

AERODYNAMIKA DOŚWIADCZALNA W ZAKRESIE DUŻYCH PRĘDKOŚCI

WOJCIECH KANIA

Instytut Lotnictwa

1. Wprowadzenie

Aerodynamiczne badania doświadczalne prowadzone są przede wszystkim w specjalnych urządzeniach laboratoryjnych — tunelach aerodynamicznych — bądź dla bardzo dużych prędkości przepływu także w rurach uderzeniowych.

Tunel aerodynamiczny stanowi urządzenie, w którym w sztuczny sposób można uzyskać jednorodny, ustalony strumień powietrza o danej prędkości przepływu, opływający badane ciało, a częściej jego model. Rozwój tuneli aerodynamicznych datuje się od końca XIX wieku, kiedy powstały pierwsze tunele, obejmując stopniowo coraz szerszy zakres prędkości i warunków przepływu. Pierwsze badania tunelowe podjęto w 70-tych latach XIX wieku przez Whenhema w Anglii i Wellesa w Stanach Zjednoczonych. Właściwy jednak rozwój tuneli należy datować od przełomu XIX i XX wieku, a zwłaszcza od badań braci Wright 1901 r. w Stanach Zjednoczonych, których wyniki wykorzystano w budowie pierwszego samolotu [11].

Obecnie istnieje na świecie bardzo duża ilość różnorodnych tuneli aerodynamicznych¹⁾, różniących się zasadami działania, zakresem prędkości — od kilku metrów na sekundę — do liczb Macha rzędu kilkudziesięciu — wymiarami od kilkunastocentymetrowych do kilkudziesięciometrowych komór pomiarowych, długością czasu pracy począwszy od mikrosekund, stosowanym medium oraz temperaturą i ciśnieniem spiętrzenia.

W wysoko rozwiniętych przemysłowo krajach świata znajdują się dziesiątki a nawet setki tuneli aerodynamicznych, w których badania wytyczają rozwój eksperymentalnej aerodynamiki jako dziedziny nauki, a także szerokie jej wykorzystanie w różnych dziedzinach techniki i przemysłu.

W zakresie dużych prędkości przepływu, którym to określeniem obejmujemy prędkości pod-, około- i naddźwiękowe, początek rozwoju tunelowych badań aerodynamicznych nastąpił jeszcze w okresie przed II wojną światową. Z tym jednak, że ówczesne badania dotyczyły zakresu prędkości poddźwiękowych względnie naddźwiękowych.²⁾ Spowodowane to było niemożnością uzyskania, w ówczesnych tunelach o stałych ścianach, prę-

¹⁾ W samych Stanach Zjednoczonych wartość aerodynamicznych tuneli i urządzeń w głównych ośrodkach badawczych szacowano w połowie lat 70-tych na 2,5 mld dolarów [12].

²⁾ Pierwszy tunel naddźwiękowy zbudowany został w ETH w Zurichu — Szwajcaria w 1935 r. [1].

kości okołodźwiękowych. Dopiero wprowadzenie komór pomiarowych tzw. „wentylowanych”³⁾ pozwoliło na budowę po II wojnie światowej w Stanach Zjednoczonych i w Szwecji pierwszych tuneli okołodźwiękowych. Szybki rozwój tych tuneli nastąpił w latach 50-tych. W tym też okresie powstał nowy typ tunelu, tzw. trisonicznego, w którym uzyskiwany jest cały zakres pod-, około- i naddźwiękowych prędkości przepływu (typowy zakres liczb Macha wynosi 0,2 - 0,5 jako dolny zakres do 2,5 - 4 jako górny) [19].

Na Zachodzie istniało w latach 70-tych ponad 30 dużych transsonicznych tuneli aerodynamicznych o przestrzeni pomiarowej rzędu kilku metrów, których ogólna wartość wynosi około 1 mld dolarów w cenach 1974 r. [14].

Eksperymentalne badania aerodynamiczne mają trzy główne obszary działania, w których stawiane są specyficzne cele:

- w badaniach podstawowych różnych zjawisk przepływowych uzyskanie wyników, które umożliwią stworzenie nowych teoretycznych modeli, stanowiących podstawę przyszłych prac teoretycznych,
- weryfikację poprawności stosowanych, a szczególnie rozwijanych nowych metod obliczeniowych,
- rozwiązywanie zagadnień aerodynamicznych w pracach rozwojowych nowokonstruowanych urządzeń w zakresie dużych prędkości, dotyczy to szczególnie różnorodnych obiektów latających: samolotów, śmigłowców i rakiet, a także maszyn przepływowych.

W zakresie badań podstawowych największe zainteresowanie badaczy zwrócone jest na: zagadnienia mechanizmu turbulencji; wzajemnej interferencji fali uderzeniowej i warstwy przyściennej w naddźwiękowym, a szczególnie okołodźwiękowym przepływie; oderwań przepływu zarówno stacjonarnych, jakie występują na krawędziach natarcia smukłych płatów nośnych lub ciał osiowosymetrycznych, a także spowodowanych falą uderzeniową; zagadnienia warstwy przyściennej; zagadnienia przepływów wielofazowych; zagadnienia wymiany ciepła w przepływie; zjawiska hałasu.

Szybki rozwój metod numerycznych aerodynamiki, szczególnie w zakresie okołodźwiękowym⁴⁾, związany z gwałtownym udoskonaleniem techniki komputerowej w dwu ostatnich dekadach, powoduje zwiększenie zapotrzebowania na wyniki badań eksperymetalnych, które mogłyby służyć do weryfikacji poprawności przyjmowanych modeli obliczeniowych. Badania te prowadzone są na modelach o prostej geometrii, takiej aby z jednej strony dokonywane porównania nie były obciążone nieprawidłowościami aproksymacji skomplikowanych kształtów geometrycznych modelu, z drugiej strony zaś winny na tych modelach występować wszystkie charakterystyczne własności rozpatrywanych rzeczywistych pól przepływu. Jak to podnosi Whitfield — możliwości prawidłowego wykorzystania aerodynamiki numerycznej w technice są określone możliwościami metod sprawdzenia ich w eksperymetalnych badaniach tunelowych [5].

Jednak zdecydowana większość eksperymetalnych badań aerodynamicznych poświęcona jest pracom rozwojowym techniki lotniczej. Należy tu przypomnieć, że już od po-

³⁾ Ściany komory ze szczelinami bądź otworami, przez które może być odsysane z komory powietrze.

⁴⁾ Obecnie można już obliczać opływy okołodźwiękowe profili oraz trójwymiarowe skrzydeł z występującymi falami uderzeniowymi uwzględniając warstwę przyścienną.

czątków rozwoju lotnictwa w 1903 r. — tunel aerodynamiczny i eksperymentalne badania stanowią główne narzędzie w pracach badawczych i konstrukcyjnych tej dziedziny techniki. Z drugiej strony rozwój tuneli i techniki badań aerodynamicznych jest ściśle związany z rozwojem lotnictwa i kosmonautyki. W szeregu opracowaniach [4 - 6] wskazuje się że według wszelkiego prawdopodobieństwa przez następne dwie (lub więcej) dekady tunel będzie ciągle jeszcze głównym narzędziem dla konstruktorów samolotów, śmigłowców i rakiet.

W miarę rozwoju lotnictwa wzrasta, szczególnie szybko od II wojny światowej, ilość godzin badań tunelowych przy konstrukcji kolejnych samolotów. Ilość godzin badań w tunelu aerodynamicznym potrzebnych do skonstruowania nowego samolotu wzrasta w przybliżeniu wykładniczo w przedziale lat 1960 - 80. W zależności od samolotu wynosi to od kilku tysięcy do kilkudziesięciu tysięcy godzin [5, 7, 16].

Obecnie przewiduje się, że projekt nowego samolotu wojskowego lub pasażerskiego wymagać będzie wkrótce 80 tysięcy godzin badań w tunelu. Stanowi to dziesięć lat nieprzerwanych badań w jednym tunelu, co wskazuje na skalę technicznych potrzeb w tej dziedzinie. W badaniach tych najwyższą wagę przywiązuje się do uzyskania wartości charakterystyk aerodynamicznych badanego obiektu, możliwie odpowiadającym wartościom występującym w locie swobodnym. Warunkuje to zachowanie odpowiednich liczb podobieństwa, uniknięcie oddziaływania ścian tunelu na opływ badanego modelu, a także polepszenie jakości strumienia w tunelu i zwiększenia dokładności pomiarów. W rozpatrywanym zakresie dużych prędkości istniejące urządzenia tunelowe umożliwiają dokładne spełnienie liczby Macha, tj. warunków ściśliwości dla badanych dzisiejszych obiektów latających. Natomiast uzyskanie w tunelu liczb Reynoldsa odpowiadających lotom swobodnym jest obecnie trudne czy wręcz niemożliwe [12]. Przez długie lata uważano, że dla powyższych prędkości spełnienie liczby Reynoldsa ma drugorzędne znaczenie i wpływ jej na uzyskane charakterystyki uwzględniano poprzez prostą ekstrapolację wyników tunelowych do warunków lotu przy założeniu, że liczba Reynoldsa wpływa głównie na opór tarcia. Jednakże, jak stwierdzono na przełomie lat 60-tych i 70-tych w pracach nad samolotem C-141 jest to daleko niesłuszne, szczególnie w zakresie transonicznym. Stwierdzono znaczne różnice w położeniu fali uderzeniowej, a także w charakterystykach przede wszystkim momentowych [12].

Wprowadzenie różnych metod symulacji wysokich liczb Reynoldsa w badaniach tunelowych z niskimi wartościami Re poprzez wymuszanie przejścia warstwy w pobliżu krawędzi natarcia, czy tzw. tylnego położenia przejścia nie daje w pełni zadawalających rezultatów. Dlatego też w drugiej połowie lat 70-tych w Stanach Zjednoczonych oraz w ramach współpracy 4-ch krajów zachodnioeuropejskich (Anglii, RFN, Francji i Holandii) podjęto budowę dwu tuneli transonicznych o naturalnych liczbach Reynoldsa. Są to ogromne i kosztowne przedsięwzięcia, które jak wskazują w literaturze, będą mieć podstawowe znaczenie nie tylko dla budowanych obiektów latających, ale także dla dalszego rozwoju samej aerodynamiki zarówno eksperymentalnej, jak i obliczeniowej. Warto przytoczyć choćby tylko zasadnicze dane techniczne tunelu NFT, którego zakończenie budowy w Ośrodku Badawczym w Langley (Stany Zjednoczone) przewidziano na rok 1982 [10]. Jest to kiriogeniczny transoniczny tunel ciągłego działania o przestrzeni pomiarowej $2,44 \times 2,44$ m, w którym jako czynnik roboczy zastosowano azot. Wysokie wartości liczb

Reynoldsa (do $120 \cdot 10^6$ dla $M = 1,0$ przy długości odniesienia 0,244 m) przepływu uzyskano poprzez obniżenie temperatury spiętrzenia czynnika roboczego do 78°K , unikając w ten sposób nadmiernych obciążeń i zmniejszając zapotrzebowanie mocy do napędu tunelu. Temperatura obniżana jest poprzez wtrysk ciekłego azotu w obiegu tunelu.

W tunelu realizowana jest niezależna regulacja temperatury, ciśnienia i prędkości przepływu ($M = 0 - 1,2$), co pozwala na osobne badania wpływu liczby Macha, liczby Reynoldsa, aeroelastyczności na własności aerodynamiczne badanych modeli. Koszt budowy obliczono na 100 mln dol w 1980 r. przy wykorzystaniu układu napędowego i systemu jego regulacji z przeznaczonego do rozbiórki tunelu naddźwiękowego. Projekty wspomnianego tunelu europejskiego przewidują także zastosowanie obniżenia temperatury. Wymiary tunelu $2,4 \times 2,0$ m z ciśnieniem roboczym do 4,5 atm. Oczekuje się możliwości osiągnięcia liczb Reynoldsa rzędu $50 \cdot 10^6$ dla poddźwiękowo/okołodźwiękowych prędkości. W razie podjęcia budowy przewiduje się jej zakończenie w 1990 r. [11].

Tunel aerodynamiczny może być w wielu aspektach uważany za pewnego rodzaju analogowy komputer, który umożliwi efektywne rozwiązanie kompletnych, trójwymiarowych równań Naviera-Stokesa dla ściśliwego turbulenta przepływu. Istnieje jednakże szereg ograniczeń dla każdego tunelu.

Maksymalne wymiary modelu, jaki może być umieszczony w tunelu i graniczne wartości parametrów przepływu, jak ciśnienie, temperatura i prędkość ograniczają liczbę Reynoldsa możliwą do uzyskania. Interferencja ścian i zamocowania modelu ogranicza dokładność symulacji w tunelu warunków swobodnego przepływu czy lotu, szczególnie w tunelach transonicznych.

Aeroelastyczna deformacja modelu zwiększona w stosunku do rzeczywistości na skutek dużych wartości ciśnienia dynamicznego, panującego w tunelu stanowi istotne ograniczenie poprawności modelowania geometrycznego, szczególnie w tunelach o podwyższonych wartościach liczby Reynoldsa. Niejednorodność strumienia w tunelu, a przede wszystkim poziom jego turbulencji ogranicza poprawność symulacji przejścia warstwy przyściennej, występującego w przepływie swobodnym.

