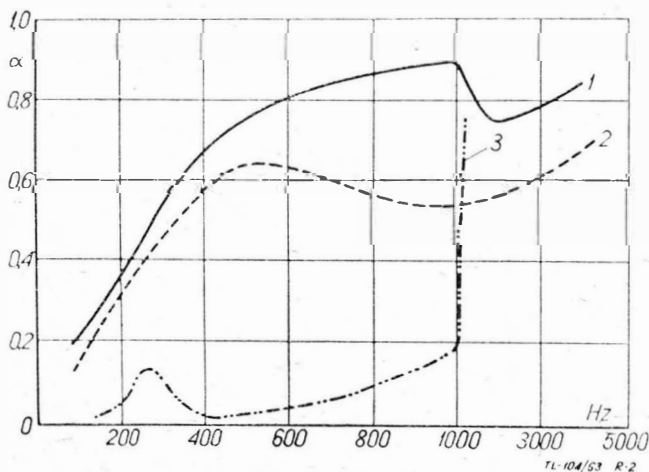
Mamy wtedy dodatkową warstwę izolacyjną ze względu na różnicowanie oporności akustycznych (igelit—włókno—igelit).

Izolacja taka ma jeszcze jeden mankament — słabo izoluje dźwięki o niskich częstotliwościach (od 0 do 500 Hz), które przy wysokich poziomach są również bardzo szkodliwe. Pewne rezultaty w walce z hałasem niskich częstotliwości można uzyskać, stosując masy i ustroje antywibracyjne, naklejane wprost na ścianki kadłuba, przy czym stosowane w tych celach pasty bitumiczne w lotnictwie się raczej nie przyjęły. Dawniej stosowano mielony korek łączony lepiszczami syntetycznymi. Obecnie stosuje się układy oparte na bardzo lekkich granulach wiązanych lepiszczem o bardzo dużym współczynniku stratności. Układy takie przesuwają na zewnątrz warstwę obojętną, zwiększając przez to sztywność. Dobre wyniki daje pokrywanie tych ustrojów cienkimi warstwami o większym module sprężystości (folie metalowe, żywice syntetyczne, papier itp.), które z jednej strony zwiększają udział w pochłanianiu energii przez własny układ naprężeń, jak również w dużym stopniu zwiększają straty energii przez zwiększenie naprężeń styknych w materiale pokrywającym blachę.

Ostatnio stosuje się bezpośrednie natryskiwanie blach poliuretanem, który w trakcie utwardzania ekspansuje i tworzy ściśle przylegającą warstwę lekkiej pianki. Zewnętrzna powierzchnia tej pianki stanowi cienką warstwę poliuretanu niespionionego. Pianki poliuretanowe z jednej strony są materiałem antywibracyjnym, z drugiej strony zaś materiałem o bardzo silnych właściwościach pochłaniających (rys. 2).

Jeżeli chodzi o materiały stosowane na ustroje do izolacji dźwiękowej samolotu — to muszą one spełniać następujące warunki:

- 1) wysoka izolacyjność akustyczna oraz własności dźwiękochłonne dla wszystkich częstotliwości z infra- i ultradźwiękami włącznie,
- 2) niepalność,
- 3) dobre własności izolacji termicznej,



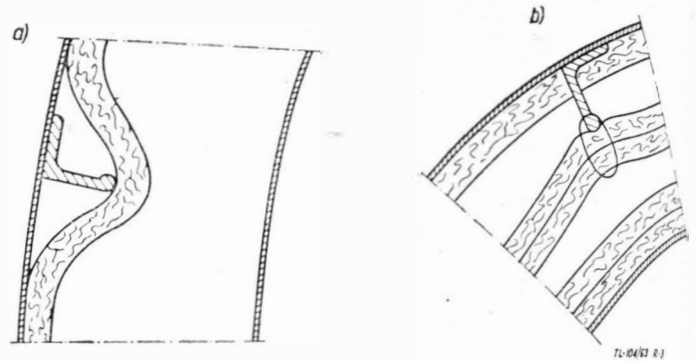
Rys. 2. Charakterystyka pochłaniania pianek; 1—pianka poliuretanowa miękka; 2—pianka poliuretanowa sztywna; 3—spieniony polichlorek winylu, miękki

- 4) ciężary materiałów takie, żeby łączny ciężar izolacji nie przekraczał (w najgorszym przypadku) 2—3 kg/m²;
- 5) mała chłonność wilgoci,
- 6) odporność na niskie i wysokie temperatury w zakresie od -20 °C do +60 °C,
- 7) odporność na atakowanie żywych ustrojów,
- 8) duża wytrzymałość mechaniczna pod względem odporności na drgania i przeciążenia dynamiczne.

Przykłady konstrukcji w istniejących samolotach

a. Izolacja samolotu Li-2

Samolot dwusilnikowy na 24 pasażerów. Łączna moc silników 2000 KM. Śmigła trójłopatowe. Kabina niehermetyczna. Rury wydechowe wyprowadzone pod skrzydła. Maksymalny ogólny poziom hałasu w kabine rzędu 100 dB. Podstawowy ustroj izolacyjny stanowią maty z watoliny

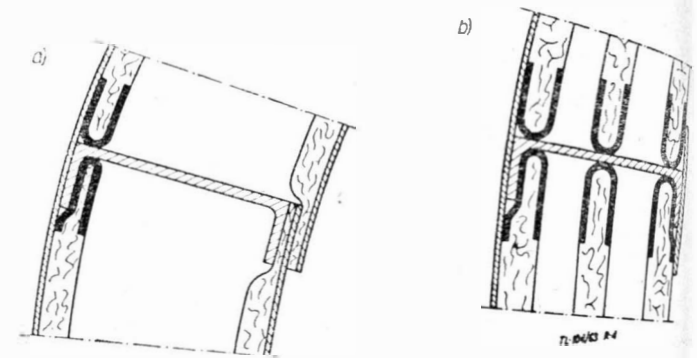


Rys. 3. Przekrój izolacji samolotu Li-12; a—izolacja części przypodłogowej; b—izolacja ścian bocznych i sufitu

technicznej, obszyte rzadką tkaniną. Izolacja w części przypodłogowej jest słaba i składa się z jednej warstwy przylegającej do pokrycia, zaś izolacja ścian bocznych i sufitu składa się z jednej warstwy przylegającej do blachy, dwóch warstw zawieszonych wewnątrz oraz dwóch warstw przylegających do obicia kabiny (rys. 3).

b. Izolacja samolotu IŁ-14

Samolot dwusilnikowy, zabierający 32 pasażerów. Silniki tłokowe o łącznej mocy 3800 KM. Śmigła czterolopatowe. Kabina niehermetyczna. Rury wydechowe wyprowadzone nad skrzydłami. Maksymalny poziom hałasu rzędu 105 dB (w rejonie rur wydechowych). Podstawowym ustrojem izolacyjnym są maty z watoliny bawełnianej obciągniętej gęstym płótnem lotniczym. Najbardziej izolowana strefa pilotów



Rys. 4. Izolacja samolotu IŁ-14; a—strefa pilotów; b—strefa rur wydechowych

gdzie izolacja składa się z dwóch warstw: jednej na pokryciu, a drugiej pod obiciem kabiny. Najsilniejsza iz. w rejonie rur wydechowych składa się z trzech warstw: dwie jak powyżej, a trzecia pośrodku między nimi (rys. 4).

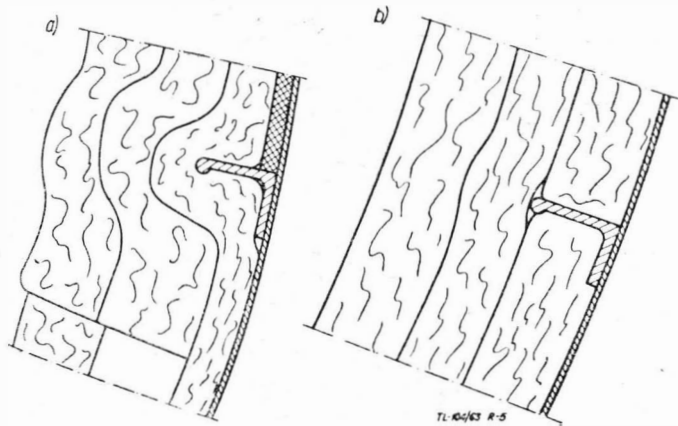
c. Izolacja samolotu Convair 240

Samolot dwusilnikowy, mieszczący 44 pasażerów. Silniki tłokowe o łącznej mocy 5000 KM. Śmigła czterolopatowe. Rury wydechowe obudowane jedną rurą o większej średnicy, zasysającą chłodne powietrze. Maksymalny poziom

hałasu około 105 dB w rejonie rur wydechowych. Podstawę izolacji stanowią maty z włókna szklanego spojonego żywicą syntetyczną, oklejone folią.

d. Izolacja samolotu IL-18.

Czterosilnikowy samolot pasażerski, posiadający w zależności od wersji 75—89 miejsc. Silniki turbośmigłowe o łącznej mocy 16 000 KM. Śmigła czteropłatowe. Wylot spalin na krawędzi spływu skrzydeł. Kabina hermetyczna. Ogólny poziom hałasu prawdopodobnie niższy niż w poprzednio omawianych samolotach. Izolację stanowią maty włókna szklanego obciążonego tkaniną kapronową. W rejonie



Rys. 5. Izolacja samolotu IL-18; a — strefa śmigieł; b — przednia część kabiny pasażerskiej

śmigieł dodatkowo zastosowana guma gąbczasta o grubości 5,5 mm. Obicie kabiny nie kontaktuje się z wręgami i jest od nich oddzielone dodatkową matą. Na uwagę zasługuje prawie całkowite wypełnienie przestrzeni izolacyjnej matami. Jedynie w niewielkim procencie znajdują się dylatacje powietrzne (rys. 5).

Doświadczenia własne

Kilka lat temu powstał w kraju samolot pasażerski średniej wielkości przeznaczony dla krajowych linii lotniczych. Został on zaprojektowany z myślą o jak największej ekonomice oraz możliwością operowania z lotnisk trawiastych. Ze względu na założenia konstrukcyjne — konstruktorzy musieli dokonać wyboru silnika spośród produkowanych w kraju. W takiej sytuacji użyto cztery silniki o mocy 330 KM każdy. Ponieważ z punktu widzenia opłacalności samolot musiał pomieścić przynajmniej 20 pasażerów, przeto nadmiar mocy był bardzo mały. Ten fakt ma co prawda bardzo duże znaczenie dla ekonomiki tego samolotu, niemniej jednak w tym ostrzejszych ryzach stawia gospodarkę ciężarową. Sytuacja akustyczna przedstawiała się następująco:

Po pierwsze — cztery silniki zamiast dwóch o równorzędnej mocy stanowią większe źródło hałasu.

Po drugie — warunek lekkości zmusił konstruktorów do jak najlżejszej konstrukcji kadłuba, a co za tym idzie — do stosowania cienkich blach pokrycia łatwo wpadających w drgania.

Po trzecie — słabe silniki nie posiadające reduktorów zmuszają do stosowania śmigieł o dużych prędkościach końców łopat.

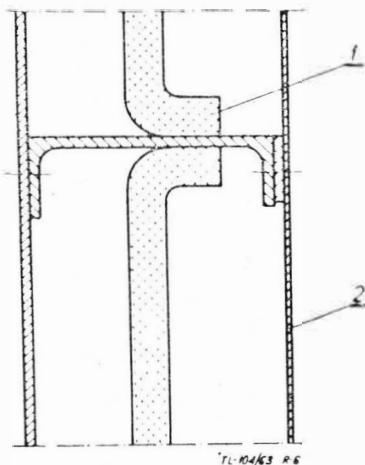
Po czwarte — rury wydechowe biegnące nad górną powierzchnią płata powiększają dodatkowo hałas w pobliżu ostatnich miejsc pasażerskich.

Jak z tego wynika, na samolocie tym ma się do czynienia z dużym hałasem i dużymi drganiami ścianek kadłuba, podczas gdy limit ciężaru na izolację akustyczną nie powinien przekraczać 1,5 kG/m².

Pierwsza izolacja, jaką zastosowano na samolocie, polegała na przedzieleniu szczeliny między blachą pokryciową, a materiałem obiciowym płytkami z miękkiego polichlorku winylu (spienionego) o grubości ok. 10 mm. Materiał obiciowy stanowiła cienka tkanina stylonowa powleczone cienką warstwą PCW o łącznym ciężarze 0,25 kG/m² (rys. 6).

O ile w nieizolowanym samolocie ogólny poziom hałasu przekracza 120 dB, o tyle po zastosowaniu powyższej izolacji wynosi maksimum 110 dB. Ponieważ hałas był jeszcze za duży, przeto zwrócono się do Katedry Akustyki i Teorii Drgań Uniwersytetu im. A. Mickiewicza w Poznaniu z prośbą o dokonanie dokładnych pomiarów, analizy sytuacji oraz podjęcia wytycznych do opracowania izolacji. W wyniku nawiązanej współpracy akustycy poznańscy pod kierunkiem prof. dr Marka Kwieka *) opracowali założenia do izolacji tego samolotu.

Według tych założeń izolacja składała się z trzech warstw o wyraźnym podziale ról. Izolacja najniższych częstotliwości — warstwa antywibracyjna przylegająca do pokrycia, izolacja średnich częstotliwości — płyty perforowane



Rys. 6. Dotychczasowa izolacja samolotu projektowanego. 1 — ekspandowany polichlorek winylu, miękkki, grubość ~ 10 mm, ciężar ~ 0,9 kG/m²; 2 — cienka derma, ciężar 0 ~ 0,25 kG/m²

o otworach zamkniętych krążkami filcu oraz najwyższe częstotliwości od 630 Hz wzwyż — derma o możliwie dużym ciężarze jednostkowym (ok. 1 kG/m²).

1. Warstwa antywibracyjna

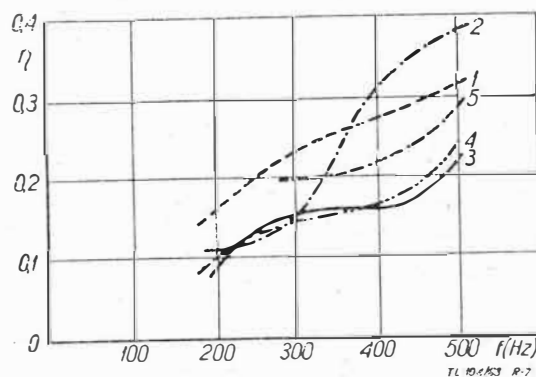
Ogólne warunki postawione przez akustyków:

- minimalny ciężar 0,5 kG/m²,
- możliwie największy współczynnik stratności (jak najlepsze własności tłumienia energii drgań).

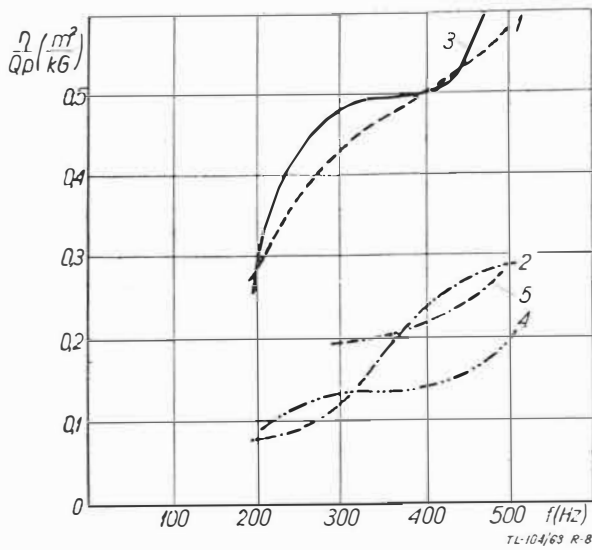
Rozpoczęto od prób zastosowania spienionych granulek fenolowych z żywicą poliestrową, co musiano zarzucić ze względu na niemożliwość utwardzenia tej żywicy w małej masie. W związku z tym należało opracować zupełnie inne ustroje i po przebadaniu wybrać najtwardszej korzystny. Wykonano cały szereg próbek i oddano do badań w Katedrze Akustyki, a mianowicie:

- granulki styropianowe z żywicą epoksydową,
- granulki „microbellon” z polimetakrylanem metylu,
- styropian,
- styropian + papier + warstwa polimetakrylanu metylu,
- granulki styropianowe z tiokolem.

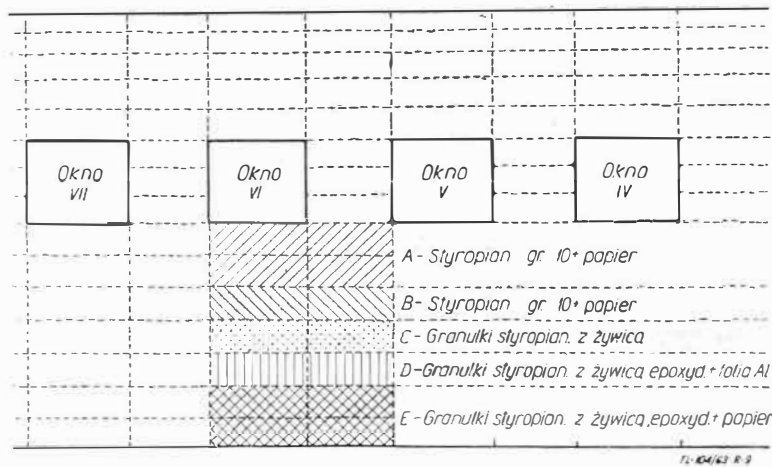
*) Prof. dr Marek Kwiek, jedyny w Polsce znawca akustyki lotniczej, zginął w katastrofie lotniczej w grudniu 1962 r.



Rys. 7. Współczynniki stratności; 1 — granulki styropianowe z żywicą epoksydową; 2 — granulki „Microballon” z polimetakrylanem metylu; 3 — styropian; 4 — styropian + papier + warstwa polimetakrylanu metylu; 5 — granulki styropianowe z tiokolem



Rys. 8. Współczynniki stratności odniesione do ciężaru powierzchniowego; 1 — granulki styropianowe z żywicą epoksydową; 2 — granulki „Microballon” z polimetakrylanem metylu; 3 — styropian; 4 — styropian + papier + warstwa polimetakrylanu metylu; 5 — granulki styropianowe z tiokolem



Rys. 9. Schemat wyklejania segmentu kadłuba; A — styropian gr. 10 + papier, B — styropian gr. 10 + folia Al, C — granulki styropianowe z żywicą epoksydową, D — granulki styropianowe z żywicą epoksydową + folia Al, E — granulki styropianowe z żywicą epoksydową + papier

Otrzymane wyniki przedstawia rys. 7.

Jak widać z tego wykresu, dokonanie wyboru nie było łatwe. Dopiero po odniesieniu współczynnika stratności do ciężaru jednostkowego (rys. 8) można było wyłonić dwa najbardziej przydatne ustroje, mianowicie granulki styropianowe z żywicą epoksydową oraz styropian. Jednak własności tych ustrojów okazały się jeszcze niewystarczające. Dalsze prace oparte na tych ustrojach przeprowadzono w samej wytwórni samolotu bardzo prostymi metodami, pozwalającymi jedynie na porównanie różnych ustrojów i wybór najlepszego. Do przebadania wybrano 5 różnych układów:

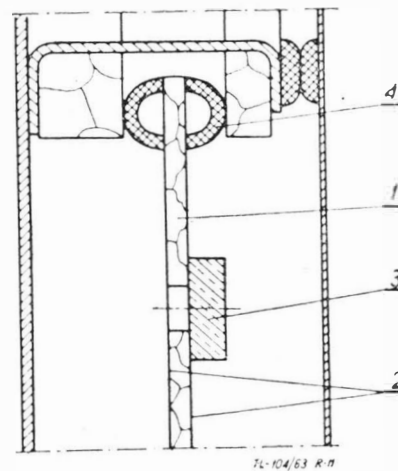
- 1) granulki styropianowe z żywicą epoksydową — układ porównawczy,
- 2) granulki styropianowe z żywicą epoksydową — oklejone cienkim szarym papierem,
- 3) granulki styropianowe z żywicą epoksydową oklejone cienką folią aluminiową (0,04 mm),
- 4) styropian gr. 10 mm oklejony cienkim szarym papierem,
- 5) styropian gr. 10 mm oklejony cienką folią aluminiową.

Tymi układami wyklejono segment kadłuba samolotu (makiety) tak, jak pokazano na rysunku (rys. 9). Sama próba polegała na nadźwiękaniu od zewnątrz kadłuba

Tabela wyników

Rodzaj warstwy	Ustawienie głośnika skośne			Ustawienie głośnika prostopadłe			Średni wynik (dB)
	Częstotł. (Hz)	Izolac. (dB)	Częstotł. średnia (dB)	Częstotł. (Hz)	Izolac. (dB)	Izolac. średnia (dB)	
A styropian papier	500 110 60	-2 -2 8	1,33	500 110 60	1 2 5	2,67	2
B styropian folia	500 110 60	2 -2 6	2	500 110 60	0 6 9	5,0	3,5
C granulki styropianowe	500 110 60	1 -2 2	0,33	500 110 60	2 6 2	3,33	1,65
D granulki folia	500 110 60	-1 0 6	1,67	500 110 60	4 5 5	4,67	3,07
E granulki papier	500 110 60	6 4 10	6,66	500 110 60	2 8 12	7,35	7,00

Rys. 10.



Rys. 11. Płyta perforowana projektowanego samolotu; 1 — płyta styropianowa grubości 4 mm; 2 — cienki szary papier; 3 — krążki z gumy; 4 — elastyczne zamocowanie płyty (lateks)

dźwiękami podstawowymi z płyty frekwencyjnej oraz na mierzeniu poziomu hałasu sonometrem przed i po zdarciu próbek.

Nadźwiękowano z kierunku prostopadłego i skośnego pod kątem 30°. Mikrofon sonometru był umieszczony w odizolowanym pudle szczelnie przylegającym do powierzchni płytki poprzez bardzo miękką taśmę lateksową. Jak widać z podanej tabelki (rys. 10), najlepszym układem okazały się granulki styropianowe z żywicą epoksydową, pokryte papierem.