Jednym z głównych kierunków przewyższania tych ograniczeń, obok wspomnianej już budowy tuneli o naturalnych liczbach Re , jest wprowadzenie maszyn cyfrowych w eksperymentalne badania aerodynamiczne. Następuje i będzie w najbliższym czasie coraz bardziej się rozszerzała wzajemna integracja tuneli aerodynamicznych i elektronicznych maszyn cyfrowych [4-9]. Kolejne stadia tej integracji to:

- wykorzystanie EMC przy rejestracji i przetwarzaniu danych pomiarowych, obecnie możliwa jest prezentacja wyników pomiarowych w formie odpowiednich współczynników bezwymiarowych w postaci cyfrowej lub graficznej w ciągu kilku zaledwie sekund po badaniach, a także w czasie rzeczywistym w trakcie badań,
- wykorzystanie EMC w programowanym sterowaniu tunelem oraz położeniem i geometrią modelu polegającą na tym, że pewne mierzone w tunelu wielkości aerodynamiczne są używane poprzez maszynę cyfrową w pętli sprzężenia zwrotnego, jako dane w sterowaniu; szereg przykładów przedstawiono w [5, 8, 9].
- wykorzystanie EMC w przeprowadzaniu porównań uzyskiwanych wyników pomiarowych z wynikami obliczeń różnymi metodami w czasie rzeczywistym, co umożliwi

badaczom uzyskanie lepszej znajomości fizycznych procesów opływów badanych modeli i zjawisk,

- wykorzystanie EMC do poprawienia symulacji warunków swobodnego przepływu przez zastosowanie w tunelu koncepcji samoregulujących się ścian, w której pewne mierzone w pobliżu ściany tunelu parametry przepływu wykorzystywane są w pętli sprzężenia zwrotnego układu EMC — kształt geometryczny ściany bądź warunki wymiany masy na ścianie wentylowanej w celu iteracyjnego osiągnięcia bezinterferencyjnego przepływu w tunelu, tj. odpowiadającego przepływowi nieograniczonemu [13, 17, 18]; wprowadzenie w oparciu o odpowiednie programy obliczeniowe poprawek na interferencje zamocowania modelu.

Najważniejszymi zagadnieniami, wymagającymi obecnie poprawy w eksperymentalnych badaniach aerodynamicznych, szczególnie w zakresie dużych prędkości są: jakość czy inaczej mówiąc poprawność uzyskiwanych wyników pomiarowych, efektywność ekonomiczna programów badawczych, możliwość pełnej symulacji naturalnego, swobodnego przepływu.

Przed pierwszą połową lat 70-tych poprawę jakości wyników pomiarowych uzyskiwano głównie dzięki polepszeniu dokładności stosowanych przyrządów, pomiarowych, jak: czujniki ciśnienia, wagi aerodynamiczne statyczne i dynamiczne itp. Obecnie oczekuje się, że dalszą poprawę będzie można uzyskać jako rezultat podwyższenia jakości strumienia w tunelu, głównie poprzez udoskonalenie konstrukcji dyszy i komory pomiarowej tunelu, ich kalibracji, coraz doskonalszej weryfikacji przy użyciu specjalnych modeli wzorcowych oraz zastosowania nowoczesnych technik pomiaru pola, przepływu, omawianych szczegółowo w pracy [15].

Poświęcenie uwagi efektywności ekonomicznej eksperymentalnych programów badawczych wiąże się z szybkim, bo dwu-trzykrotnym wzrostem kosztów energii elektrycznej w ostatniej dekadzie. Należy tu podkreślić, że koszty energii elektrycznej stanowią znaczną część kosztów badań w tunelu, sięgającą 50% w niektórych badaniach [16].

Rekompensaty wpływu wzrostu kosztu energii elektrycznej na koszt badań tunelowych poszukuje się na drodze wzrostu ilości uzyskiwanych danych pomiarowych w jednostce czasu pracy tunelu. Wzrost ilości danych pomiarowych można uzyskać poprzez udoskonalenia wszelkich urządzeń tunelowych, ale przede wszystkim poprzez wspomnianą już integrację maszyn cyfrowych z tunelem.

2. Stan krajowej bazy badawczej

Eksperymentalne badania aerodynamiczne w Polsce prowadzone są w szerokim zakresie prędkości od małych prędkości poddźwiękowych $M = 0,3$ do prędkości hiperdźwiękowych. Motywacje do podejmowania tych badań pochodzą przede wszystkim z zastosowań praktycznych w konstruowanym i produkowanym sprzęcie latającym, a także ze stawianych celów poznawczych dynamiki gazów. -

W zakresie dużych prędkości krajowa baza badawcza obejmuje 4-ry tunele aerodynamiczne oraz rury uderzeniowe. Tunele znajdują się w Instytucie Lotnictwa, Politechnice Warszawskiej i Wojskowej Akademii Technicznej. W Instytucie Podstawowych Problemów Techniki mieszczą się rury uderzeniowe.

padle o średnicy 10 mm, uzupełnione w początkowej części komory slotami wzdłużnymi. Poprzez perforację następuje odsysanie powietrza przepływającego przez komorę pomiarową do komory pojemnikowej, skąd zasysane jest z powrotem w obieg główny tunelu do dyfuzora. Pozwala to uniknąć zjawiska „blokowania” przepływu w tunelu dla nadkrytycznych liczb Macha. Perforacja powoduje także zmniejszenie interferencji ścian tunelu na opływ badanego modelu, szczególnie w zakresie okołodźwiękowym. Ściany górna i dolna są wymienne i dla badań w zakresie naddźwiękowym zastępowane są ścianami pełnymi, bez otworów. Należy dodać, że ściany te mają regulowane pochylenie, dla kompensacji wzrostu warstwy przyściennej.

W tunelu istnieje możliwość zmiany w ograniczonym zakresie liczby Reynoldsa, niezależnie od liczby Macha. Zmianę tę uzyskuje się na drodze zmiany ciśnienia spiętrzenia przepływu w tunelu za pomocą dławika wydmuchu (6) i eżektora zasysającego (7). Zakres możliwych do zyskania liczb Reynoldsa w tunelu N-3 przedstawiono w pracy [71].

Dwa naddźwiękowe tunele: N-2 w Instytucie Lotnictwa i na Politechnice Warszawskiej zbliżone są do siebie zarówno wymiarami jak i zasadą działania. Tunel N-2 ma powierzchnię przekroju poprzecznego $0,15 \times 0,15$ m, a tunel P. W. nieco większą $0,2 \times 0,2$ m. Oba tunele są typu wydmuchowego o działaniu nieciągłym, zasilane ze zbiorników sprężonego powietrza. W przypadku tunelu N-2 zbiorniki te mają pojemność 2880 m^3 i ciśnienie 9 atm, co daje bardzo długi — rzędu godziny czas dmuchu. Czas ten dla tunelu P. W. podyktowany niewielką objętością zbiornika wynosi tylko minuty. Zmiany liczb Macha w obu tunelach uzyskuje się poprzez wymianę wkładek dyszy naddźwiękowej. Dla tunelu N-2 uzyskano wymierny i jednorodny przepływ w komorze pomiarowej dla liczb Macha $M = 1,6; 1,75; 1,9; 2; 2,1; 2,35; 2,5; 3; 3,55$.

Bardzo interesujące i rzadko stosowane rozwiązanie konstrukcji komory pomiarowej charakteryzuje naddźwiękowy tunel uruchomiony w Wojskowej Akademii Technicznej w 1975 r. [55]. Komora pomiarowa tego tunelu jest typu zamkniętego ze swobodnym strumieniem powietrza. Ma ona wymiary poprzeczne znacznie większe od wymiarów dyszy w przekroju wylotowym, które wynoszą $0,3 \times 0,3$ m. Komora taka, jak wskazuje się w pracy [55] ma szereg zalet. Tunel jest typu wydmuchowego. W tunelu przeprowadzono specjalną kalibrację badając strukturę strumienia bez i z modelem w zależności od parametrów spiętrzenia przed dyszą. Badania szeregu modeli w kształcie stożków, podwójnych stożków, kombinacji części cylindrycznych i stożkowych pozwoliły ustalić maksymalne wymiary modeli jakie mogą być badane w tunelu. Zbadano także wpływ kształtu i wymiarów modeli na charakter naddźwiękowego strumienia w strefie pomiarowej. Badania przeprowadzono dla liczb Macha $M = 2,05; 2,5; 3; 3,5$.

3. Prace nad techniką badawczą w tunelach dużych prędkości

Eksperymentalne badania aerodynamiczne w zakresie dużych prędkości wymagają stosowania szeregu specjalnych technik pomiarowych. Wysokie wymagania, co do dokładności uzyskiwanych wyników oraz jak najlepszej symulacji warunków swobodnego przepływu wokół badanych modeli stwarzając konieczność stałego doskonalenia stosowanych technik pomiarowych, jak również stosowanych urządzeń i aparatury pomiarowej.

Jednakże nie choćby najbardziej skomplikowane technicznie problemy, stanowią kluczowe zagadnienia w technice badawczej w zakresie dużych prędkości. Jest nim interpretacja uzyskiwanych wyników uwzględniająca poprawność symulacji i modelowania badanych zjawisk i opływów, oddziaływanie ścian tunelu i zamocowań modelu.

Niezbędnym uzupełnieniem staje się wizualizacja badanych problemów. Właśnie te zagadnienia przedstawimy nieco bliżej.

3.1. Zagadnienia interferencji ścian i badania modeli wzorcowych. Zagadnienia interpretacji uzyskiwanych wyników w tunelach dużych prędkości związane są w głównej mierze z zagadnieniami niemodelowania liczby Reynoldsa, jakością strumienia w tunelu, stosowanymi urządzeniami i techniką pomiarową oraz z oddziaływaniem ścian tunelu na badany opływ. Wyniki pomiarów ciśnień i sił na modelu umieszczonym w tunelu różnią się od wartości tych wielkości występujących na tym modelu dla takich samych warunków przepływu, tj. kąta natarcia i liczby Macha, w swobodnym przepływie. Na różnice te spowodowane oddziaływaniem ścian składają się w głównej mierze:

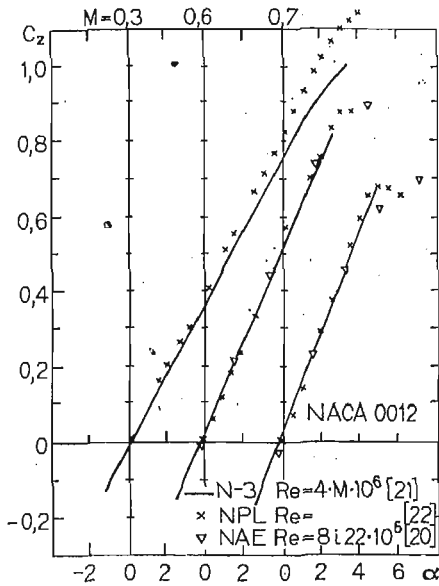
- przyspieszenie przepływu rekompensujące zmniejszenie powierzchni przekroju poprzecznego tunelu w obszarze umieszczenia modelu związane z zachowaniem ciągłości przepływu
- zmiany pola przepływu, kształtu i krzywizny linii prądu, wynikające z konieczności spełnienia, na położonej stosunkowo blisko modelu ścianie tunelu, warunku równoległości do niej przepływu.

W zakresie poddźwiękowym, dzięki opracowaniu odpowiednich metod teoretycznych, możliwe jest, uwzględnienie interferencji ścian poprzez wprowadzenie odpowiednich poprawek [23], wymaga to eksperymentalnej weryfikacji wprowadzonych poprawek. Szczególnie ta weryfikacja jest istotna w zakresie dużych prędkości poddźwiękowych, gdzie w tunelach stosowane są ściany z perforacją lub slotami, z czym wiąże się znaczne skomplikowanie i niejednorodność warunków brzegowych.

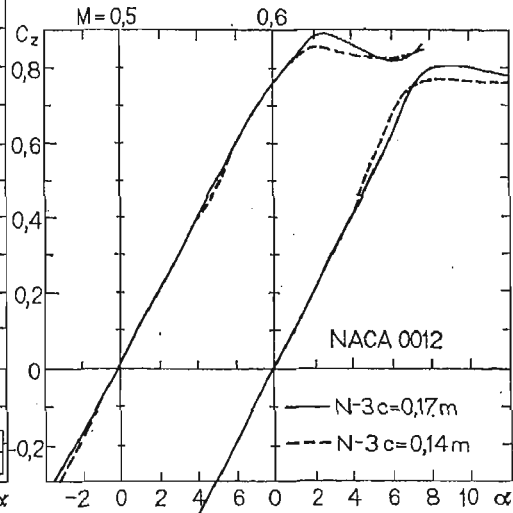
Eksperymentalna weryfikacja wymagana jest także w stosunku do jakości strumienia i poprawności stosowanych urządzeń i techniki pomiarowej, a także dla sprawdzenia poprawności doboru wielkości modelu w stosunku do rozmiarów komory pomiarowej. W badaniach takich stosowane są tak zwane modele wzorcowe. Są to modele o określonej geometrii schematycznej konfiguracji samolotu, ciała osiowosymetrycznego skrzydła lub też płyta o nieskończonym wydłużeniu. Charakterystyki aerodynamiczne tych modeli są znane z badań w szeregu tunelach, szczególnie w przestrzeniach pomiarowych znacznie większych od wymiarów tych modeli. Przykładowo można tu wymienić badania jednego z trójwymiarowych modeli wzorcowych ONERA M w tunelu PTW 16T, gdzie stosunek powierzchni przekrojów poprzecznych modelu i tunelu wynosił 0,01% [24]. Dla badań dwuwymiarowych modele wzorcowe stanowią płyty o nieskończonym wydłużeniu zazwyczaj o profilu NACA 0012 [19, 20]. Na rys. 2 przedstawiono wybrane dla liczb Macha $M = 0,3; 0,6$ i $0,7$ wyniki badań uwzględniające poprawki interferencyjne, profilu NACA 0012 w tunelu N-3, które przeprowadzono w szerokim zakresie $M = 0,3 - 0,9$ [21]. Zależności $c_x(\alpha)$ porównano z wynikami badań w tunelu NPL [22] oraz dodatkowo dla $M \geq 0,6$ z tunelu NAE [20]. Podobnie jak dla $M = 0,6$ bardzo dobrą zgodność uzyskano i dla pozostałych liczb Macha, z wyjątkiem małych prędkości $M = 0,3$, dla której zaznacza się wyraźnie różnica w pochodnej. Wynika to z mniejszej dokładności dokonanego osza-

cowania parametru przenikliwości ścian perforowanych, charakteryzującego warunki brzegowe przepływu w tunelu N-3.

Wcześniej już wspomniano o istotności doboru wielkości modelu do danej przestrzeni pomiarowej. Sprawdzenie prawidłowości tego doboru dokonać można w badaniach modeli geometrycznie podobnych, różniących się wielkością. W tym celu w tunelu N-3 przeprowadzono dodatkowe badania profilu NACA 0012 na modelu o zmniejszonej cięciwie



Rys. 2. Porównanie zależności współczynnika siły nośnej od kąta natarcia profilu NACA 0012 uzyskanej w tunelu N-3 oraz tunelach NPL [22] i NAE [20]

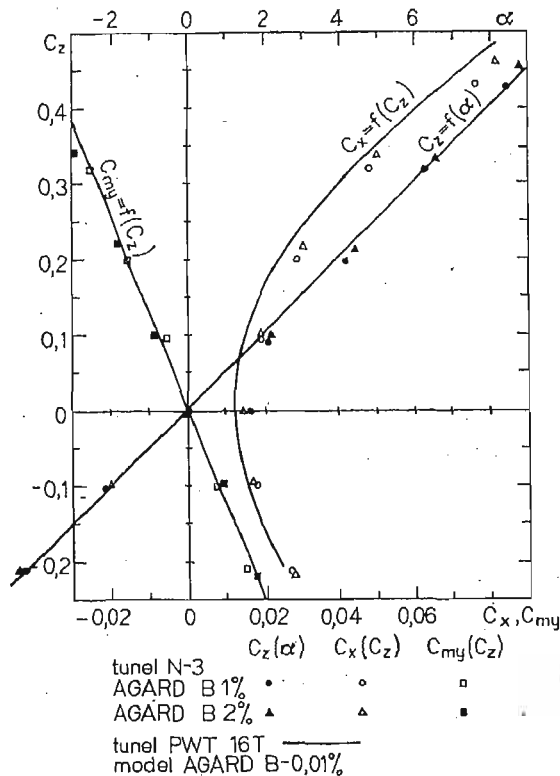


Rys. 3. Wpływ wielkości modelu profilu NACA 0012 na zależność współczynnika siły nośnej od kąta natarcia — tunel N-3

równej 140 mm. Cięciwa taká daje wartość stosunku c/h zbliżoną do dolnej granicy tego stosunku spotykanego w literaturze. Na rys. 3. przedstawiono porównanie zależności współczynnika siły nośnej od kąta natarcia dla modelu profilu NACA 0012 o cięciwach 170 i 140 mm. W zakresie przepływu bez oderwania zgodność rozpatrywanej zależności jest zadawalająca, natomiast na wartość $C_{z,max}$ uwidacznia się wpływ liczby Reynoldsa.

W badaniach trójwymiarowych obecnie w zakresie pod i okołodźwiękowym stosowane są szeroko w międzynarodowej praktyce badawczej przede wszystkim model wzorcowy ONERA M [24], a także i starsze (z początku lat 50-tych) modele wzorcowe AGARD B i C [19], dla których jednakże z racji geometrii właściwym obszarem stosowalności są prędkości naddźwiękowe. Stanowią one bowiem układ skrzydło-kadłub, w którym kadłub to cylinder z owalną częścią przednią, skrzydło natomiast jest typu delta z kątem skosu 60° i dwułukowym profilem o 4% grubości. Jednakże wobec braku innych możliwości w badaniach w tunelu N-3 zastosowano dwa geometrycznie podobne modele AGARD B różniące się wielkością [25], a mianowicie stosunek powierzchni przekrojów poprzecz-

nych modelu i komory pomiarowej wynosił 1% i 2%. Porównanie uzyskanych charakterystyk tych dwóch modeli oraz porównanie ich z danymi literaturowymi pozwoliło na określenie dopuszczalnych wielkości modeli badanych w tunelu, potrzeby stosowania korekcji na interferencję ścian, a także ocenić ogólną poprawność uzyskiwanych wyników w tunelu N-3. Przykładowo na rys. 4 przedstawiono takie porównanie dla liczby Macha $M = 0,8$. Uzyskana zadawalająca zgodność zależności $c_z = f(\alpha)$ pozwala wnosić o pop-

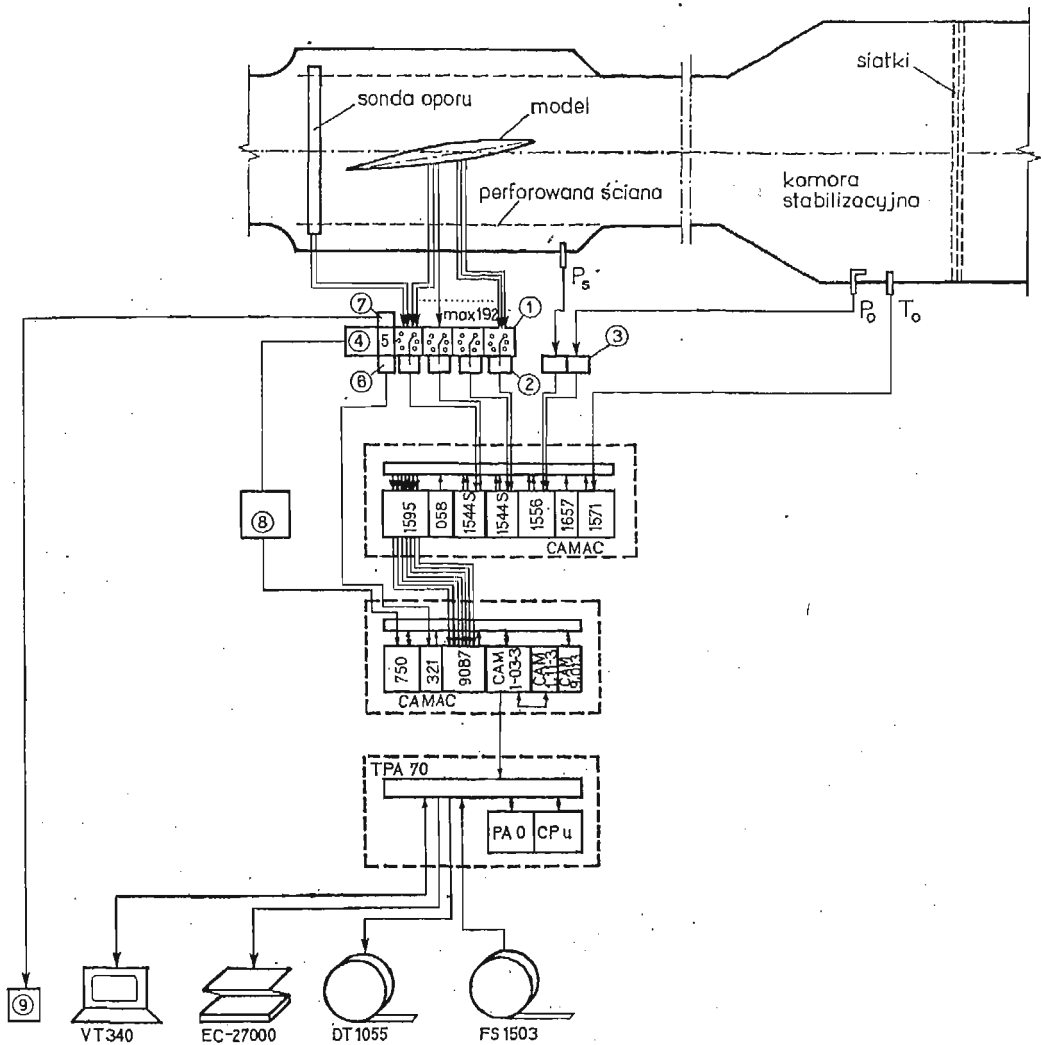


Rys. 4. Porównanie charakterystyk aerodynamicznych modelu wzorcowego AGARD B 1% i 2% uzyskane w tunelu N-3 i PWT 16T -0,01% [24]

rawności badań w tunelu N-3 w zakresie okołodźwiękowym modeli o wielkości blokażu do 2%, w których mogą być pomijane poprawki interferencyjne. Większe wartości współczynnika oporu uzyskane w tunelu N-3 wynikają przede wszystkim z różnicy w liczbach Reynoldsa, ale także mogą być spowodowane gradientem ciśnienia występującym w tunelu N-3, co wskazuje na konieczność stosowania odpowiedniej poprawki [25].

3.2. Automatyzacja pomiarów. Pierwszym krokiem we wprowadzeniu maszyn cyfrowych w eksperymentalne badania aerodynamiczne jest wykorzystanie ich w przetwarzaniu danych pomiarowych, a także w przeprowadzaniu samych pomiarów. Ta faza wspomnianej wcześniej integracji EMC i tunelu realizowana jest w krajowej bazie badawczej.

W tunelu N-3 realizowany jest układ automatyzacji pomiarów i przetwarzania wyników SPITA N-3 oparty o minikomputer TPA-70 produkcji węgierskiej o pamięci operacyjnej



Rys. 5. Schemat ciśnieniowego układu pomiarowo-rejestrującego tunelu N3

32 K. Ponieważ w badaniach rozkładów ciśnienia spotykamy się z największą ilością danych (przykładowo dla badań w zakresie pod i okołodźwiękowym jednego profilu bądź skrzydła jest to rząd około 0,5 mln danych), to w pierwszym rzędzie podjęto dla tych badań wprowadzenie automatyzacji pomiarów. Obecnie zrealizowano i wdrożono uproszczony ciśnieniowy układ pomiarowo-rejestrujący, przedstawiony schematycznie na rys. 5. Do pomiaru ciśnienia w 192 punktach użyto przełącznika typu SCANIVALVE 48 S9GM z napędem solenoidowym, złożonego z 4-ech sekcji wyposażonych w czujniki tensometryczne ciśnienia typu DRUCK PDCR 22. Parametry przepływu niezaburzonego w komorze pomiarowej — ciśnienie spiętrzenia i statyczne — mierzone są czujnikami transformatorowymi typu CCT-MFP (wykonanymi w Instytucie Lotnictwa) dla każdego położenia przełącznika. Minikomputer dzięki specjalnemu oprogramowaniu [27] steruje po-

miarami oraz gromadzi w pamięci operacyjnej dane pomiarowe w trakcie dmuchu. Dane te, po dmuchu rejestrowane na taśmie papierowej, przetwarzane były według specjalnego programu obliczeniowo-graficznego [28] na maszynie cyfrowej NOVA 840 wyposażonej w plotter BENSON. Program umożliwił obliczenie i wydruk współczynników aerodynamicznych oraz wykonanie wykresów mierzonych rozkładów ciśnienia i zależności c_z , c_x , c_m od kąta natarcia. Opisany układ pomiarowo-rejestrujący oraz system przetwarzający obliczeniowo-wykreslny skróciły wielokrotnie czas trwania i pracochłonność badań ciśnieniowych. Pozwoliły badaczom na skupienie swoich wysiłków na analizie rezultatów, przyczyniając się do lepszego poznania badanych zjawisk.

W obecnie realizowanej wersji wspomniany układ SPITA N-3 [26] zbudowany będzie z podsystemów pomiarowego i informacyjnego, sprzężenie których nastąpi poprzez urządzenia standardu CAMAC oraz z podsystemu stymulacyjnego. Podsystem pomiarowy przeprowadzać będzie trzy podstawowe rodzaje badań: wagowe, rozkładów ciśnień statycznych i dynamicznych. Będzie wyposażony w szereg przetworników takich jak wagi aerodynamiczne, przełącznik ciśnienia SCANIVALVE i różnego rodzaju czujniki ciśnienia. Centralną część podsystemu informacyjnego stanowić będzie minikomputer TPA-70/25 wyposażony w blok sprzężenia z magistralą CAMAC. Zasadniczymi zadaniami tego podsystemu będą: rejestracja i gromadzenie danych, sterowanie pomiarem i dmuchem oraz kontrola poprawności pracy urządzeń pomiarowych, wykonywanie obliczeń w czasie rzeczywistym oraz po zakończeniu pomiarów.

W czasie rzeczywistym obliczenia dotyczyć będą parametrów sterowania nastawami kąta natarcia modelu, parametrów strumienia, liczby Macha, wybranych mierzonych wielkości w jednostkach technicznych, kontroli przekroczeń wartości granicznych. Niektóre parametry istotne dla prowadzenia eksperymentu wyświetlane będą na monitorze operatora. Podsystem stymulujący, będący źródłem nastawień zaprogramowanych wielkości, ustala warunki pracy tunelu i badanego modelu.

W naddźwiękowym tunelu WAT-u uruchomiono ciśnieniowy, wielokanałowy system pomiarowy, rejestrujący [56]. W skład tego systemu wchodzi elektroniczny układ pomiarowy „Izolda”, tensometryczne przetworniki ciśnienia z indywidualnymi zasilaczami i wzmacniaczami, interface IC W-23, voltomierze cyfrowe V-628 oraz urządzenia perforacyjne: drukarki, perforator i czytnik taśmy papierowej. Dane zapisane na taśmie papierowej przetwarzane są wg specjalnego programu na EMC ODRA 1305.