2. Płyty perforowane

Tutaj sytuacja była nieco odmienna, gdyż akustycy stawiali tu bardziej konkretne wymagania. Najważniejsze z nich, to:

- 1) ciężar powierzchniowy 0,5 kG/m²,
- 2) możliwie jak największa sztywność płyty,
- 3) elastyczne osadzenie płyty na kadłubie.

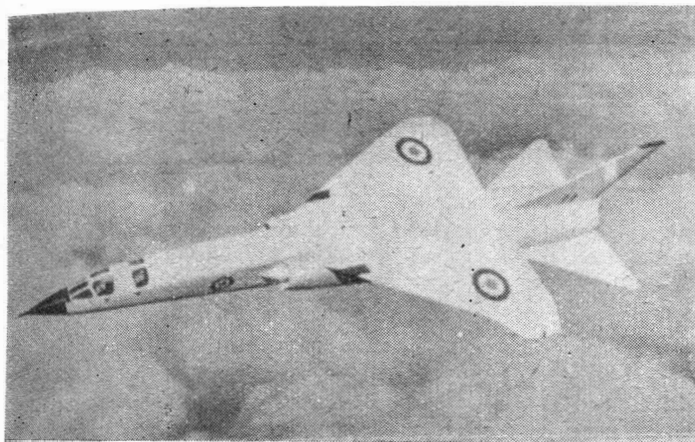
Warunek dużej sztywności połączony z lekkością płyt wydawał się nie do osiągnięcia. Proponowana tektura osiągała ciężar 1 kG/m², który po uwzględnieniu filcu i uzbrojeń zwiększał się do 1,5 kG/m². Ostatecznie przyjęta płyta (rys. 11) uzyskana w drodze wielu doświadczeń o charakterze tak konstrukcyjnym, jak i technologicznym, spełnia właściwie wszystkie warunki z niewielkim przekroczeniem ciężaru płyty uzbrojonej.

Ciężar płyty nieuzbrojonej wynosił zaledwie 0,4 kG/m². Elastyczne zawieszenie płyty rozwiązano na bazie taśm lateksowych. W późniejszych pomiarach w locie okazało się że płyty posiadają dużą izolacyjność nawet przy bardzo niskich częstotliwościach.

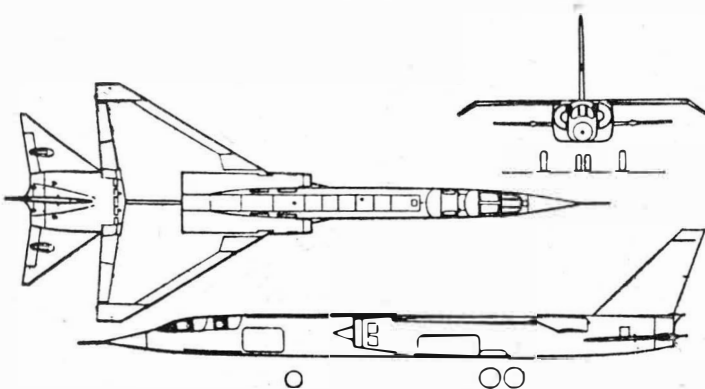
NIKTÓRE SZCZEGÓŁY BUDOWY SAMOLOTU TSR-2

Wytwórnia British Aircraft Corporation (BAC) ujawniła w październiku ubiegłego roku pierwsze zdjęcia i szczegóły budowy szturmowego i rozpoznawczego samolotu TSR-2, kładąc w ten sposób kres domysłom na temat układu tego samolotu.

Projektanci zastosowali cienkie skrzydło o kształcie „delta”, które umożliwia loty z prędkością $Ma > 2$, jak również zapewnia odpowiednią wytrzymałość w warunkach lotu z dużą prędkością na bardzo małej wysokości. W celu polepszenia zachowania się samolotu przy małych prędkościach oraz skrócenia startu i lądowania skrzydło zostało wyposażone w kłapy z nadmuchem, które zajmują całą rozpiętość skrzydła, z wyjątkiem odchylonych do dołu jego końców. Poza kłapami skrzydło nie ma innych powierzchni wychyłanych, gdyż lotki umieszczono na usterzeniu wysokości. Usterzenie to — podobnie jak usterzenie kierunku — jest wychyłane jako całość (tzw. usterzenie pływające), podczas gdy umieszczone z tyłu kłapy mogą działać niezależnie jako lotki. Brak informacji, czy kłapy usterzenia wysokości mogą być wychyłane w kierunkach zgodnych



i spełniać w ten sposób rolę kłap wyważających. Usterzenie wysokości jest kompensowane. Chowane do kadłuba gondole główne podwozia są wyposażone w dwa koła „tandem”, natomiast przednia goleń ma dwa koła bliźniacze, przy czym jej wysokość można zmieniać, co ułatwia start samolotu. Opony są niskociśnieniowe, dzięki czemu samolot może korzystać z nieutwardzonych pasów startowych. Urządzenie klimatyzacyjne utrzymuje w kabinie odpowiednią temperaturę, przy czym zastosowano zespół schładzający, który zapobiega nadmiernemu wzrostowi temperatury w czasie lotu z prędkością nadźwiękową. Zbiorniki paliwa znajdują się w kadłubie i skrzydle.



Do napędu samolotu służą dwa silniki Bristol Siddeley „Olympus” 22R o ciągu 15 000 kG z dopalaniem. Wloty powietrza znajdują się po bokach kadłuba. Twierdzi się, że spośród wszystkich porównywalnych silników silnik „Olympus” 22R może zapewnić najmniejsze zużycie paliwa. W komorze wysokościowej w National Gas Turbine Establishment przeprowadzono próby silnika w warunkach, w jakich będzie on pracował na samolocie TSR-2.

Na dużych wysokościach samolot rozwija prędkość ponad 2400 km/h, prędkość przy ziemi dochodzi do 1300 km/h. Promień działania w przypadku lotu na małej wysokości wynosi 1600 km, podczas gdy przerzuty mogą odbywać się na odległość wielu tysięcy kilometrów, tym bardziej, że samolot TSR-2 może być tankowany w powietrzu. Start samolotu jest podobno możliwy z pasów startowych o długości 550 m, do czego przyczynia się wczesne zwiększanie kąta natarcia dzięki wydłużanej przedniej gołeni.

Kompletny układ nawigacyjny, celowniczy i kierowania ogniem został już wypróbowany na innych samolotach. Do nawigacji służy radar Dopplera połączony z urządzeniem bezwładnościowym oraz radar o zobrazowaniu bocznym, przeznaczony do korygowania toru lotu. Dodatkowy radar o zobrazowaniu bocznym ma za zadanie pokazywać cel. Oddzielne urządzenie radarowe z reflektorem skierowanym do przodu dostarcza danych potrzebnych do automatycznego utrzymywania samolotu w odpowiedniej odległości od ziemi, w czasie lotu na małej wysokości. Dane z opisanego układu są doprowadzane do analogowego i cyfrowego przelicznika automatycznego pilota, gdzie zostają przepracowane na impulsy utrzymujące automatycznie wymagany tor lotu i ataku. Na każdej wysokości samolot może być prowadzony automatycznie lub przez pilota. Załoga może sprawdzać położenie samolotu za pomocą urządzenia z przesuwającą się mapą. Na samolocie mogą być poza tym zainstalowane kamery filmowe do ciągłego filmowania przebiegu przeprowadzanego zadania.

W przypadku wykonywania zadań rozpoznawczych w komorze bombowej umieszcza się zestaw urządzeń rozpoznawczych. Radar o zobrazowaniu bocznym można zaopatrzyć w urządzenie do dostarczania obrazów nieruchomych i w urządzenie typu telewizyjnego („Line Scan”), które niezależnie od warunków atmosferycznych pozwala na śledzenie terenu, będącego w zasięgu radaru. Obrazy mogą być magazynowane w samolocie lub przekazywane bezpośrednio do stacji naziemnej.

Jeżeli chodzi o uzbrojenie, to wiadomo tylko, że samolot TSR-2 od początku był projektowany jako integralny system broni i może zabierać zarówno bomby atomowe o dużym kalibrze oraz kierowane pociski powietrze-ziemia, jak i nie kierowane rakiety oraz bomby konwencjonalne, może więc wypełniać zadania strategiczne i taktyczne. W rozwoju znajduje się poza tym kierowany pocisk powietrze-ziemia z samonaprowadzającą się głowicą, który znacznie przedłuży promień działania samolotu. Celność zrzuconych bomb jest podobno bardzo duża, odchyłki wynoszą niewiele metrów.

Do wyposażenia samolotu należą również urządzenia do sprawdzania działania poszczególnych układów wyposażenia oraz pomocnicze źródło mocy, co niezależnie samolot od urządzeń lotniskowych i pozwala na działanie z prowizorycznych lotnisk.

Samolot ma przejąć względnie równolegle wypełniać zadania bombowców strategicznych typu V („Vulcan” i „Victor”), jednak będzie mógł również znaleźć zastosowanie w wojnach ograniczonych i lokalnych.

Koszty rozwoju samolotu wynoszą 400–500 milionów funtów, koszt pojedynczego samolotu określa się na dwa miliony funtów. Obecnie znajduje się w budowie seria rozwojowa i informacyjna 20 samolotów. W chwili rozpoczęcia na początku bieżącego roku prób w locie w produkcji miało znajdować się 50 samolotów.

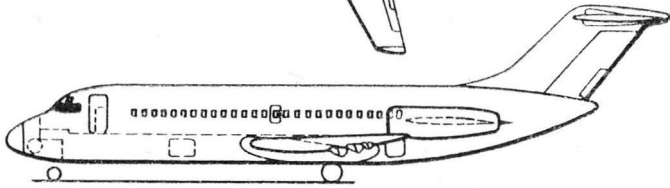
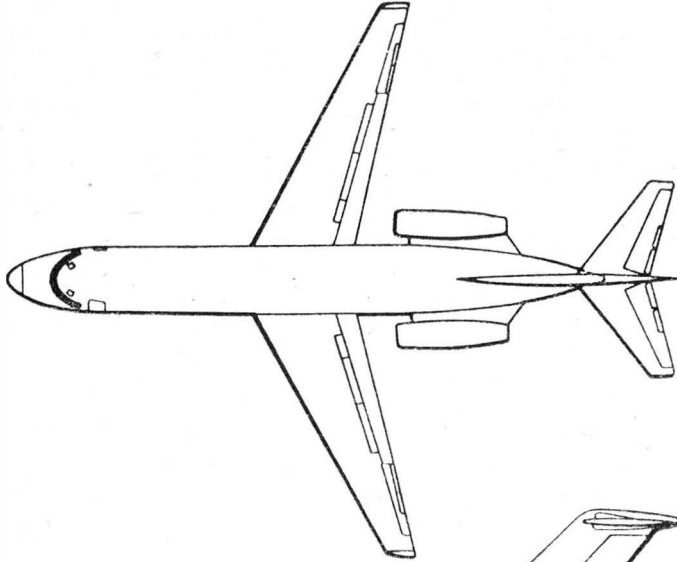
Niewiadomo, czy samolot spełni pokładane w nim nadzieje na najbardziej wszechstronny samolot bojowy, jednak uzyskane w czasie jego rozwoju doświadczenia będą wykorzystane w budowie pasażerskiego samolotu nadźwiękowego.