3.3. Wizualizacja przepływu. Ważnym uzupełnieniem znanych szeroko w eksperymentalnych badaniach aerodynamicznych w zakresie dużych prędkości metod wizualizacji, wykorzystujących specjalną aparaturę optyczną jest wizualizacja przepływu na opływanej powierzchni badanego modelu. Wizualizacja ta polega na pokryciu powierzchni modelu odpowiednio przygotowaną ciekłą mieszaniną, która w czasie pracy tunelu tworzy obraz linii prądu na tej opływanej powierzchni. Dla uzyskania właściwego obrazu konieczne jest dobranie odpowiedniej lepkości mieszaniny (w ramach specjalnych badań) i sposobu jej nanoszenia, a także czasu pracy tunelu [35].

Badania wizualizacji przepływu na powierzchni modelu pozwalają na lepsze rozpoznanie szeregu zjawisk występujących w zakresie prędkości dużych. W zakresie prędkości podkrytycznych ważnym będzie zbadanie warunków przepływu inicjacji oderwania, określenia miejsca inicjacji oderwania na opływanej powierzchni oraz rozwoju oderwania

przepływu w miarę zwiększania kąta natarcia czy prędkości przepływu. Jeszcze bardziej interesującym będą te badania wizualizacyjne w zakresie prędkości nadkrytycznych. Pozwalają one zwizualizować falę uderzeniową, a właściwie linię odpowiadającą podstawie tej fali rozmieszczonej na opływanej powierzchni, począwszy od stosunkowo niewielkiej jej intensywności. Umożliwia to stosunkowo precyzyjne określenie warunków przepływu (liczby Macha M i kąta natarcia opływającego modelu) pojawiania się fali uderzeniowej zarówno dla kątów natarcia bliskich zeru, jak i dla dużych kątów natarcia bliskich krytycznemu. Możliwe są także badania rozwoju fali uderzeniowej — wzrostu jej intensywności i rozpiętości oraz jej przemieszczanie się w miarę wzrostu liczby Macha czy kąta natarcia oraz w końcu badania oderwania przepływu wywołanego falą o odpowiednio dużej intensywności.

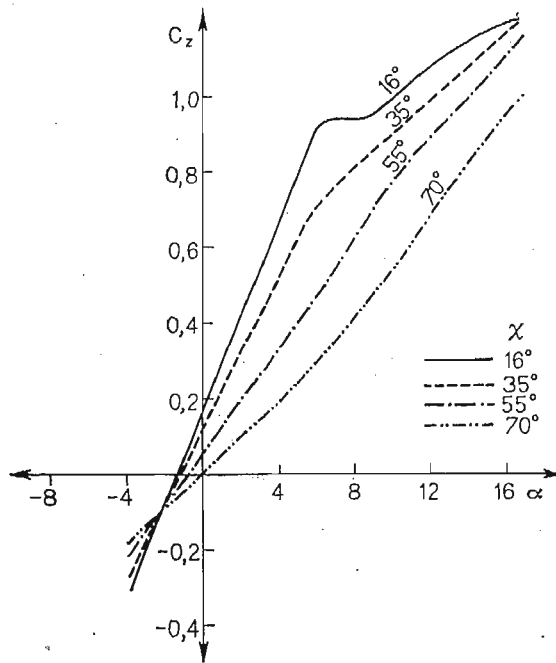
Mówiąc o nowych metodach wizualizacji przepływu warto wspomnieć o kolorowej wizualizacji metodą schlierenowską. Technikę tę wprowadzono w tunelu naddźwiękowym WAT-u.

3.4. Nowe komory transoniczne. W ostatnim czasie w dwu tunelach naddźwiękowych N-2 w Instytucie Lotnictwa i na Politechnice Warszawskiej zbudowano komory transoniczne, rozszerzające zakresy pomiarowe tych tuneli. W obu tunelach wentylowane są tylko górna i dolna ścianka, pod którymi znajdują się komory pojemnikowe, z których powietrze odsysane z głównego przepływu przedostaje się do dyfuzora. Konstrukcje te różnią się natomiast geometrią ścianek wentylowanych. W tunelu PW zastosowane wzdłużne sloty o małym stopniu perforacji 8%. W tunelu N-2 ściany są perforowane o pochylonych pod kątem 50° otworkach o średnicy 3,3 mm. Wprowadzono tu ciekawe rozwiązanie konstrukcyjne pozwalające zmieniać stopień perforacji od 0 do 24%. Prowadzone są wstępne dmuchy obejmujące regulację i kalibrację aerodynamiczną tunelu.

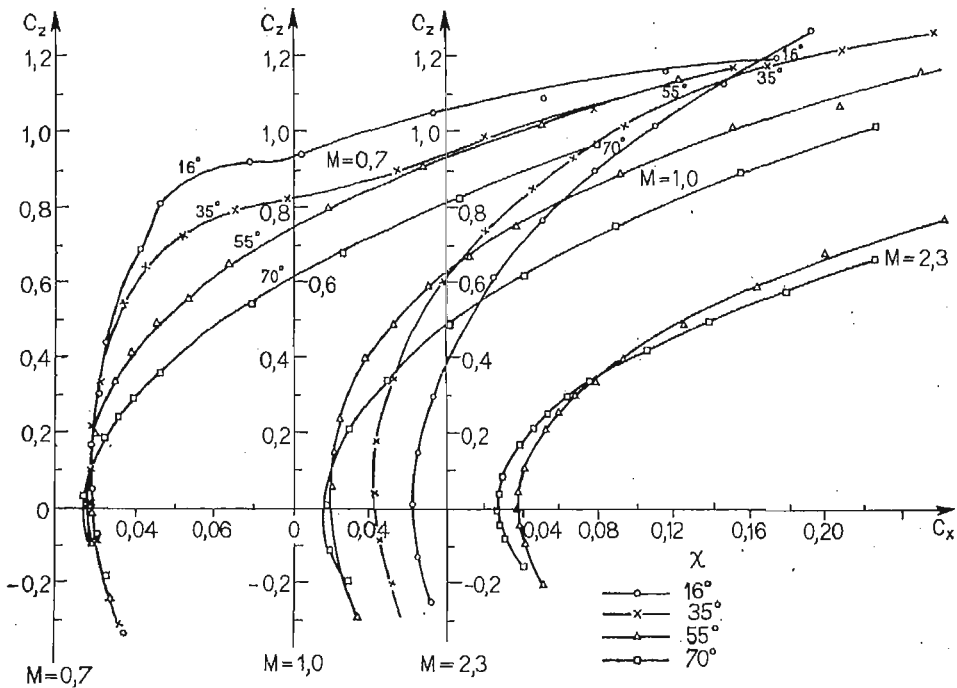
4. Modelowe badania rozwojowe techniki lotniczej

4.1. Badania modelowe samolotów i ich segmentów

4.1.1. Badania wpływu skosu skrzydła na charakterystyki aerodynamiczne samolotu. Jedną z metod optymalizacji własności aerodynamicznych samolotu w szerokim zakresie prędkości lotu od małych prędkości startu do naddźwiękowych jest zmiana skosu skrzydła. Zagadnienie to badano w tunelu N-3 w zakresie liczb Macha od 0,6 do 2,3 na modelu schematyzowanego samolotu o cylindrycznym kadłubie z uderzeniem poziomym i pionowym [33, 34] Na rys. 6 przykładowo pokazano jak w miarę wzrostu kąta skosu skrzydła zmniejsza się współczynnik siły nośnej dla ustalonego kąta natarcia. Dla mniejszych kątów skosu $\chi \leq 35^\circ$ maleje współczynnik $c_{z_{max}}$, natomiast przy wyższych kątach zmiana ulega charakter oderwania. Dla $\chi = 70^\circ$ wyraźnie większy niż liniowy przyrost c_z dla $\alpha > 4$ wskazuje na wystąpienie na krawędzi natarcia stacjonarnego wiru związanego, który w zakresie do $\alpha = 16^\circ$ zachowuje swoją strukturę. Dla poddźwiękowych prędkości można przyjąć, że opór minimalny nie zależy od kąta skosu — rys. 7. Natomiast już dla $c_z > 0,1$ wzrost skosu powoduje znaczny przyrost oporu. Wzrost kąta skosu opóźnia oczywiście wystąpienie kryzysu falowego — rys. 8, przy czym wzrost oporu jest tym większy i gwałtowniejszy im ten kąt jest mniejszy. Dla prędkości $M = 1$ w przypadku nie wystąpienia kryzysu falowego (dla $\chi = 55^\circ$ i 70°), podobnie jak w zakresie poddźwiękowym, zwiększenie kąta

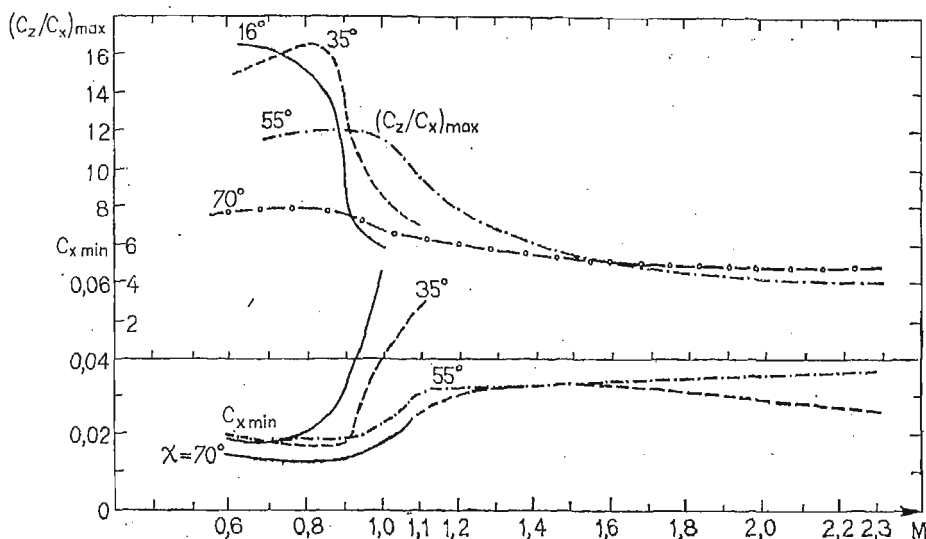


Rys. 6. Zależność współczynnika siły nośnej od kąta natarcia modelu s-tu o zmiennym skosie skrzydła dla $M = 0,7$



Rys. 7. Biegunowe modelu s-tu o zmiennym skosie skrzydła dla $M = 0,7; 1,0; 2,3$

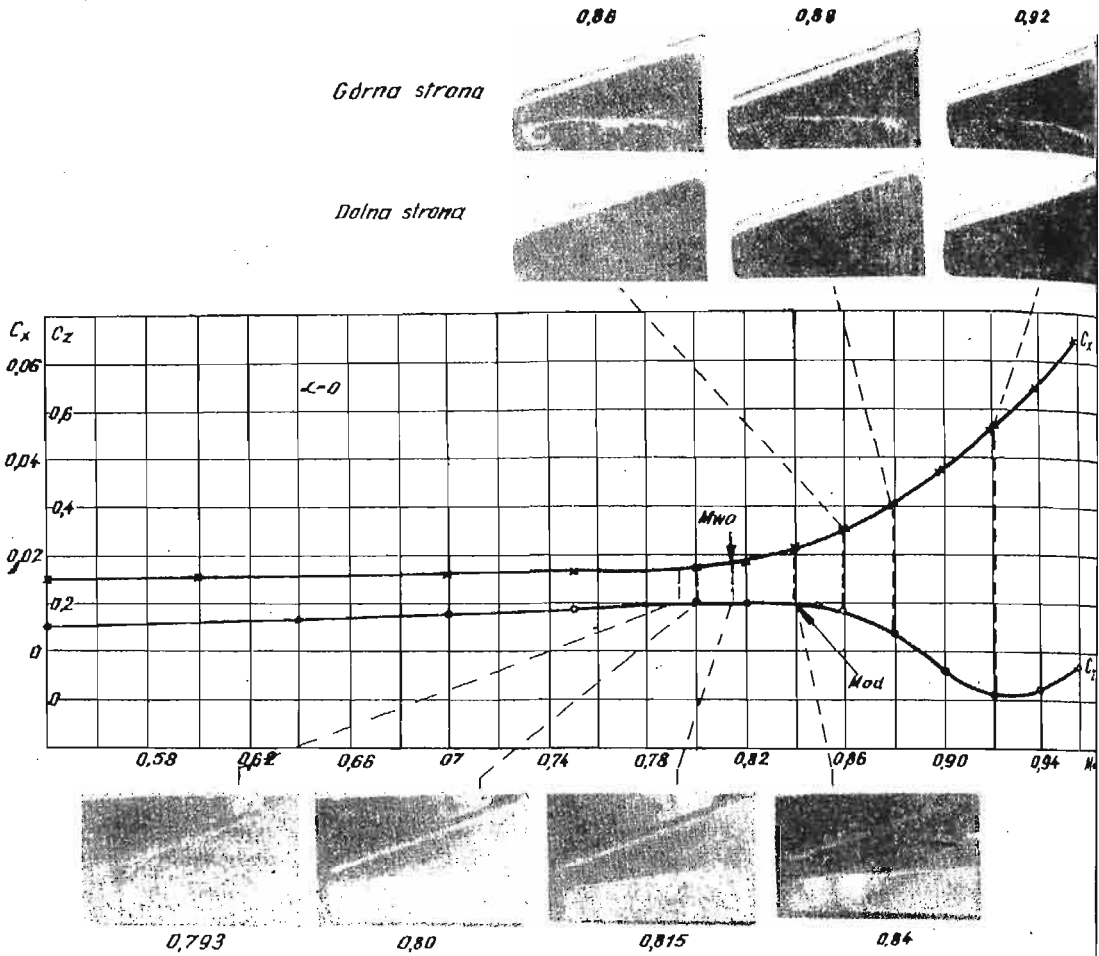
skosu powoduje wzrost oporu. Dopiero dla dużej naddźwiękowej prędkości $M = 2,3$, skrzydło o skosie $\chi = 70^\circ$ wykazuje swoją wyższość — opór jego jest mniejszy niż skrzydła o $\chi = 55^\circ$. Efekty aerodynamiczne wypływające z zastosowania skrzydła o określonym skosie w poszczególnych zakresach prędkości pokazano ogólnie na rys. 8, przedstawiając zależność stosunku $(c_z/c_x)_{\max}$, określającego doskonałość aerodynamiczną od liczby Macha.



Rys. 8. Wpływ liczby Macha na minimalny opór i maksymalną doskonałość modelu s-tu o zmiennym skosie skrzydła

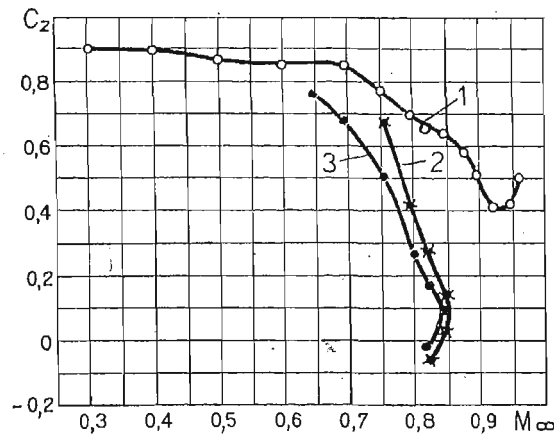
4.1.2. **Badania pod- i przydźwiękowego opływu skrzydła o małym skosie.** Skrzydła o niedużym skosie ze względów konstrukcyjnych oraz z racji posiadania pewnych zalet aerodynamicznych cieszą się zainteresowaniem konstruktorów samolotów o dużych poddźwiękowych prędkościach lotu. W tym zakresie prędkości mogą na skrzydle występować jednocześnie obszary poddźwiękowego i naddźwiękowego przepływu zakończone falą uderzeniową, co znacznie komplikuje zjawiska zachodzące w opływie skrzydła. Rozwój opływu na skrzydle trapezowym o skosie 19° — badanym w tunelu N-3 [35] — przedstawiono na rys. 9 korelując go z zależnościami współczynników (c_x i $c_z = f(M)$). Wystąpienie na skrzydle fali uderzeniowej o bardzo małej intensywności nie powoduje jakościowych zmian w powyższych zależnościach ($M = 0,793$). Dopiero odpowiedni wzrost intensywności tej fali ($M = 0,815$) prowadzi do wystąpienia gwałtownego wzrostu oporu. Dalszy wzrost prędkości zwiększa intensywność fali i w wyniku wzajemnego oddziaływania jej z warstwą przyścienną następuje oderwanie przepływu tuż za falą ($M = 0,84$), które powoduje spadek wartości współczynnika siły nośnej. Określając wartości liczby Macha, przy których zachodzą powyższe zjawiska dla szeregu wartości współczynnika c_z , wyznaczona jest granica wzrostu oporu $M_{wo} = f(c_z)$ i granica oderwania $M_{oa} = f(c_z)$, które dla rozpatrywanego skrzydła przedstawiono na rys. 10.

Wystąpienie obszaru oderwania o znacznej rozległości może prowadzić do buffetingu skrzydła, zjawiska stanowiącego dynamiczną odpowiedź samolotu na przypadkowe



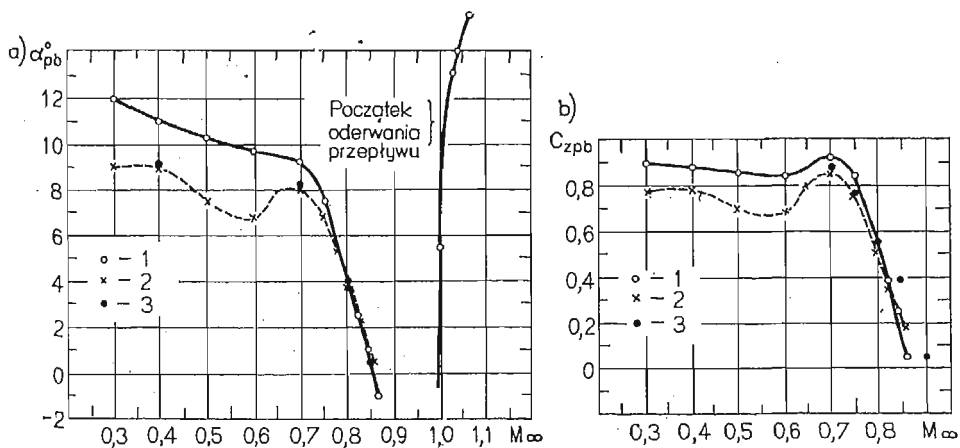
Rys. 9. Rozwój opływu na skrzydle o niedużym skosie przy wzroście liczby Macha dla kąta natarcia $0,4^\circ$

wzbudzenia wywołane pulsacją sił aerodynamicznych. Buffeting skrzydła powodować może nieprzyjemne dla załogi czy pasażerów, a nawet niebezpieczne dla konstrukcji samolotu wibracje, a także zakłócenia w prawidłowym działaniu czułego wyposażenia i wykonywaniu zadań, przyczyniając się do ograniczenia osiągnięć samolotu. W badaniach tunelowych istotne jest więc określenie początku występowania buffetingu. Granicę początku buffetingu $C_{zpb} = f(M)$ rozpatrywanego skrzydła, określoną na drodze pomiaru wartości skutecznej niestacjonarnych naprężeń zginających nasadę sztywnego modelu skrzydła, przedstawiono na rys. 11 [36]. Analiza korelacji rozwoju oderwania przepływu z początkiem występowania buffetingu pozwoliła stwierdzić, że dla małych liczb Macha $M < 0,7$ wystąpienie tych zjawisk przesunięte jest względem siebie o około 2° . Natomiast dla wyższych liczb Macha $M > 0,8$ zjawiska te zachodzą w zasadzie jednocześnie dla tego samego kąta natarcia. Spowodowane jest to tym, że dla tych prędkości oderwanie przepływu wywołane jest przez silną falę uderzeniową — następuje gwałtownie i obejmuje znaczny obszar skrzydła, co powoduje jednoczesne wystąpienie buffetingu.

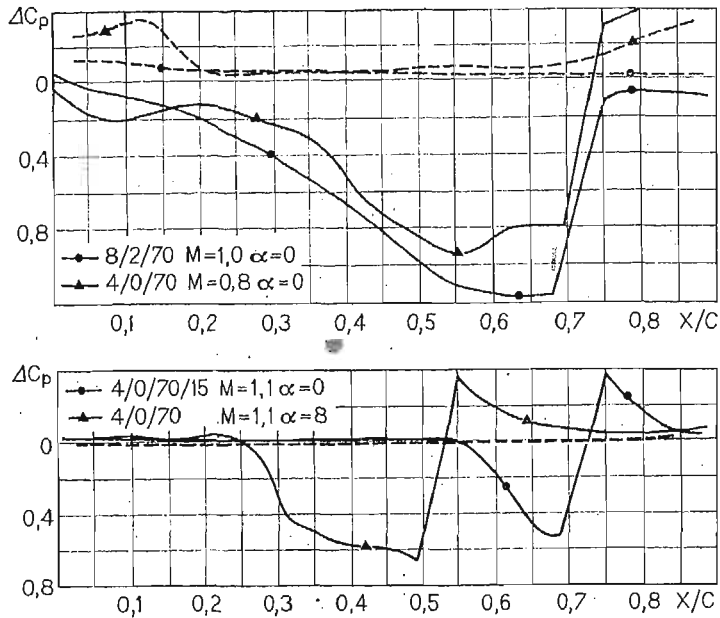


Rys. 10. Granica wzrostu oporu i oderwania dla skrzydła o niedużym skosie
 1. $C_{z\max}$; 2. granica początku oderwania; 3. granica wzrostu oporu

Przeprowadzając analizę poddźwiękowego opływu skrzydła o niedużym skosie z punktu widzenia oderwania przepływu można wydzielić cztery przedziały prędkości, dla których przebieg oderwania i zależność $C_z = f(\alpha)$ ma w przybliżeniu taki sam charakter. W zakresie liczb Macha do około 0,6 występuje oderwanie typu „nieściśliwego” zachodzące na dużych kątach natarcia, spowodowane dużym dodatnim gradientem ciśnienia. Rozwój tego oderwania jest stosunkowo wolny, co znajduje odbicie w przebiegu zmian siły nośnej na dużych kątach natarcia. Oderwanie to powiększając się ze wzrostem kąta obejmuje stopniowo całe skrzydło. Wzrost liczby Macha powoduje zwykle przyspieszenie wystąpienia oderwania, w związku z czym następuje spadek wartości $C_{z\max}$ ze wzrostem prędkości przepływu. Drugi przedział, obejmujący zakres liczb M od około 0,6 do 0,75 charakteryzuje się oderwaniem wywołanym słabą falą uderzeniową, występującą w pobliżu krawędzi natarcia dla odpowiednio dużych kątów natarcia. Charakterystyczną cechą jest



Rys. 11. Granica początku występowania buffetingu skrzydła o niedużym skosie
 a) 1 — pomiar σ_{RMS} — początek buffetingu; 2 — α początku utraty liniowości zależności $C_z = f(\alpha)$; 3 — wizualizacja przepływu — inicjacja oderwania; b) 1 — pomiar σ_{RMS} — początek buffetingu; 2 — C_z początku utraty liniowości w zależności $C_z = f(\alpha)$; 3 — oszacowanie z empirycznej zależności korelacyjnej $C_{zpb} = f(M, t/c, f/c)$

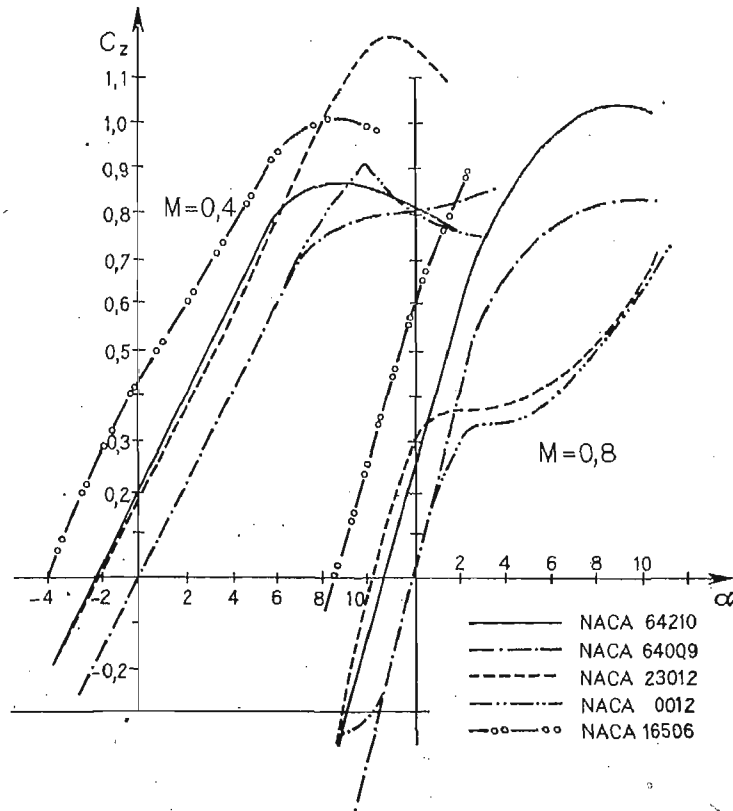


Rys. 12. Oddziaływanie interseptora na opływ profilu w zakresie transonicznym

gwałtowne rozszerzenie się obszaru oderwania na całe skrzydło, czemu towarzyszy spadek siły nośnej. W tym przedziale wzrost liczby Macha powoduje opóźnienie wystąpienia oderwania, co powoduje zazwyczaj wzrost lub utrzymywanie się stałej wartości $C_{z_{max}}$ przy wzroście prędkości. W kolejnym przedziale odpowiadającym zakresowi liczb Macha od około 0,75 do 0,88 oderwanie powstaje w wyniku wzajemnego oddziaływania warstwy przyściennej z silną falą tworzącą się w połowie cięciwy skrzydła na małych kątach natarcia. W tym zakresie oderwanie obejmuje obszar między falą a krawędzią splywu, który nie ulega większym zmianom ze wzrostem kąta natarcia. Po wystąpieniu oderwania zależności $C_z = f(\alpha)$ pozostaje liniowa, jednakże występuje znaczne zmniejszenie pochodnej $dc_z/d\alpha$. Wzrost liczby Macha przyspiesza zdecydowanie wystąpienie oderwania — z czym wiąże się gwałtowny spadek współczynnika początku buffetingu $C_{z_{pb}}$. Ostatni przedział dla $M > \sim 0,88$ charakteryzuje się tym, że na górnej powierzchni skrzydła oderwanie występuje w całym zakresie użytkowych kątów natarcia. Natomiast w zakresie ujemnych kątów natarcia oderwanie przepływu następuje również na dolnej powierzchni skrzydła — co objawia się charakterystyczną postacią zależności $C_z = f(\alpha)$ z nieliniowym przebiegiem dla tych kątów.