W. K.

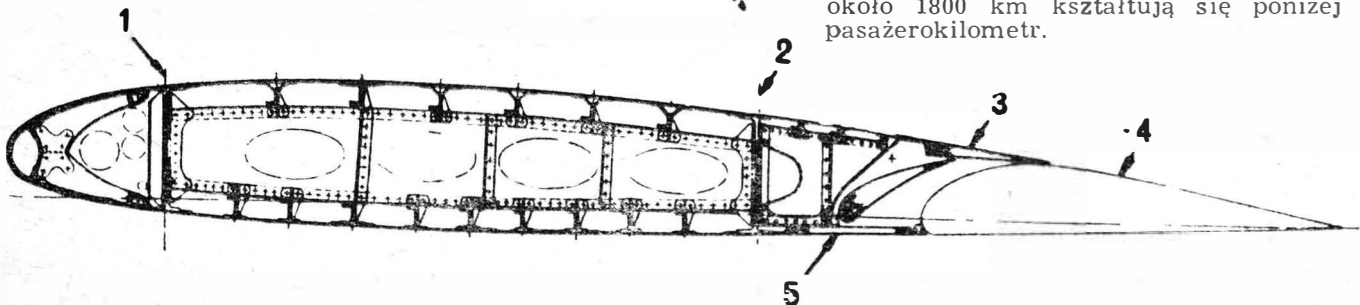
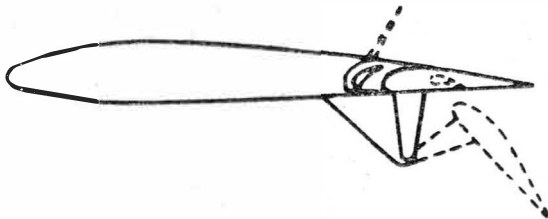
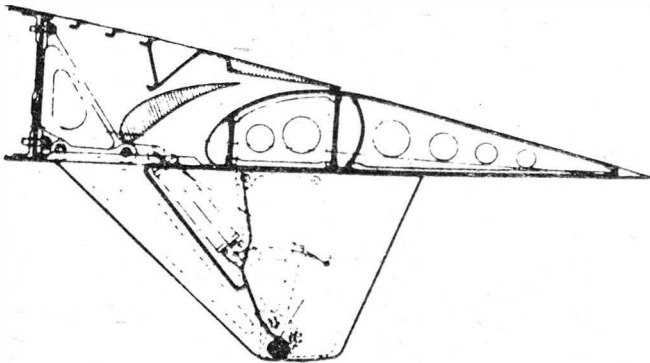
DOUGLAS DC-9 — SAMOLOT PASAŻERSKI NA KRÓTKIE I ŚREDNIE TRASY

W roku 1957 zakłady Douglas rozpoczęły pierwsze studia nad odrzutowym samolotem pasażerskim na krótkie i średnie trasy. Dyskusje z towarzystwami lotniczymi doprowadziły do określenia podstawowych założeń projektowych. W roku 1962 ujawniono naturalnej wielkości makietę samolotu 2086, który — po znacznych zmianach i udoskonaleniach — ma być produkowany seryjnie pod oznaczeniem DC-9.

Samolot DC-9 jest przeznaczony na trasy o długości od 150 do 2500 km i w związku z koniecznością korzystania z małych lotnisk odznacza się dobrymi własnościami przy małych prędkościach lotu, co w dużym stopniu jest wynikiem rozsądnego kompromisu między powierzchnią nośną,



a mechanizacją skrzydła. W konstrukcji samolotu zwracano szczególną uwagę na prostotę, pewność pracy, łatwość i szybkość obsługi (skrócenie czasów przygotowawczych), ponieważ w przypadku samolotu na krótkie i średnie tra-



sy, wykonującego przeloty z dużą częstotliwością i korzystającego ze słabo wyposażonych lotnisk, czynniki te mają decydujące znaczenie. Starano się w związku z tym zmniejszyć do minimum ilość części instalacji pokładowych, na przykład urządzenia klimatyzacyjne i przeciwbłędzeniowe obejmują łącznie tylko 43 części, instalacja hydrauliczna składa się ze 118 części, układ paliwowy — z 50 części, pokładowe źródło prądu — z 226 części. Urządzenia powinny wykazywać dużą wytrzymałość ze względu na częste lądowania. W związku z tym dobierano bardzo starannie poszczególne zespoły wyposażenia, jak pompy, łożyska, zawory, serwomechanizmy itp. Dużą zaletą samolotu jest duży ciężar przy lądowaniu, który pozwala na duży zasięg bez lądowania w czasie międzylądowań.

W skrzydle zastosowano profile samolotu DC-8, odpowiednio je modyfikując w celu osiągnięcia optymalnych wyników przy stosunkowo niedużym skosie i dużej grubości skrzydła (skos wynosi 24° , średnia grubość — $11,6\%$). Mechanizacja skrzydła obejmuje dwuszczelinowe kłapy oraz przerywacze strugi (spoilery), umieszczone na górnej powierzchni skrzydła przed kłapami. Kłapy zajmują dwie trzecie rozpiętości skrzydła, ich ciężar wynosi 36% ciężaru skrzydła, a maksymalne wychylenie — 50° . Ze względu na prostotę oraz aerodynamikę i kinematykę kłap są one zamocowane na wysięgnikach zewnętrznych. Dzięki zamocowaniu silników po bokach ogonowej części kadłuba skrzydło jest aerodynamicznie „czyste”, dając dużą siłę nośną mimo braku skrzeli. Skrzydło ma konstrukcję dwudźwigniową i składa się z dwóch połówek łączonych ze sobą w płaszczyźnie symetrii kadłuba. W skrzydle znajdują się integralne zbiorniki paliwa, napełnianie których odbywa się jednopunktowo.

Kadłub dzieli się na trzy główne grupy konstrukcyjne: nosową, środkową i ogonową. Jego przekrój jest utworzony przez dwa przecinające się koła o różnych średnicach. Największa różnica między ciśnieniem wewnętrznym a zewnętrznym wynosi $0,52 \text{ kg/cm}^2$ tak, że na wysokości 9100 m dopuszczalne ciśnienie w kabine odpowiada wysokości 1800 m. Główne wejście znajduje się po lewej stronie przedniej części kadłuba i jest zaopatrzone w integralne schodki. Aby na ziemi zapobiec nagłej dekompresji kabiny, drzwi otwierają się najpierw tylko częściowo. Kabina może pomieścić od 56 do 83 pasażerów. Usterzenie wysokości jest umieszczone na końcu statecznika kierunku.

Lotki i ster wysokości są wychylane za pomocą ręcznie uruchamianych kłapek wyważających, spoilery, statecznik usterzenia wysokości i ster kierunku mają urządzenia wspomagające. Giroskopowy tłumik w układzie sterowania kierunku zapobiega „holendrowaniu”.

Dzięki dużej sprawności konstrukcyjnej płatowiec wykazuje dużą wytrzymałość zmęczeniową i pewność pracy. Jest on obliczony na 30 000 godzin lotu i 40 000 lądowań. Części o krótszym okresie pracy będą wymieniane według specjalnego programu.

Samolot jest napędzany dwoma silnikami dwuprzepływowymi Pratt and Whitney JT8D-5 o ciągu 5450 kG. W normalnym wykonaniu ten typ silnika daje ciąg 6350 kG, lecz na samolocie DC-9 zastosowano jego zdławioną odmianę, która dzięki mniejszym temperaturom i ciśnieniom zapewnia dłuższy okres międzynaoprawczy i większą pewność pracy. Silniki są wyposażone w odwracacze ciągu, które dają 80% pełnego ciągu. Ciąg trwały jednego silnika na wysokości 9100 m i przy $Ma = 0,8$ wynosi 1565 kG, jednostkowe zużycie paliwa — $0,793 \text{ kG/kGh}$.

Przy maksymalnym ciężarze startowym wymagana długość pasa startowego według FAA wynosi 1890 m. W przypadku lotu na trasie 250 km z ładunkiem 8250 kG zmniejsza się ona do 1520 m. Bezpośrednie koszty eksploatacji samolotu przewożącego 70 pasażerów na trasie o długości około 1800 km kształtują się poniżej jednego centa na pasażerokilometr.

Pozostałe dane samolotu:

Rozpiętość	26,67 m
Długość	31,50 m
Wysokość	8,38 m
Rozstaw kół	5,03 m
Powierzchnia skrzydła	89,94 m ²
Wydłużenie skrzydła	8,25
Wysokość × szerokość kabiny	2,06×3,15 m
Ciężar całkowity	37 650 kG
Maks. ciężar przy lądowaniu	35 835 kG
Ciężar samolotu bez ładunku	29 935 kG
Maks. ciężar ładunku (ograniczony względami wytrzymałościowymi)	9020 kG

W. K.

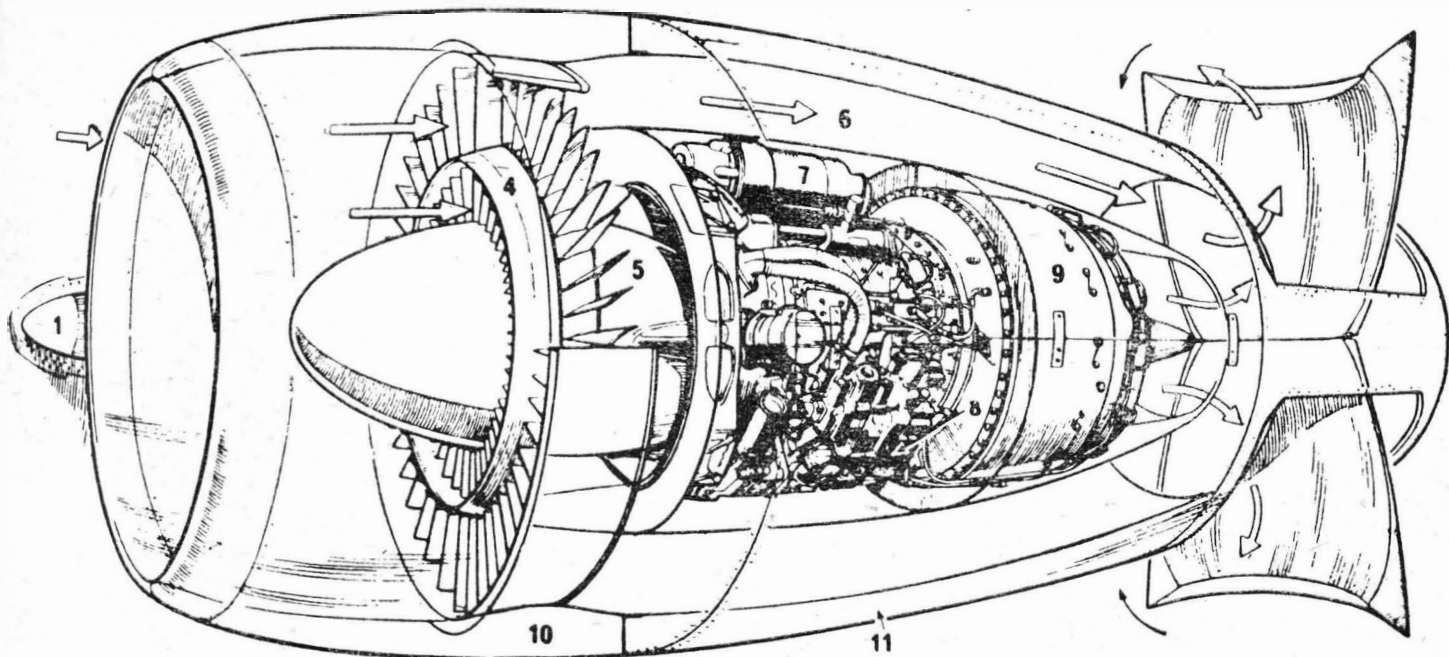
SILNIKI WENTYLATOROWE LYCOMING

Opisując w „Nowościach” samolot WFG-614 podano krótką charakterystykę przewidzianego do jego napędu silnika wentylatorowego Lycoming PLF1B-2. Niedawno opublikowano bardziej szczegółowe dane na temat tego silnika oraz pokrewnego mu silnika PLF1A-2. Oba silniki wywodzą się z silników śmigłowych T55, przy czym wcześniejszy i bardziej zaawansowany jest silnik PLF1A-2.

Silnik śmigłowy T55-L-7 został udoskonalony przez zastosowanie przydźwiękowych przednich stopni sprężarki, dzięki czemu jej spręż wzrósł do 10:1, mimo że prędkość obrotowa sprężarki została zmniejszona do 19 000 obr/min. Prototyp tego silnika, znany jako T55 „Advanced”, rozwija moc na wale 3400 KM i ciąg 100 kG (moc równoważna 3488 eKM) przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,225 kG/eKMh. Silnik „Advanced” stał się podstawą silnika wentylatorowego PLF1B-2 o ciągu 2360 kG i jednostkowym zużyciu paliwa 0,364 kG/kGh. Pod względem konstrukcji i zabudowy jest on podobny do silnika PLF1A-2. Poza samolotem WFG-614, silnik PLF1B-2 ma napędzać również samolot SIAT 311A.

Dane silników

	PLF1A-2	PLF1B-2
Całkowita długość [mm]	1700	1700
Największa średnica [mm]	1030	1030
Średnica komory spalania [mm]	620	620
Ciężar silnika suchego [kG]	378	400
Osiągi na stoisku przy maksymalnej prędkości obrotowej		
Całkowity wydatek powietrza [kG/sek]	83,5	—



Silnik PLF1A-2 powstał z silnika T55-L-7 o mocy na wale 2650 KM przy prędkości obrotowej sprężarki 19 280 obr/min. W wyniku umieszczenia z przodu silnika T55 jednostopniowego wentylatora o dużym wydatku otrzymano silnik o ciągu 1960 kG (wg innych źródeł — 2109 kG) i jednostkowym zużyciu paliwa 0,411 kG/kGh. Całkowicie stalowa sprężarka z siedmioma stopniami osiowymi i jednym stopniem odśrodkowym ma prawdopodobnie spręż 7,5:1 (wcześniejsze wzmianki niesłusznie przypisywały ten spręż silnikowi PLF1B-2) i jest napędzana dwustopniową turbiną. Turbina napędzająca wentylator jest również dwustopniowa. Turbiny są obudowane zwrotną komorą spalania. Układ sterowania jest typu hydromechanicznego i posiada dodatkowy regulator prędkości obrotowej turbiny wentylatora. Wytwórnia przewiduje zabudowę silnika w gondolach z wlotem o średnicy 860 mm i z kanałem strumienia wentylatora otaczającym silnik na całej jego długości. Gondola składa się ze stałej części wlotowej i z dwóch otwieranych osłon, otaczających właściwy silnik. Silnik ma być zawieszony na dwóch oprofilowanych zastrzałach, przechodzących w poprzek kanału wentylatora, z tyłu wlotowej części obudowy. Największa średnica gondoli wynosi 1260 mm, całkowita długość — 2550 mm; w przypadku zastosowania prostego, dwukłapowego odwracacza ciągu, długość gondoli wzrasta do 3250 mm.

Przeprowadzono już próby stoiskowe poszczególnych zespołów silnika, próby pierwszego prototypu miały rozpocząć się w końcu 1963 roku.

Wydatek zewnętrzny [kG/sek]	72	81
Ciąg [kG]	1960	2360
Jednostkowe zużycie paliwa [kG/kGh]	0,411	0,364

Osiągi na wysokości 7600 m i przy $Ma = 0,6$

Maks. całkowity wydatek powietrza [kG/sek]	50	45
Ciąg maksymalny [kG]	640	750
przy jednostkowym zużyciu paliwa [kG/kGh]	0,740	—
Ciąg nominalny [kG]	570	680
przy jednostkowym zużyciu paliwa [kG/kGh]	0,741	—

Z przytoczonych danych widać, że stosunek wydatku zewnętrznego do wydatku wewnętrznego silnika PLF1A-2 wynosi 6,25:1. Nie można natomiast dokładnie określić stosunku wydatków silnika PLF1B-2, ponieważ nie podano dla niego całkowitego wydatku powietrza, jednak na podstawie zgrubnego oszacowania można przewidywać, że stosunek ten jest taki sam, jak dla silnika PLF1A-2. Brak poza tym danych na temat sprężu wentylatora, nie powiedziano również, czy między wentylatorem a napędzającą go turbiną zastosowano przekładnię, czy też nie. Z przeprowadzonych przez autora niniejszej wzmianki przybliżonych obliczeń obiegu cieplnego opisywanych silników wynika, że spręż wentylatora wynosi około 1,5:1 (oczywiście

spręż wewnętrznej części jego ołopatkowania, zasilający sprężarkę, jest mniejszy i można go szacować na około 1,2:1). Przy takim sprężu i stosunku wydatków 6,25:1 obciążenie turbiny wentylatora jest większe niż turbiny silników śmigłowcowych T55, nie można więc spodziewać się, że jej prędkość obrotowa została zmniejszona. Przy nie zmienionej prędkości obrotowej turbiny (przekraczającej 14 000 obr/min) prędkość obwodowa wentylatora wynosiłaby — w przypadku napędu bezpośredniego — około 750 m/sek. Prędkość taka jest oczywiście niedopuszczalna, należy więc przypuszczać, że wentylator jest napędzany poprzez przekładnię, która zmniejsza jego prędkość obrotową do około 8000 obr/min.

W. K.

WIELOCELOWY SATELITA EUROPEJSKI

W NRF projektuje się satelitę, który ma znaleźć zastosowanie w łączności, meteorologii i geodezji. Satelita ma ciężar 1500 kG, z czego 500 kG przypada na przyrządy oraz na urządzenia samopiszące, które powrócą w pojemniku na ziemię. Satelita będzie krążył po orbicie 400×1500 km, a jego urządzenia będą pracować przez 4÷5 lat. Czujniki słoneczne (fotokomórki) i gwiazdne łącznie z silnikami raketowymi — cieplnymi i jonowymi — zapewnią odpowiednie położenie satelity w przestrzeni.

Głównym źródłem energii jest paraboliczne zwierciadło o średnicy 10,3 m, które rozłoży się dopiero na orbicie. Zwierciadło pobiera moc promieniowania słonecznego 41,2 kW, z czego 5 kW pochłania znajdujący się w zbiorniku z tytanu wodorek litu, który ogrzewa rtęć. Para rtęci zasila turbinę napędzającą prądnicę. W czasie jednego okrążenia ziemi zwierciadło będzie pochłaniać energię słoneczną przez 75 minut, potem będzie przechodzić w cień Ziemi.

Z. Br.

LUTOWANIE TWARDE W TEMPERATURACH NIŻSZYCH OD TEMPERATURY PRACY ZŁĄCZA

Łączenie superstopów i metali żaroodpornych stanowi poważny problem. Zastosowanie lutowania twardego nie dało pozytywnych wyników. W związku z tym w ostatnich latach opracowano nowe, doskonalsze metody lutowania twardego. Wspólną ich cechą jest właściwość podwyższania punktu topliwości po dokonaniu zabiegu lutowania.

Pierwsza z metod posługuje się lutem, które zawiera jeden składnik o wysokim punkcie topliwości, gwarantujący wysoką wytrzymałość, i drugi składnik, obniżają

jący punkt topliwości. Ten drugi składnik dyfundując do metalu lutowanego podnosi punkt topliwości całego lutu w złączu. Dzięki zjawisku dyfuzji można lutować w temperaturze niższej niż wynosi normalna temperatura pracy takiego złącza. Należy dodać, że zjawisko to tylko w nieznacznym stopniu obniża żaroodporność materiału lutowanego.

Druga metoda wykorzystuje odparowanie niższej topliwości składnika lutu. Sam proces lutowania składa się z dwu faz. W pierwszej lutuje się w atmosferach obojętnych przy normalnym ciśnieniu dla uniknięcia odparowania takich składników lutu, jak lit, fosfor, czy inne. W drugiej fazie złącze umieszcza się w próżni i podgrzewa do temperatury poniżej solidusu lutu. W tych warunkach następuje ulatnianie się niższej topliwości składników i wzrasta punkt topliwości złącza. Tym sposobem można uzyskać wzrost temperatury przy próbie wtórnego topienia złącza nawet o 450 °C.

Pomimo że obie te metody stanowią postęp w stosunku do normalnego lutowania twardego, jednakże wywierają pewien ujemny wpływ na materiały żaroodporne. Metoda lutowania dyfuzyjnego daje zbyt ograniczony wzrost temperatury wtórnego topienia, a metoda lutowania z odparowaniem nie nadaje się do konstrukcji pracujących w warunkach próżniowych przestrzeni kosmicznej.

Dla przewyciężenia tych ograniczeń opracowano trzecią metodę, w której wykorzystuje się zjawisko wiązania chemicznego składnika lutu o niższej topliwości z materiałem lutowanym. Przykładem tej metody może być lutowanie wolframu lutem platyna-bor według następującej reakcji:



gdzie punkt topliwości lutu Pt-B wynosi 858 °C, fazowy punkt topliwości Pt(W) — 2465 °C, przy zawartości wolframu 60%, a związku chemicznego W₂B — 2770 °C. Jak z tego widać, wzrost punktu topliwości jest olbrzymi. Reakcja chemiczna może zachodzić z materiałem lutowanym lub z proszkiem metalu dodawanym do spoiwa. Metodę tę zastosowano z powodzeniem do wytwarzania wypełniaczy komórkowych ze stopów żaroodpornych stosowanych w pojazdach hipersonicznych.

Zastosowanie tej metody do stopu molibdenowego Mo-0,5 T, lutowanego w temperaturze 1095 °C, wykazało w temperaturze 1600 °C wytrzymałość złącza 6 kG/mm² a po wygrzaniu w temperaturze 1200 °C nawet 8,4 kG/mm².

A. G.

PRZYPOMINAMY

Czas odnowić prenumeratę

„Techniki Lotniczej“

na III kwartał 1964 r.