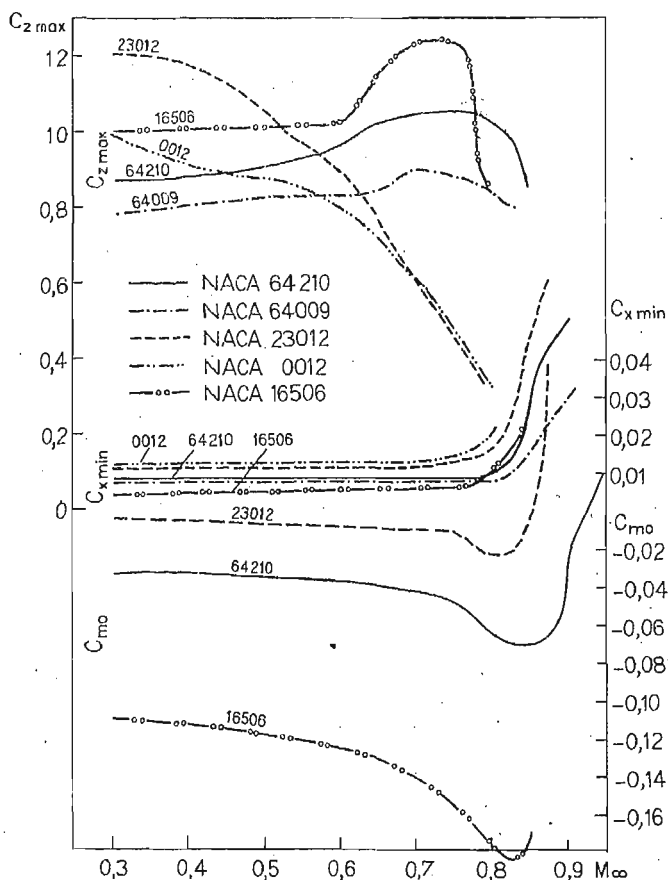
4.1.3. Badania dwuwymiarowe interseptorów. W zakresie dużych prędkości lotu samolotów interseptory mogą stanowić urządzenia wspomagające lotki w sterowaniu poprzecznym. Interseptor jest to zwykle płaska płytka zamocowana zawiasowo do górnej powierzchni skrzydła, która może być odchylana w stosunku do niego pod określonym kątem.

Zagadnienie aerodynamiki interseptorów w dwuwymiarowym przepływie badano w tunelach N-3 i N-2, obejmując cały zakres praktycznego stosowania interseptorów od liczby Macha 0,5 do 2,3. Określono oddziaływanie interseptora i jego parametrów geometrycznych na lokalne własności opływu, jak również integralne, przede wszystkim na siłę



Rys. 13. Zależność współczynnika siły nośnej od kąta natarcia profili katalogowych NACA dla liczb Macha $M = 0,4$ i $0,8$

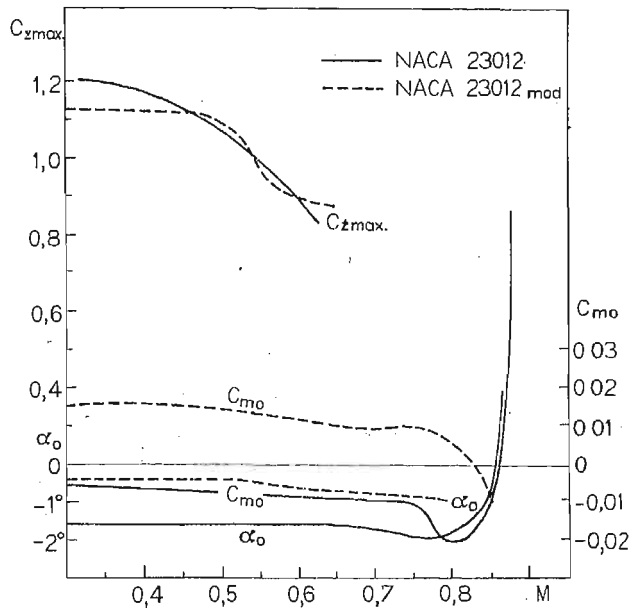
nośną profilu. W niskich poddźwiękowych prędkościach interceptor oddziałuje na opływ wokół całego profilu, powodując zmiany ciśnienia zarówno na górnej, jak i na dolnej stronie profilu. W zakresie transonicznym fala uderzeniowa zamykająca obszar naddźwiękowy znacznie komplikuje obraz opływu profilu z interceptorem, wpływając decydująco na zmianę charakteru oddziaływania interseptora na opływ profilu. W tym zakresie prędkości występują istotne jakościowe różnice w rozkładzie ciśnienia oraz gwałtowne zmiany skuteczności interseptora ze wzrostem liczby Macha. Opierając się na analizie rozkładów ciśnienia i wizualizacji przepływu stwierdzono występowanie siedmiu różnych stanów opływu profilu z interceptorem, w których oddziaływanie jego na opływ profilu i charakter tego opływu są podobne. Począwszy od stanu opływu, w którym interceptor powoduje zmianę z częściowo lub całkowicie naddźwiękowego przepływu na górnej stronie profilu na całkowicie poddźwiękowy, oddziałując na opływ górnej i dolnej strony profilu, podobnie jak dla małych poddźwiękowych prędkości. Skończywszy na stanie opływu, w którym interceptor oddziałuje tylko lokalnie na górnej stronie profilu — przed i za interceptorem, gdzie występują dwa zamknięte obszary oderwania, co charakterystyczne jest także dla naddźwiękowych prędkości. Stwierdzono korelację wspomnianych wyżej



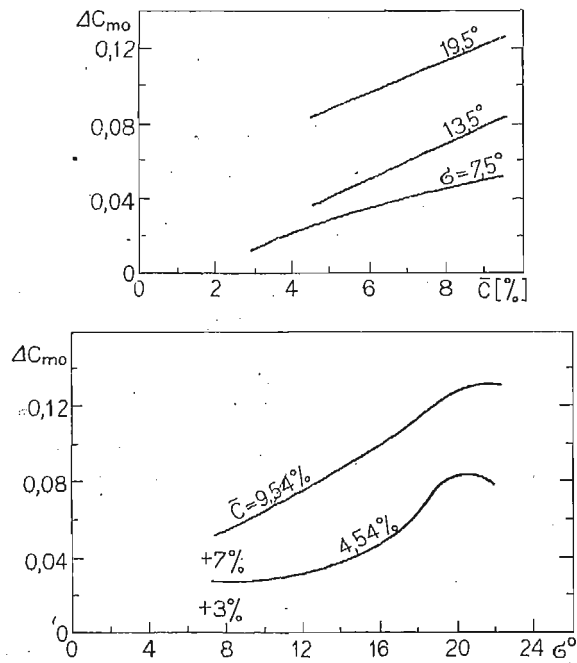
Rys. 14. Wpływ liczby Macha na współczynnik maksymalnej siły nośnej minimalnego oporu i momentu przy zerowej sile nośnej dla profili katalogowych NACA badanych w tunelu N-3

zmian skuteczności interceptora z liczbą Macha ze stanami opływu występującymi w zakresie transonicznym.

4.1.4. Badania opływu klasycznych profili w zakresie dużych prędkości. W szeregu projektowych pracach aerodynamicznych przede wszystkim techniki lotniczej, wymagana jest znajomość charakterystyk aerodynamicznych stosowanych profili w szerokim zakresie prędkości. Na konkretne zapotrzebowanie konstruktorów badania tego rodzaju prowadzone są w tunelu N-3. Dotyczyły one właściwie prawie w całości wszystkich stosowanych praktycznie rodzin profili NACA: a mianowicie 4-ro, 5-cio, 6-cio cyfrowych oraz serii NACA 16. Badano profile NACA 0012, 23012, 64009, 64210 i 16506 [37 - 40], mierząc współczynniki siły nośnej i momentu w oparciu o rozkład ciśnienia na profilu oraz współczynnika oporu w oparciu o pomiar straty impulsu w śladzie. Badany zakres liczb Macha obejmował od 0,3 do 0,9 — 0,95. Przedstawiając na rys. 13 i 14 zależność $c_z = f(\alpha)$ dla wybranych liczb Macha $M = 0,4$ i $0,8$ oraz wpływ liczby Macha na wybrane parametry aerodynamiczne pokazano charakterystyczne własności aerodynamiczne tych profili w różnych zakresach dużych prędkości przepływu.



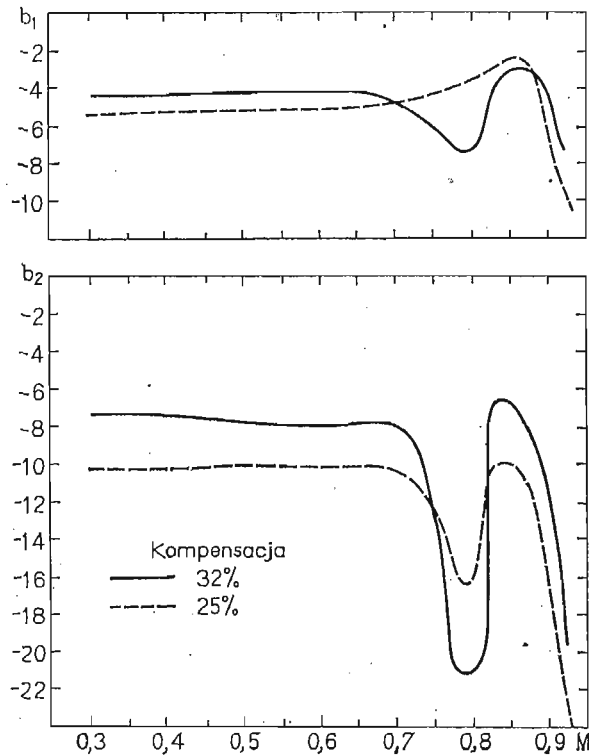
Rys. 15. Wpływ podgięcia krawędzi splywu profilu NACA 23012M na jego charakterystyki aerodynamiczne



Rys. 16. Wpływ długości cięciwy i kąta wychylenia trymera na współczynnik momentu przy zerowej sile nośnej profilu NACA23012M

$\bar{\alpha}$ — kąt odchylenia trymera; \bar{c} — względna długość trymera

Jednym z najważniejszych wymagań dla profili stosowanych na łopaty wirnika nośnego śmigłowca jest możliwie mała wartość współczynnika momentu. Zmniejszenie tego współczynnika można uzyskać poprzez podniesienie krawędzi spływu. Opracowaną przez konstruktorów wersję takiego zmodyfikowanego profilu NACA 23012, w którym krawędź spływu podniesiono o 0,8% cięciwy, badano w tunelu N-3 [37]. Zmianie współczynnika momentu — rys. 15, towarzyszył spadek maksymalnego współczynnika siły nośnej w zakresie małych liczb Macha do 0,45.



Rys. 17. Wpływ liczby Macha na współczynnik momentu zawiasowego steru wysokości

W technice śmigłowcowej stosowane są na łopatach wirników nośnych klatki odciążające — trymery, umieszczone na krawędzi spływu łopaty i wychylane odpowiednio w celu uzyskania zmian momentu skręcającego łopatę. W tunelu N-3 przeprowadzono badania wpływu długości cięciwy i kąta wychylenia trymera na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 23012M, przede wszystkim momentowe [41]. Stwierdzono, że w badanym zakresie liczb Macha $M = 0,3 - 0,6$ zmiany współczynnika momentu nie zależą od liczby Macha, natomiast wzrastają ze wzrostem długości cięciwy i kąta wychylenia trymera jak przedstawiono to na rys. 16.

4.1.5. Wpływ ściśliwości na moment zawiasowy powierzchni sterowych. W literaturze brak jest danych dotyczących wpływu ściśliwości na moment zawiasowy powierzchni sterowych, szczególnie dla przydźwiękowych prędkości. Dla wypełnienia tej luki i wyjaśnienia możliwości stosowania w obliczeniach teorii liniowej przeprowadzono badania momentu zawiasowego izolowanego modelu steru wysokości [42] w zakresie liczb Macha $M = 3,0 -$

-0,92. Moment zawiasowy steru mierzony był dla różnych położeń osi obrotu steru tzn. różnych kompensacji wyrażonych stosunkiem cięciwy steru i za osią obrotu, dobieranej odpowiednio dla zmniejszenia momentu zawiasowego. W przybliżeniu współczynnik momentu zawiasowego można wyrazić następującą zależnością

$$c_{mz} = b_1 \alpha + b_2 \delta$$

gdzie: $b_1 = dc_{mz}/d\alpha$; $b_2 = dc_{mz}/d\delta$

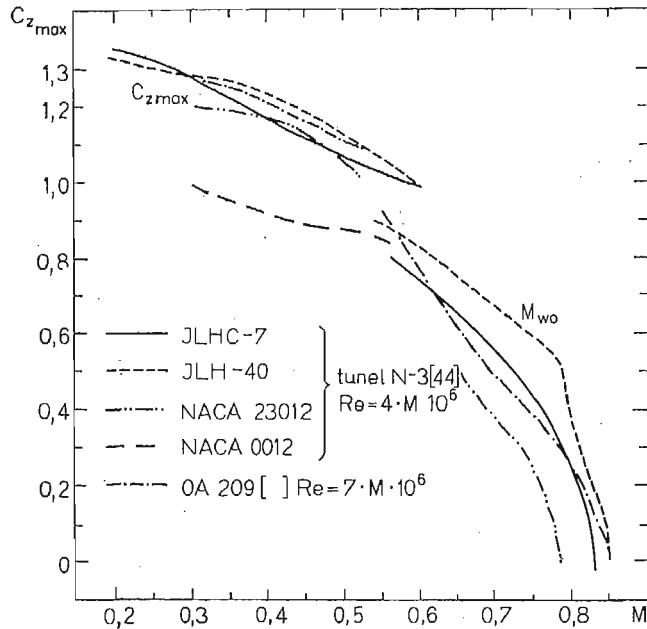
Stwierdzono, że zależność ta obowiązuje w przybliżeniu do liczby Macha $M = 0,9$ dla badanego steru. Dlatego też wpływ ściślności na moment zawiasowy określony może być poprzez w zależnościach b_1 i $b_2 = f(M)$, które przedstawiono na rys. 17 dla dwu skrajnych położeń osi obrotu steru. W podkrytycznym zakresie prędkości do $M = 0,6 - 0,65$ pochodne b_1 i b_2 są zasadniczo niezależne od liczby Macha, a wzrost kompensacji (odpowiada to przesunięciu osi obrotu ku krawędzi spływu) w badanym zakresie powoduje spadek bezwzględnych wartości pochodnych. Dla wyższych liczb Macha, szczególnie nadkrytycznych, występują znaczne zmiany rozpatrywanych pochodnych, które nie są opisane przez liniową teorię. Przebieg pochodnej $b_1 = dc_{mz}/d\alpha$ jakościowo zależy od kompensacji — w zakresie $M = 0,65 - 0,8$ maleje lub rośnie ze wzrostem liczby Macha zależnie od położenia osi obrotu. Szczególnie duże i gwałtowne zmiany występują w nadkrytycznym zakresie pochodnej $b_2 = dc_{mz}/d\delta$. W zakresie $M = 0,75 - 0,85$ odwrotnie niż dla podkrytycznych prędkości wzrost kompensacji powoduje wzrost bezwzględnych wartości pochodnych b_1 i b_2 .