Wiadomości SIMP

Plan konferencji i narad organizowanych przez SIMP w roku 1964

Prezydium Zarządu Głównego SIMP zatwierdziło plan konferencji i narad naukowo-technicznych, planowanych do zorganizowania przez oddziały i sekcje Stowarzyszenia w roku 1964.

Plan przewiduje zorganizowanie 14 konferencji i 51 narad na terenie całego kraju.

Tematyczny podział narad przedstawia się następująco: 8 narad dotyczy zagadnień przemysłu drobnego, 6 — przeróbki plastycznej, 5 — narzędzi i obrabiarek, po 4 — maszyn rolniczych i stosowania tworzyw sztucznych, po 3 — zagadnień samochodowych i energetycznych, po 2 — spawalnictwa, maszyn rolniczych, silników spalinyowych, aparatury przemysłowej, zagadnień poligraficznych, eksploatacji maszyn i organizacji przemysłu oraz po 1 — chłodnictwa, metrologii, optyki i zagadnień wytrzymałościowych.

Według podziału terytorialnego: 21 narad odbędzie się w Warszawie, 13 w Poznaniu, po 4 w Bydgoszczy i Lublinie, po 3 w Gliwicach i Krakowie, po 2 w Gdańsku, Rzeszowie i Zielonej Górze, po 1 w Dobrym Mieście, Kielcach, Łodzi, Nowej Hucie, Ostrowie Wlkp., Stalowej Woli i Wałbrzychu.

Przewiduje się zorganizowanie następujących konferencji:

Tytuł konferencji	Organizator	Miejsowość	kwartał
Urządzenia do rozdrabniania kopaliny użytecznych	Sekcja Maszyn Roboczych Ciężkich i Transp. Bliskiego	Bydgoszcz	III
Konstrukcja maszyn do zbioru zbóż	Sekcja Maszyn i Ciągn. Roln.	Warszawa	III
Modernizacja technologii i organizacji produkcji maszyn rolniczych (tytuł tymczasowy)	"	Poznań	IV
Kompleksowa unifikacja i normalizacja w budowie maszyn włókienniczych	Sekcja Maszyn Włókienniczych	Łódź	IV
Obrabiarki sterowane programowo i ich zastosowanie w produkcji	Sekcja Obrabiarek i Narzędzi	Warszawa	III
Zagadnienia technologiczne przy uruchamianiu nowych produkcji oraz organizacja i rozwój przyzakładowych placówek doświadczalno-badawczych (tytuł tymczasowy)	"	Warszawa	IV
V Sesja Naukowa Okrętowców	Sekcja Okrętowców	Gdańsk	II
Metodyka planowania postępu technicznego	Sekcja Organizacji Przemysłu	Warszawa	II
Doświadczenia z wprowadzaniem maszyn liczących w przedsiębiorstwach	"	Warszawa	III
IV Ogólnopolska Konferencja Obróbki Plastycznej	Sekcja Przeróbki Plastycznej	Wrocław	II
Dobór środków produkcji w przemyśle motoryzacyjnym dla osiągnięcia właściwej efektywności inwestycji	Sekcja Samochodowa	Warszawa	I
XII Ogólnopolska Konferencja Spawalnictwa	Sekcja Spawalnictwa i Instytut Spawalnictwa	Gliwice	IV
Modernizacja wyposażenia technologicznego jako podstawa podniesienia wydajności pracy i jakości produkcji	Sekcja Technologii Budowy Maszyn	Warszawa	II
Wpływ badań naukowych na przyspieszenie rozwoju budowy maszyn	Zarząd Główny SIMP i Polska Akademia Nauk	Warszawa	I

Wpływ badań naukowych na przyspieszenie rozwoju budowy maszyn

Konferencja pod powyższym tytułem odbyła się w Warszawie w dniach 16 i 17 stycznia 1964 r., gromadząc ok. 300 uczestników — pracowników naukowych wyższych uczelni technicznych, instytutów naukowo-badawczych, resortów i zjednoczeń oraz większych zakładów przemysłowych.

Konferencja zorganizowana została przez Komitet Budowy Maszyn Polskiej Akademii Nauk i Zarząd Główny SIMP, a celem jej było scharakteryzowanie dotychczasowego dorobku placówek prowadzących badania naukowe w zakresie budowy maszyn i wskazanie na zasadniczą rolę tych badań, jak i nakreślenie głównych kierunków prac i badań doświadczalnych w obecnym i perspektywicznym planie budowy maszyn.

Przygotowania do konferencji trwały ponad półtora roku, w którym to czasie pracownicy naukowcy PAN zbierali materiały z zakresu poszczególnych zagadnień na podstawie specjalnie opracowanych wytycznych. W uzyskiwaniu tych materiałów z biur konstrukcyjnych, zjednoczeń i zakładów przemysłowych pomocne były sekcje fachowe i koła zakładowe SIMP.

Zbrane materiały stanowiły podstawę do opracowania 11 referatów sekcyjnych i 4 referatów podsekcyjnych przez wybitnych specjalistów danych zagadnień. Referaty te, po przedyskutowaniu ich przez poszczególne sekcje Komitetu Budowy Maszyn PAN, zostały wydrukowane i dostarczone zainteresowanym przed konferencją. Na samej konferencji wygłoszone zostały trzy referaty generalne opracowane na podstawie referatów sekcyjnych, a mianowicie:

- z zakresu maszyn i urządzeń energetycznych — przez prof. dr Roberta Szewalskiego z Politechniki Gdańskiej,
- z zakresu maszyn roboczych i komunikacyjnych — przez prof. dr Ignacego Bracha z Politechniki Warszawskiej,
- z zakresu technologii budowy maszyn — przez prof. dr Jana Kaczmarka z Politechniki Krakowskiej.

Po otwarciu konferencji przez sekretarza IV Wydziału PAN, prof. dr Franciszka Misztala i objęciu jej przewodnictwem przez prof. dr Zbigniewa Muszyńskiego, zabrał głos zastępca przewodniczącego Komitetu Nauki i Techniki, wicemin. Jan Chyliński, który w dłuższym przemówieniu przedstawił dynamikę wzrostu nakładów na badania naukowe w Polsce, porównując je z takimi nakładami za granicą i omówił najważniejsze kierunki badań w dziedzinie budowy maszyn.

W szczególności podkreślił wicemin. Chyliński konieczność zmniejszenia ciężaru maszyn i prowadzenia badań nad szerszym stosowaniem tworzyw sztucznych w ich konstrukcji oraz zwrócenia uwagi na nowoczesność wyrobów i zapewnienie ich wysokiej jakości, postulując stworzenie właściwej organizacji badań i ich koncentrację na określonych kierunkach.

Na tle wygłoszonych następnie referatów generalnych wywiązała się szeroka dyskusja, w której zabierało głos 35 mówców, zarówno przedstawicieli nauki jak i przemysłu.

Omawiając najważniejsze zadania poszczególnych działów przemysłowych budowy maszyn, dyskutanci wysuwali na pierwszy plan zagadnienia właściwego powiązania badań naukowych z potrzebami produkcji i wykorzystania tych badań w konstrukcji i budowie maszyn, jak i konieczność dalszego badania wyprodukowanych maszyn w warunkach eksploatacyjnych.

Poruszano także sprawę prawie nie istniejącego dziś powiązania między badaczem, a producentem, wpływ pracowników nauki na planowanie, sprawy szkolenia konstruktorów i badaczy, jak i celowość powołania pewnych placówek naukowych dla badania podstawowych problemów, szczególnie w tych dziedzinach, w których nie istnieją odpowiednie instytuty przemysłowe.

Zwracano między innymi również uwagę na okoliczności hamujące wprowadzanie nowej techniki w budowie maszyn, jak planowanie produkcji według ciężarów maszyn, brak świadomości wytwórców o wynikach ekonomicznych produkcji, brak lub nieprawidłowe powiązania między wytwórcami poszczególnych branż, międzyresortowe problemy sporne itp.

Poruszane były trudności związane z odpowiednim zaopatrzeniem materiałowym, wskazywano na brak ustaleń charakterystyk zmęczenia stali, konieczność szerszego wprowadzania metod nieniszczących badań materiałowych i konieczność prowadzenia badań ekonomiczności produkcji i eksportu oraz zmniejszenia pracochłonności i czasochłonności produkcji wyrobów.

Dyskutanci podkreślali w swych wystąpieniach, że dużą ilość zagadnień omawianych na konferencji, wynikających zarówno z bogatej i szerokiej tematyki, jak i z wypowiedzi uczestników, nie może być wyczerpana w ciągu krótkiego czasu stojącego uczestnikom do dyspozycji i konieczne są dalsze prace nad tymi zagadnieniami, które to prace podjęte powinny być przez odpowiednie sekcje branżowe SIMP wspólnie z sekcjami problemowymi PAN w oparciu o materiały konferencyjne i wyniki dyskusji, wytyczające kierunki tych prac.

Stwierdzić można, że pierwsza tego rodzaju konferencja, omawiająca konieczność powiązania nauki z praktyką, dała pozytywne rezultaty i spodziewać się należy, że zapoczątkowane przez nią prace dadzą poważne wyniki.

Realizacja wniosków Walnego Zjazdu Delegatów SIMP

Walny Zjazd Delegatów SIMP, który odbył się w dniach 5 i 6 maja 1963 r. w Łodzi, podjął szereg wniosków i dezyderatów, dotyczących różnych kierunków działalności SIMP oraz spraw organizacyjnych Stowarzyszenia.

Dla realizacji tych wniosków została przez Prezydium Zarządu Głównego SIMP powołana specjalna komisja pod przewodnictwem zastępcy przewodniczącego ZG SIMP, doc. Tadeusza Puffa.

Komisja wzięła w swych pracach pod uwagę nie tylko wnioski uchwalone przez Walny Zjazd, lecz również wnioski podjęte na walnych zgromadzeniach oddziałów SIMP i wnioski zgłoszone przez poszczególnych delegatów na Walny Zjazd, a nie uwzględnione w uchwałach Zjazdu.

Wnioski te w ogólnej liczbie 134, zostały podzielone na pięć grup, a mianowicie:

- sprawy podnoszenia kwalifikacji,
- organizacja, administracja, finanse,
- sprawy postępu technicznego,
- sprawy produkcyjno-organizacyjne,
- sprawy do rozważenia przez Zarząd Główny SIMP.

W zależności od zagadnienia, komisja skierowała poszczególne wnioski do Komisji: szkoleniowej, finansowej i organizacyjnej SIMP oraz do różnych sekcji i oddziałów Stowarzyszenia, jak i do Ministerstwa Przemysłu Ciężkiego, NOT, TNOiK, CRZZ itp.

Komisja czuwa w dalszym ciągu nad realizacją wniosków i w miarę otrzymywania odpowiedzi zawiadamia Prezydium Zarządu Głównego SIMP i wnioskodawców o sposobie załatwienia poszczególnych wniosków.

HYDRODYNAMIKA I MECHANIKA LOTU

521.4

ILot

Prober R., Stewart W. E.: Transport phenomena in wedge flows. Perturbation solutions for small mass transfer rates. Zjawisko przenoszenia przy opływie klina: perturbacyjne metody rozwiązań dla małych wielkości charakteryzujących przenoszenie masy. Int. J. Heat and Mass Transfer, 1963, t. 6, nr 4, s. 221—229.

Zastosowano metodę perturbacji dla otrzymania równań charakterystycznych warstwy przyściennej przy opływie klina w przypadku małych prędkości przenoszenia masy.

Otrzymano proste i przejrzyste zależności pomiędzy wielkościami charakteryzującymi przenoszenie ciepła, impulsu i masy na granicy faz i w strumieniu swobodnym.

Rezultaty podano dla współczynników formy klina β od 1,0 do -0,163. M. D.

532.517.42/45

ILot

Woronin F. S., Lelczuk W. L.: Tęplotoddacza ot gaza k sienkie pri turbulentnom treczenii wnutri truby. Przejmowanie ciepła od gazu do ścianki przy przepływie turbulentnym wewnątrz rury. Tęplotoenergietyka, 1963, nr 4, s. 61—66.

Podano rezultaty doświadczeń określających przejmowanie ciepła od gazu do ścianki dla przepływu turbulentnego gazu wewnątrz rury przy prędkościach naddźwiękowych. Doświadczenia przeprowadzono dla dwóch zakresów temperatur: z czystym powietrzem — w zakresie 500—540 °K, z rozcieńczonymi produktami spalania benzyny — w zakresie 990—1340 °K. Wyniki doświadczeń ujęto w postaci wzoru $Nu = f(Re, Pr, K, Ma)$. M. D.

533.69.04

ILot

Squire L. C., Jones J. G., Stanbrook A.: An experimental investigation of the characteristics of same plane and cambered 65° delta wings at Mach numbers from 0,7 do 2,0. Badania eksperymentalne charakterystyk płaskich i wygiętych skrzydeł delta o kącie 65° przy liczbach Macha w zakresie od 0,7 do 2,0. A.R.C. R.A.M., 1963, nr 3305, s. 83, rys. 53.

Podano wyniki badań sił działających na skrzydła delta o kącie 65° i grubości 4% oraz badań opływów tych skrzydeł (dwa płaskie i jedno stożkowo wygięte). Przedyskutowano zmianę obrazu przepływu ze wzrostem liczby Macha, poczynając od charakteryzującego się zerwaną powierzchnią wirów, do charakteryzującego się opływem bez oderwań. Wizualizacji dokonywano za pomocą oleju i pary wodnej.

Zaobserwowano różne zjawiska, takie jak zasługująca na uwagę obecność małych zawirowań w kierunku przepływu w warstwie przyściennej i w oderwanej warstwie wirowej, przy wyższych liczbach Macha, obecność stożkowych fal uderzeniowych przy opływie skrzydła.

Pomiary sił wykazały, że w przypadku wszystkich trzech skrzydeł efekt nieliniowości był znacznie mniejszy przy prędkościach poddźwiękowych niż naddźwiękowych oraz był ujemny przy najwyższych liczbach Macha (2,0).

Ze wzrostem kąta natarcia siła podsysania na krawędzi natarcia zmniejszała się szybko. Siła ta była większa w przypadku skrzydła wygiętego niż płaskiego, zwłaszcza przy wyższych prędkościach poddźwiękowych. K. A.

533.69.04

ILot

Squire L. C.: Further experimental investigations of the characteristics of cambered gothic wings at Mach numbers from 0,4 to 2,0. Dalsze badania eksperymentalne charakterystyk wygiętych ostrołukowych skrzydeł przy liczbach Macha od 0,4 do 2,0. A.R.C. R.A.M. 1963, nr 3310, s. 36, rys. 33.

Badania tunelowe skrzydeł wygiętych ostrołukowych, opisanych w Reports and Memor. nr 3211 zostały rozszerzone na badania wpływu zmian obliczeniowego współczynnika siły nośnej i zmian wygięcia w kierunku rozpiętości bez zmian rozkładu kąta natarcia.

Stwierdzono, że wygięcie wpływało na obecność opływu całego skrzydła bez oderwań przy obliczeniowej sile nośnej. Także przy obliczeniowej sile nośnej wartości oporu w funkcji siły nośnej zgadzały się z obliczonymi. Jednak opór w funkcji siły nośnej dla skrzydła płaskiego (niewygiętego) także był bliski tym samym wartościom, a zatem korzyść z wygięcia na stosunek siły nośnej do oporu była bardzo mała. Przy prędkościach poddźwiękowych skrzydła wygięte były mniej stateczne niż skrzydła niewygięte. Również zmiany stateczności z kątem natarcia i liczbą Macha były większe, zwłaszcza w pobliżu $M = 1,0$.

Zmiany wygięcia w kierunku rozpiętości bez zmian rozkładu kąta natarcia nie zmieniały charakterystyki w pobliżu wartości obliczeniowych siły nośnej, zmieniały natomiast charakterystyki w zakresie pozaobliczeniowym. K. A.

536.2

ILot

Anderson I. E., Stvesino E. F.: Heat transfer from flames impinging on flat and cylindrical surfaces. Przenoszenie ciepła od płomienia uderzającego o płaską i cylindryczną powierzchnię. J. of Heat Transfer, 1963, t. 85, Series C, nr 1, s. 49—55, rys. 11.

Przeprowadzono badania doświadczalne dla określenia zjawisk cieplnych zachodzących podczas oddziaływania strumienia płonących gazów na płaską i cylindryczną powierzchnię. W doświad-

czeniu stosowano strumienie gazów, będących produktami spalania wodoru, propanu, acetonu z tlenem oraz mieszankę metan-powietrze z prędkościami od 1 ft/sek. do 4600 ft/m (0,3 m/sek. do 1400 m/sek.).

Dane, otrzymane dla powierzchni cylindrycznej, są zgodne z znanymi zależnościami dla wymiany ciepła w przypadku gładkich niskotemperaturowych pod warunkiem uwzględnienia wpływu reakcji chemicznych na przewodność cieplną w temperaturze powyżej 3500 °R (2800 °C).

Dane, otrzymane dla powierzchni płaskiej, dobrze opisują krzywą opartą częściowo na założeniach teoretycznych. M. I.

536.251/255:532.517.42/45:536.4.032

Deissler R. G.: Turbulent heat transfer and temperature fluctuations in a field with uniform velocity and temperature gradient. Turbulentna wymiana ciepła i fluktuacja temperatury w polu ze stałą prędkością i gradientem temperatury. Int. J. Heat and Mass Transfer, 1963, t. 6, nr 4, s. 257—270.

Wyprowadzono równania wiążące prędkość i temperaturę w dwóch punktach homogennego pola turbulentnego. Stwierdzono, że turbulencja zmniejsza się z czasem, niezależnie od stałości średniej prędkości i gradientu temperatury.

Otrzymano rozwiązania poprzez sprowadzenie równań do formy spektralnej przy pomocy transformaty Fouriera oraz przy założeniu, że turbulencja jest dostatecznie słaba, aby można było pominąć współzależność trzech wielkości w porównaniu ze współzależnością dwóch wielkości.

Przeprowadzono ocenę spektrów turbulentnej wymiany ciepła oraz średniej kwadratowej fluktuacji temperatury w postaci funkcji bezwymiarowego gradientu prędkości.

Otrzymano stosunek współczynników dyfuzji wirów przy przenoszeniu ciepła i impulsu. Pokazano, że ten stosunek osiąga wartość 1,0 niezależnie od wielkości Pr , jednak tym szybciej im Pr jest bliższy 1. M. I.

AEROSPĘŻYSTOŚĆ I ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE

621—128

Mustafin Cz. G.: O zapasie proczności dla wysokotemperaturowych części turbin. O zapasie wytrzymałości dla wysokotemperaturowych części turbin. Tęplotoenergietyka, 1963, nr A, s. 28—30.

Rozpatrzono zagadnienia związane z określeniem zapasu wytrzymałości dla części turbin pracujących w wysokich temperaturach. Podano kryteria, według których można obliczać współczynniki bezpieczeństwa z uwzględnieniem zjawiska pełzania materiałów. M. I.

533.6.011.5:533.6.013.42

Libanow K. K.: Osiesimmetričeskie kolebania cilindričeskich obolozek w swierchzłukowom potokie gaza. Drgania osiowo-metryczne powłok cylindrycznych w naddźwiękowym strumieniu gazu. Inż. Żurnal 1963, t. 3, nr 2, s. 322—330.

W pracy rozważa się osiowo-symetryczne drgania powłoki cylindrycznej opisywane równaniami teorii powłokowej zgięciowej Własowa. Ciśnienie gazu, działającego na powłokę, określa się liniowym przybliżeniem teorii łukowej. Geometryczne warunki brzegowe przyjmuje się dla pięciu różnych zamocowań powłoki. Rozwiązanie równań ruchu sprowadza się do badania pierwiastków równania charakterystycznego szóstego stopnia. W pracy przeprowadzono analizę zmienności tych pierwiastków w zależności od warunków brzegowych dla płynu spoczywającego, a w szczególności zbadano wpływ warunków brzegowych na rozdzielenie drgań na symetryczne i antysymetryczne. Następnie, porównano numeryczne obliczenia prędkości flatteru metodą dokładną i metodą Galerkiną, dla różnych stosunków długości powłoki do promienia jej powierzchni środkowej. M. I.

533.6.013.422

Bołotin W. W.: Niestacjonarny flatter płyt i powłok w strumieniu gazu. Niestacjonarny flatter płyt i powłok w strumieniu gazu. Izv. AN. SSSR. OTH. Miec. i Maszinostr. 1962, nr 1, s. 106—113, rys. 10.

W pracy rozważa się niestacjonarny flatter płyt i powłok w oparciu o klasyczną teorię płyt i teorię powłok wg Własowa. Siły aerodynamiczne określa się liniowym przybliżeniem teorii łukowej. Parametrami zmiennymi w czasie mogą być: prędkość przepływu, gęstość gazu ew. temperatura płyty lub powłoki. W badaniu zjawisk niestacjonarnego flatteru stosuje się metodę asymptotyczną N. N. Bogolubowa i J. A. Mitropolskiego. W pracy przytoczono przykład liczbowy dla płyty prostokątnej, w której bodnie opartej na krawędziach, opływanej naddźwiękowym strumieniem gazu, o zadanym przebiegu liczby Macha w czasie. M. I.