4.2. Badania nowo konstruowanych profili śmigłowcowych i śmigłowych

4.2.1. Profile przeznaczone na łopaty wirnika nośnego śmigłowca. Jednym z najbardziej złożonych zagadnień aerodynamiki jest opływ łopat wirnika nośnego śmigłowca. Warunki opływu łopaty istotnie jakościowo zmieniają się w trakcie jednego obrotu wirnika, a dodatkową komplikację stanowi niestacjonarność i trójwymiarowość tego opływu. W przypadku lotu postępowego wirniki te przechodzą kolejno od nadkrytycznego opływu z falą uderzeniową przy $c_z \sim 0$ na łopacie nacierającej do opływu o małych liczbach Macha rzędu 0,2 - 0,4 przy maksymalnych wartościach współczynnika c_z . W zawiasie na zewnętrznych częściach łopaty przepływ osiąga liczbę Macha 0,6 - 0,7, co przy wartościach współczynnika $c_z \sim 0,6$ powoduje wystąpienie lokalnie w pobliżu krawędzi natarcia naddźwiękowych obszarów zakończonych falą uderzeniową. [1]. Zjawiska falowe stanowią istotne ograniczenie osiągnięć śmigłowca. Jedną z dróg polepszenia tych osiągnięć jest zastosowanie na łopacie nowych, specjalnie skonstruowanych, z uwzględnieniem najnowszych osiągnięć aerodynamiki pod i okołodźwiękowej profili aerodynamicznych, które lepiej byłyby dostosowane do specyficznych opisanych wyżej warunków opływu łopaty [1, 2, 11]. Do niedawna jeszcze powszechnie stosowano na łopaty wirnika profil NACA 0012 bądź NACA 2312.

W drugiej połowie lat 70-tych podjęto w szeregu ośrodkach badawczych prace nad skonstruowaniem specjalnych profili na łopaty wirnikiem. W stosunku do konwencjonalnych, profile te winny mieć poprawione następujące własności:

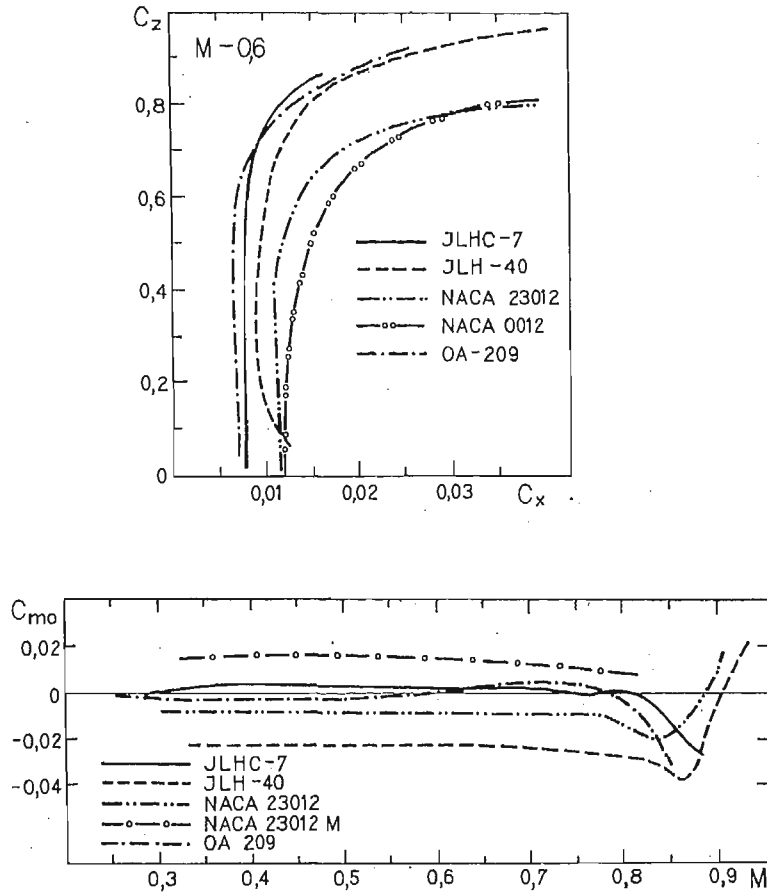
— zwiększoną wartość $c_{z \max}$ dla $M = 0 - 3$ i $0 - 4$



Rys. 18. Maksymalny współczynnik siły nośnej i granica wzrostu oporu profili ILH-40 i ILHC-7 badanych w tunelu N-3

- zwiększoną wartość liczby Macha wzrostu oporu dla $c_z \sim 0$
- zwiększoną doskonałość aerodynamiczną dla $M = 0,6$ i $C_z = 0 - 6$
- wartość współczynnika momentu dla zerowej siły nośnej nie przekraczającej 0,01.

W pracy [43] skonstruowano numerycznie takie ulepszone profile. Dla określenia ich własności aerodynamicznych, istotnych z punktu widzenia zastosowań śmigłowcowych, przeprowadzono badania w tunelu N-3 w zakresie liczb Macha $M = 0,2 - 0,9$ [44]. Najważniejsze charakterystyki tych profili przedstawiono na rys. 18 porównując je z profilami konwencjonalnymi i nowo opracowanymi w ośrodkach zagranicznych. Profil ILH-40, mimo bardzo dobrych charakterystyk $C_{z_{max}}$ i M_{wo} , a także lepszej niż profile konwencjonalne doskonałości jest, ze względu na stosunkowo duży moment i dużą wartość oporu dla zerowej siły nośnej (co jak wynika z badań spowodowane jest oderwaniem na nosku dolnej strony profilu), mało przydatny w obecnej postaci do zastosowania. Natomiast profil ILHC-7 zachowuje dobry kompromis własności aerodynamicznych z punktu widzenia zastosowań śmigłowcowych w stosunku do nowo powstałych profili śmigłowcowych oraz ma lepsze te własności w stosunku do profili konwencjonalnych. Może być on z powodzeniem zastosowany do łopaty wirnika śmigłowca, a także stanowić podstawę do opracowania odpowiedniej rodziny profili o różnych grubościach, dostosowanych do konkretnych wymagań konstruowanego śmigłowca. Profil ILHC-7 posiada najwyższą doskonałość dla $M = 0,6$ i $C_z = 0,6$ spośród znanych profili, stosunkowo dużą liczbę Macha wzrostu oporu i małą wartość współczynnika momentu C_{m_0} . Współczynniki $C_{z_{max}}$ tego profilu są zbliżone do wartości dla innych nowych profili śmigłowcowych [44].



Rys. 19. Biegunowa i współczynnik momentu przy zerowej sile nośnej profili JLH-40 i JLHC-7 badanych w tunelu N-3

4.2.2. Profile łopaty śmigła. Na łopaty śmigła, jeszcze powszechnie obecnie stosowane są profile serii NACA 16 lub CLARK Y. Kryzys paliwowy powoduje zainteresowanie konstruktorów we wprowadzaniu śmigieł o większej sprawności. Z drugiej strony prowadzone są bardzo intensywne prace nad zmniejszeniem hałasu śmigieł. Efektywnym sposobem jest tu zmniejszenie prędkości obwodowej śmigła. Dla zachowania przy tym wartości ciągu i dla uzyskania większej sprawności śmigła należy wprowadzić profile o poprawionych charakterystykach [3]. W Anglii opracowano nową rodzinę profili śmigłowych ARA-D o grubościach od 3% do 20% z warunkiem konstrukcyjnym maksymalizacji doskonałości aerodynamicznej dla dużych wartości C_z .

Zapoczątkowaniem w kraju prac w tej dziedzinie, były przeprowadzone na użytek konstruktorów badania opływu dostarczanego przez nich nowego profilu oznaczonego CNPSL1 o grubości 6%, przeznaczonego na łopaty śmigła [45]. Stwierdzono, że profil ten ma dla liczb Macha $M = 0,6$ wartość współczynnika $C_{z \max}$ równą 1,3, tj. o 30% większą niż profil NACA 16. Korzystnym było także przesunięcie maksymalnej doskonałości na większe wartości C_z o prawie 50% w stosunku do NACA 16. Jednakże wystąpiło sze-

szereg niekorzystnych własności, jak zwiększenie współczynnika $C_{x_{min}}$ spowodowane przedwczesnym oderwaniem przepływu na dolnej stronie krawędzi natarcia, przyspieszenie kryzysu fałowego, spadek maksymalnej doskonałości oraz pewne zaburzenia w rozkładzie ciśnienia na pierwszych 10-ciu % górnej strony profilu.

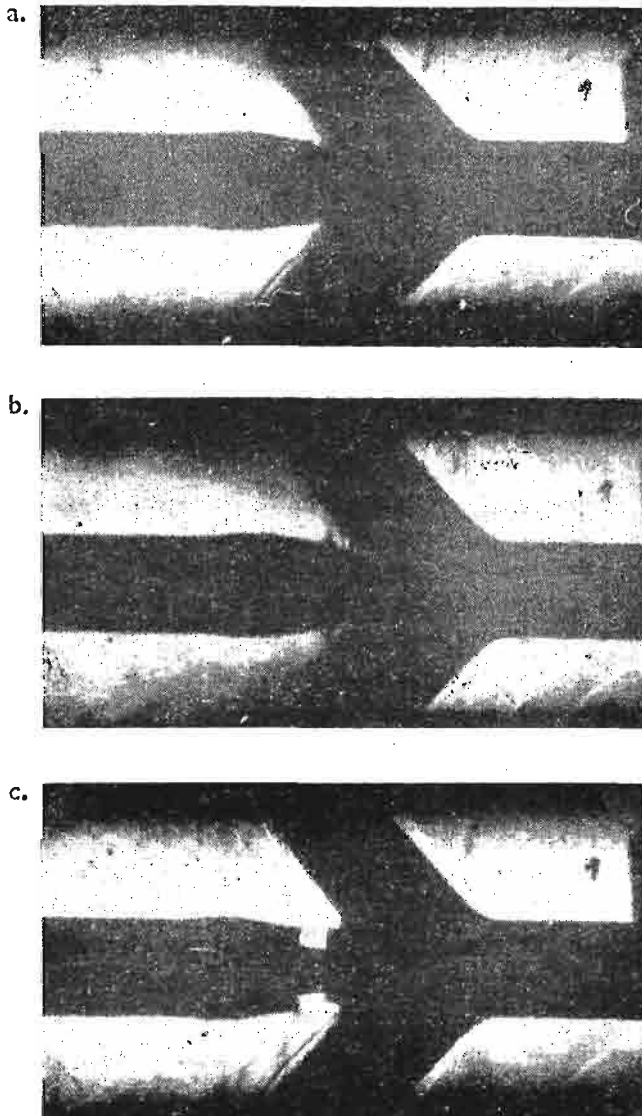
4.3. Badania modelowe w zakresie techniki raketowej

Aerodynamiczne badania tunelowe towarzyszyły, realizowanemu w latach 1962 - 1971 programowi meteorologicznych badań raketowych. W programie tym korzystano z konstruowanych i produkowanych w Instytucie Lotnictwa rakiet meteorologicznych serii „Meteor”. Badania modeli rakiet Meteor 2 i 3 przeprowadzono w tunelu N-2 i N-3 w zakresie liczb Macha $M = 0,5 - 3,46 - 48$. Dokonywano pomiarów wagowych charakterystyk aerodynamicznych modeli oraz wizualizację schlierenowską ich opływu.

Dla rakiety Meteor 3 przeprowadzono w tunelu N-3 bardzo interesujące badania symulacyjne odpalania i rozłączania się stopni tej rakiety [47]. Opracowano specjalny model dwu stopni rakiety, z możliwością zdalnego odpalania I stopnia, który po odpaleniu mógł przemieszczać się z zachowaniem 6-ciu stopni swobody w zakresie 120 mm. Badań dokonano dla liczby Macha $M = 1,5$ filmując kamerą do szybkich zdjęć (4000 klatek/sek) odpalenie i odejście I stopnia modelu rakiety na schlierenowskim obrazie przepływu. Na rys. 20 przedstawiono trzy wybrane klatki filmowe, ukazujące fazę rozłączania się stopni rakiety. Stwierdzono w tych badaniach modelowych, że proces rozłączania przebiega prawidłowo, co znalazło potwierdzenie w badaniach w locie.