Przeгляд Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej (Warszawa Al. Niepodległości 188). CIINTE przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, które może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną jak i oddzielnie jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy. CIINTE wykonuje odpłatnie (wg Cennika ZUD) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno przeglądem dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

Tabela 2. Skład chemiczny, dośkicich i rodzajekich siłoww aluminium do przetobki piaszucznej

Lp	wg PN-59/H-88026		Dolychzasowa nazwa handlowa	wg GOST 4784-49	Składniki siłowwe										Dopuszczalne zanieczyszczenia									
	Znak	Cecha			Cu	Mg	Mn	Si	Ni	Inne	Al	Fe	Si	Fe+Si	Cu	Zn	Fe+Ni	Inne	Pozostate Ogolem					
1	AlMn1	PA1	Aluman	AM4	—	—	10-16	—	—	reszta	0,7	0,6	—	0,2	0,1	—	Mg0,05	0,1	1,75					
2	AlMg2Mn	PA2	Hydronalium	AMr	—	2,0-2,6	0,15-0,40 ¹⁾	—	—	reszta	0,4	0,4	0,6	0,1	—	—	—	0,1	0,8					
3	AlMg5MnCr	PA3	Hydronalium	—	—	4,0-5,5	0,1-0,4	—	—	Cr max 0,3	0,4	0,4	—	0,05	0,2	—	—	0,1	1,1					
4	AlMgSiMn	PA4	Anticorodal	—	—	0,7-1,2	0,6-1,0	0,7-1,2	—	reszta	0,5	—	—	0,1	0,2	—	—	0,1	0,8					
5	AlMgSi	PA5	Aldrey	—	—	0,4-0,5	—	0,5-0,6	—	reszta	0,3	—	—	0,05	0,06	—	—	0,1	0,3					
6	AlCu4MgMn	PA6	Dural	A1	3,5-4,8	0,4-0,8	0,4-0,8	—	—	reszta	0,7	0,7	—	—	0,3	0,7	Ni 0,1	0,1	1,8					
7	AlCu4Mg1Mn	PA7	Dural	A16	3,8-4,9	1,2-1,8	0,3-0,9	—	—	reszta	0,5	0,5	—	—	0,3	0,5	Ni 0,1	0,1	1,5					
8	AlCu5MgMn	PA8	Dural	A6	4,6-5,2	0,65-1,0	0,5-1,0	—	—	reszta	0,5	0,5	—	—	0,3	—	Ni 0,1	0,1	1,5					
9	AlZn5Mg2Cu2MnCr	PA9	Dural	B95	1,4-2,0	1,6-2,8	0,2-0,6	—	—	reszta	0,5	0,5	1,0	—	—	—	—	0,1	1,1					
10	AlSiMgCuMn	PA10	Avial	AB	0,2-0,6	0,45-0,9	0,15-0,35 ¹⁾	0,5-1,2	—	reszta	0,5	—	—	—	0,2	—	—	0,1	0,8					
11	AlMg3Mn	PA11	Hydronalium	AMr3	—	3,2-3,8	0,3-0,6	—	—	reszta	0,5	0,6	—	0,05	0,2	—	—	0,1	1,45					
Stopy o specjalnym przeznaczeniu (PA20 do PA33)																								
12	AlMg5Mn	PA20	Hydronalium	AMr5n	—	4,7-5,7	0,2-0,6	—	—	reszta	0,4	0,4	0,6	0,2	—	—	—	0,1	0,9					
13	AlCu4MgMnA	PA21	Dural	A1n	3,8-4,5	0,4-0,8	0,4-0,8	—	—	reszta	0,5	0,5	—	—	0,1	—	—	0,1	1,2					
14	AlCu3MgMn	PA22	Dural	A3n	2,6-3,5	0,3-0,7	0,3-0,7	—	—	reszta	0,5	0,5	—	—	—	—	—	0,1	1,1					
15	AlCu4Mg1MnA	PA23	Dural	A16n	3,8-4,5	1,2-1,6	0,3-0,7	—	—	reszta	0,5	0,5	—	—	0,1	—	—	0,1	1,2					
16	AlCu2Mg	PA24	Dural	A18n	2,2-3,0	0,2-0,5	—	—	—	reszta	0,5	0,5	—	—	0,1	—	Mn 0,2	0,1	1,4					
17	AlCu4MnMg	PA25	Dural	B65	3,9-4,5	0,15-0,30	0,3-0,5	—	—	reszta	0,2	0,25	0,45	—	0,1	—	—	0,1	0,65					
18	AlSi5	PA26	stop spawalniczy	AK	—	—	—	4,5-6,0	—	reszta	0,6	—	—	—	0,1	—	—	0,1	0,9					
19	AlMg4MnV	PA27	stop spawalniczy	AMr5B	—	4,8-5,5	0,3-0,6	—	—	V 0,02-0,2	0,5	0,5	1,0	0,05	0,2	—	—	0,1	1,35					
20	AlCu4Ni2SiFeMg	PA28	—	AK2	3,5-4,5	0,4-0,8	—	0,5-1,0	1,8-2,3	Fe 0,5-1,0	—	—	—	—	0,3	—	Mn 0,2	0,1	0,6					
21	AlCu2MgNiFeSi	PA29	—	AK4	1,9-2,5	1,4-1,8	—	0,5-1,2	1,0-1,5	Fe 1,1-1,6	—	—	—	—	0,3	—	0,2	0,1	0,6					
22	AlCu2MgNiFeTi	PA30	—	AK4-1	1,9-2,5	1,4-1,8	—	—	1,0-1,5	Fe 1,0-1,5 Ti 0,02-0,1	—	0,35	—	—	0,3	—	Mn 0,2	0,1	0,95					
23	AlCu2SiMgMn	PA31	—	AK6	1,8-2,6	0,4-0,8	0,4-0,8	0,7-1,2	—	reszta	0,7	—	—	—	0,3	0,7	Ni 0,1	0,1	1,1					
24	AlCu2SiMgMnCrTi	PA32	—	AK6-1	1,8-2,6	0,4-0,8	0,4-0,8	0,7-1,2	—	reszta	0,7	—	—	—	0,3	0,7	Ni 0,1	0,1	1,1					
25	AlCu4SiMnMg	PA33	—	AK8	3,9-4,8	0,4-0,8	0,4-1,0	0,6-1,2	—	reszta	0,7	—	—	—	0,3	0,8	Ni 0,1	0,1	1,2					
26				A7	3,0-4,0	0,25-0,5	0,25-0,5	—	—	reszta	0,8	0,8	—	—	0,3	0,8	Ni 0,1	0,1	2,0					
27				A12	—	0,8-1,3	0,9-1,4	—	—	reszta	0,7	0,7	—	0,1	—	—	—	0,1	1,6					
28				A19	3,8-4,3	1,7-2,3	0,5-1,0	—	—	reszta	0,5	0,5	—	—	0,1	—	—	0,1	1,2					
29				A19n	3,2-3,7	2,1-2,6	0,5-0,8	—	—	reszta	0,3	0,3	—	—	0,1	—	—	0,1	0,8					
30				A20	6,0-7,0	—	0,4-0,8	—	—	Ti 0,1-0,2	0,3	0,3	—	—	0,1	—	Mg 0,05 Zr 0,2	0,1	1,05					
31				AMr6	—	5,8-6,8	0,5-0,8	—	—	Ti 0,02-0,1 Ben 0,01-0,05	0,4	0,4	—	0,1	0,2	—	—	0,1	1,2					
32				A1A	—	0,5-0,9	—	0,8-1,0	—	reszta	—	—	—	—	—	—	—	—	—					
33				ACM	—	0,3-0,7	—	—	—	reszta	0,75	0,5	1,25	0,1	—	—	Mn 0,2	—	1,65					
34				B A17	2,6-3,2	2,0-2,4	0,45-0,70	—	—	reszta	0,3	0,3	0,6	—	0,1	—	—	0,1	0,8					

¹⁾Zawarosc manganu moze byc zastapiona ta sama zawaroscia chromu

Tabela 3 Skład chemiczny amerykańskich stopów aluminium do przerobki plastycznej

Lp.	Oznaczenie stopu wg. Aluminum Association	Skład chemiczny											Inne składniki %			
		Cu	Fe	Si	Mn	Mg	Zn	Cr	Ti	Ni	Al	Każdego	Ogółem			
1	2011 ⁰	3,0-6,0	0,7	0,40	—	—	—	—	—	—	0,30	—	—	reszta	0,05	0,15
2	2014	3,0-5,0	1,0	0,50-1,2	0,40-1,2	0,20-0,3	0,25	0,10	—	—	0,15	—	—	reszta	0,05	0,15
3	2017	3,5-4,5	1,0	0,8	0,40-1,0	0,20-0,8	0,25	0,10	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
4	2018	3,5-4,5	1,0	0,9	0,20	0,45-0,9	0,25	0,10	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
5	2024	3,8-4,9	0,50	0,50	0,30-0,9	1,2-1,8	0,25	0,10	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
6	2025	3,9-5,0	1,0	0,50-1,2	0,40-1,2	0,05	0,25	0,10	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
7	2117	2,2-3,0	1,0	0,8	0,20	0,20-0,50	0,25	0,10	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
8	2218	3,5-4,5	1,0	0,9	0,20	1,2-1,8	0,25	0,10	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
9	2613	1,9-2,5	0,9-1,3	0,25	—	1,3-1,8	—	—	—	—	—	0,04-0,10	—	reszta	0,05	0,15
10	3003	0,20	0,7	0,6	1,0-1,5	—	0,10	—	—	—	0,10	—	—	reszta	0,05	0,15
11	3004	0,25	0,7	0,30	1,0-1,5	0,8-1,3	0,25	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
12	4032	0,5-1,3	1,0	1,0-1,3,5	—	0,8-1,3	0,25	0,10	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
13	4043	0,30	0,8	4,5-6,0	0,05	0,05	0,10	—	—	—	0,20	—	—	reszta	0,05	0,15
14	4343	0,25	0,8	6,8-8,2	0,10	—	0,20	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
15	5005	0,20	0,7	0,40	0,20	0,50-1,1	0,25	0,10	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
16	5050	0,20	0,7	0,40	0,10	1,0-1,8	0,25	0,10	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
17	5052	0,10	Fe+Si 0,45	—	0,10	2,2-2,8	0,10	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
18	5056	0,10	0,40	0,30	0,05-0,20	4,5-5,6	0,10	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
19	5083	0,10	0,50	0,40	0,20-0,7	3,5-4,5	0,25	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
20	5154	0,10	Fe+Si 0,45	—	0,10	3,1-3,9	0,20	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
21	5057	0,07	0,17	0,12	0,15-0,45	0,8-1,2	—	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
22	6003	0,10	0,6	0,35-1,0	0,8	0,8-1,5	0,20	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
23	6053	0,10	0,35	4,5-6,5% zawartości Mg	—	1,1-1,4	0,10	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
24	6061	0,15-0,40	0,7	0,40-0,8	0,15	0,8-1,2	0,25	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
25	6061	0,15-0,40	0,7	0,40-0,8	0,15	0,8-1,2	0,25	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
26	6063	0,10	0,35	0,20-0,6	0,10	0,45-0,9	0,10	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
27	6066	0,7-1,2	0,50	0,9-1,8	0,6-1,1	0,8-1,4	—	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
28	6101	0,10	0,50	0,30-0,7	0,03	0,35-0,8	0,10	—	—	—	—	—	—	reszta	0,03	0,10
29	5151	0,35	1,0	0,6-1,2	0,20	0,45-0,8	0,25	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
30	6253	0,10	0,50	4,5-6,5% zawartości Mg	—	1,0-1,5	1,6-2,4	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
31	6951	0,15-0,40	0,8	0,20-0,50	0,10	0,40-0,8	0,20	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
32	7001	1,6-2,6	0,40	0,35	0,20	2,6-3,4	6,8-8,0	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
33	7072	0,10	0,7	Fe+Si 0,7	0,10	0,10	0,8-1,3	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
34	7075	1,2-2,0	0,7	0,50	0,30	2,1-2,9	5,1-6,1	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15
35	7075	0,30-1,0	0,6	0,40	0,30-0,8	1,2-2,0	2,0	—	—	—	—	—	—	reszta	0,05	0,15