W tunelu N-3 prowadzono szereg badań charakterystyk aerodynamicznych i zagadnień sterowania modeli rakiet i innych różnorodnych obiektów latających. Badania te obejmowały również studialne prace nad nowymi układami sterowania, jak na przykład spoilerami strumieniowymi. Interesujące były badania prędkości obrotowej modelu uzyskiwanej dzięki wychyleniu odpowiednich organów sterowania. Badania te przeprowadzono w warunkach ustalonego ruchu obrotowego dla określenia zależności prędkości obrotowej od kąta wychylenia organu sterowania w szerokim poddźwiękowym zakresie liczb Macha i kątów natarcia modelu. Badano także proces nieustalony rozkręcania się modelu, określając przebieg wzrostu prędkości obrotowej w czasie aż do uzyskania obrotów ustalonych. Stwierdzono, że zależność bezwymiarowej prędkości obrotowej (odniesionej do wartości w ruchu ustalonym) od czasu nie zależy od kąta wychylenia organu sterującego w badanym zakresie.

W pracach [52 - 54] badano zagadnienie gazodynamicznego sterowania kierunkiem wektora ciągu silnika raketowego. Badania objęły metody: wdmuchu gazu w naddźwiękową część dyszy, płaskiego naddźwiękowego przerzutnika i statycznego oddziaływania na swobodną granicę naddźwiękowego strumienia wylotowego. Dużą efektywność wykazały metody wdmuchu i płaskiego przerzutnika. W metodzie wdmuchu stwierdzono istotny wpływ względnej średnicy otworu wdmuchu, kąta półrozwarcia dyszy i liczby Macha wylotowego strumienia głównego na statyczną i dynamiczną efektywność sterowania, współczynniki wzmocnienia i przesunięcia fazowe. W badaniach nad zastosowaniem przerzutnika [53] skupiono uwagę nad wpływem kąta i uskoju ścianki komory oddziaływać na kąt odchylenia wektora ciągu.



Rys. 20. Wizualizacja rozdzielania stopni modelu rakiety Meteor 3 — badania w tunelu N-3 dla liczby Macha $M = 1,5$; a, b, c — kolejne fazy rozdzielania

5. Badania podstawowe w zakresie naddźwiękowym

5.1. Badania zewnętrznych opływów ciał

W kraju przeprowadzono niewiele eksperymentalnych badań podstawowych aerodynamiki dużych prędkości. Wymienić tu można badania: położenia punktu krytycznego na tępych ciałach o ostrej krawędzi [49, 50], kształtu linii krytycznej w przepływie za odsuniętą falą uderzeniową [51], wpływu odsysania na naddźwiękowy, turbulentny prze-

plyw z oderwaniem [32] oraz spływu z płytki dwu strumieni naddźwiękowych o różnych prędkościach [59].

W pracach obliczeniowych dotyczących opływu naddźwiękowych ciał tępych z ostrą krawędzią przyjmowana była powszechnie zgodność położenia linii krytycznej i krawędzi ciała. Zgodność położenia tych linii przyjmowano jako bazę szeregu metod obliczeniowych. Dla sprawdzenia poprawności tego założenia przeprowadzono badania położenia punktu krytycznego na trzech modelach z ostrą krawędzią w tunelu N-3 dla liczb Macha $M = 1,5$ i $2,3$. Położenie punktu krytycznego na modelu określono poprzez pomiar rozkładu ciśnienia. Jako punkt krytyczny przyjmowano punkt, w którym występowała krytyczna wartość stosunku ciśnień. We wszystkich przypadkach stwierdzono, że punkt krytyczny nie pokrywa się z ostrą krawędzią ciała [49, 50].

Dla eksperymentalnej weryfikacji poprawności metod obliczeniowych naddźwiękowego opływu ciał tępych mało przydatne są takie parametry, jak kształt czołowej fali uderzeniowej, jej odległość od ciała i rozkład ciśnienia na ciele. Wynika to z faktu, że różne metody dają wyniki dotyczące tych parametrów niewiele różniące się. Natomiast położenie i kształt linii krytycznych za czołową falą, obliczone tymi metodami różnią się znacznie, szczególnie dla naddźwiękowych liczb Macha $M \sim 3$. Jednakże brak było bezpośredniej metody doświadczalnej, jednoznacznie wyznaczającej tę linię. W pracy [51] przedstawiono metodę pomiarową, określającą położenie punktów linii krytycznej, nie mającą ograniczeń związanych z kształtem tej linii. Metoda ta wykorzystuje zjawisko znikania generowanych w obszarze naddźwiękowym między falą czołową a ciałem, słabych zaburzeń w punkcie przecięcia ich z linią krytyczną. Dla liczb Macha $M=1,5$ i $2,3$ wyznaczono linie krytyczne w opływie kuli. Stwierdzono zgodność położenia punktów krytycznych na kuli, wynikających z tak określonych linii krytycznych i z pomiarów rozkładu ciśnienia. Dla liczb $M = 2,3$ porównano uzyskaną w badaniach linię krytyczną z wynikami obliczeń teoretycznych.

W bardzo szeroko prowadzonych na świecie badaniach naddźwiękowych przepływów z oderwaniem mało uwagi poświęcono wpływowi odsysania na parametry aerodynamiczne takiego przepływu. Zagadnienie to dla turbulentnego oderwania, spowodowanego interceptorem podjęto w pracy [32] dla liczb Macha $M = 2,0$ i $2,5$. Stwierdzono, że odsysanie przepływu z obszaru oderwania przed interceptorem poprzez szczelinę w interceptorze powoduje zmniejszenie obszaru oderwania. Długość obszaru oderwania odniesiona do wysokości interceptora liniowo zależy od stosunku wysokości szczeliny i interceptora. Odsysanie przepływu nie spowodowało zmiany charakteru procesu oderwania, który pozostał procesem wzajemnego, swobodnego oddziaływania. Niezależne od odsysania jest ciśnienie oderwania, a wpływ na ciśnienie ustalone jest niewielki. Na rozkład bezwymiarowego ciśnienia w obszarze oderwania odsysanie wpływa tylko w pobliżu interceptora.

Na zmniejszenie strat energetycznych w transonicznej palisadzie istotnym jest zmniejszenie intensywności fal uderzeniowych, powstających za krawędzią spływu łopatki [58]. Eksperymentalne stwierdzenie możliwości zmniejszenia intensywności fal poprzez modyfikację krawędzi spływu podjęto w pracy [59]. Badania zrealizowano w naddźwiękowym tunelu WAT, przy pomocy specjalnej komory dyszowej, w osi której umieszczono płytkę. Płytkę na odcinku kory dyszowej rozdzielała dwa strumienie naddźwiękowe o liczbie Macha $1,5$ i $2,0$. Badano rozkład ciśnień i przeprowadzono wizualizację schlierenowską

strumienia za krawędzią spływu płytki. Pomiaru wykonano dla pięciu różnych kształtów krawędzi spływu płytki.

5.2. Badania fal uderzeniowych w gazie

Doświadczalne badania fal uderzeniowych w gazie prowadzone są w Zakładzie Mechaniki Cieczy i Gazów IIPT PAN w sposób systematyczny od początku lat 60-tych. Początkowe prace obejmowały przygotowanie odpowiedniej bazy doświadczalnej, przede wszystkim rury uderzeniowej. Rurę uderzeniową stanowi kanał, najczęściej o stałym przekroju, zamknięty na obu końcach i podzielony na dwie części membraną, łatwą do usunięcia. Z jednej części obniża się ciśnienie do wartości bliskich próżni, a w drugiej spręża się gaz „napędzający”. Po rozerwaniu membrany następuje przejście fali uderzeniowej przez część próżniową. Pierwsza uruchomiona nieduża rura (o przekroju $0,16 \times 0,08$ m i długości 5,67 m) [61] umożliwiła zebranie doświadczeń w zakresie konstrukcji, wykonania i eksploatacji tego typu urządzeń, jak również dostarczyła podstaw do opracowania odpowiednich metod i urządzeń pomiarowych: do pomiaru prędkości fali, ciśnienia w trakcie pracy rury, temperatury i strumienia cieplnego.

Dalsze badania objęły analizę struktury fal uderzeniowych i regularnego odbicia skośnej fali od płaskiej ścianki [62, 63]. W badaniach tych wspomnianą wyżej rurę, zastąpiono rurą uderzeniową o średnicy 0,12 m i długości 10 m. W badaniach fali uderzeniowej, poruszającej się wzdłuż płaskiej ścianki w nieruchomym powietrzu mierzono strukturę fali (oraz jej kształt w pobliżu ścianki) dla liczb Macha $M = 2,2; 3; 6$. Stwierdzono, że fala jest w przybliżeniu prostopadła do ścianki, a nie tworzy kąta Macha ze ścianką, co wypływa z teorii, zakładającej ciągłość ośrodka i warunek nie występowania poślizgu na ściance. Parametry fali są niezależne od odległości od ścianki. Otrzymane wyniki nie potwierdzają poprawności teoretycznego ujęcia struktury fali uderzeniowej w pobliżu ścianki opartego na wspomnianych wyżej założeniach [62]. Podobne wnioski wysnuto z badań zjawiska regularnego odbicia silnej fali uderzeniowej od pochyłej ścianki [63].

Powyższym pracom badawczym towarzyszył równoległy dalszy rozwój bazy doświadczalnej. W połowie lat 70-tych uruchomiono nową rurę uderzeniową, która ówczesnie porównywalna była z analogicznymi urządzeniami najbardziej znanych ośrodków badawczych [64]. Średnica wewnętrzna tej rury wynosi 0,252 m. Długość rury równa 17 m, przy czym części próżniowej wynosi 14,35 m. Rura wewnątrz jest oszlifowana i polerowana. Wyposażona jest w zespół pomp próżniowych, umożliwiających odpompowanie rury do ciśnienia 5×10^{-6} Tr oraz układ dozujący gaz roboczy. Do pomiarów fal uderzeniowych rurę wyposażono w działki elektronowe o energii wiązki od 3 do 18 keV oraz interferometr różnicowy z laserowym źródłem światła.

W opisanej powyżej rurze przeprowadzono badania zjawisk rządzących falami uderzeniowymi w mieszaninach gazowych [65, 66]. Badano mechanizm separacji składników, która polega na zmianie koncentracji ich wewnątrz fali w stosunku do wartości równowagowych przed i za falą. Poświęcono także uwagę zmianie struktury fali związanej z separacją. Badania dotyczyły mieszanin: hel-ksenon i wodór-ksenon. Stwierdzono występowanie zupełnie nieoczekiwanej „dwugarbnej” struktury fali — tj. w składniku lżejszym występują dwa dodatkowe punkty przegięcia między stanami równowagi przed

i za falą. Wskazano, że istniejące teorie nie pozwalają na wyjaśnienie powyższych rezultatów. Istnieje konieczność znalezienia nowego, adekwatnego opisu teoretycznego fal uderzeniowych w mieszaninach gazowych.

6. Modelowe badania zagadnień maszyn przepływających w zakresie dużych prędkości

W pierwszej połowie lat 70-tych podjęto w Instytucie Maszyn Przepływowych PAN temat dotyczący badania przepływu transonicznego przez mało odchylające turbinowe palisady łopatek [67]. Motywacje do tych badań stanowiły, jak stwierdzono, pilne potrzeby przemysłu w związku z rozwijaniem i zastosowaniem w produkcji ekstremalnych stopni turbinowych. Doświadczalne badania tego rodzaju przepływu rozpoczęto na stanowisku analogii hydrodynamicznej, które ze względu na jakościowy charakter badań analogowych traktowano jako poligon szkoleniowy [67]. Godnymi uwagi badaniami analogowymi była eksperymentalna analiza wpływu zmiany składnika izentropii czynnika na obraz przepływu naddźwiękowego w dyszy. [68]. Stwierdzono pewien wpływ takich zmian na prędkość strumienia wylotowego oraz na rozkład nachylenia wektorów prędkości [68], należy tu jednakże pamiętać o jakościowym charakterze rezultatów analogii hydrodynamicznej.

Badania wpływu ściśliwości powietrza na przepływ przez płaską palisadę profili kierowniczych przeprowadzono w odpowiednio zaadoptowanym naddźwiękowym tunelu WAT [69]. Badania te polegały na pomiarze rozkładu strat ciśnienia strumienia po przejściu przez palisadę. W komorze pomiarowej tunelu — na wylocie dyszy poddźwiękowej — pionowo ustawiono palisadę profili kierowniczych wraz z oprzyrządowaniem do pomiaru rozkładu ciśnienia. Pomiaru dla określonej palisady profili o ustalonej podziące, względnej wysokości i kącie ustawienia przeprowadzono dla liczb Macha przepływu w zakresie od 0,2 do 0,95. Stwierdzono istotny wpływ liczby Macha na straty przepływu występujące na palisadzie [69].

Biorąc pod uwagę nawet dodatkowo pracę [59], która związana jest z około i naddźwiękowym przepływem przez palisady należy stwierdzić, że doświadczalne badania tego zagadnienia są w kraju przeprowadzane w stosunkowo wąskim zakresie. Wydaje się, że pewnym poszerzeniem możliwości badawczych byłoby podjęcie takich badań w tunelu N-3, co dałoby nie tylko zwiększenie skali badanych modeli, ale rozszerzenie zakresu liczb Macha w transonice do około $M = 1,2$ oraz możliwość badań naddźwiękowych z liczbą Macha $M = 1,5$. Podobne włączenie w tematykę typowych tuneli aerodynamicznych obserwuje się w Ośrodku ONERA—Francja [70].

7. Podsumowanie

Krajowa aerodynamiczna baza doświadczalna w zakresie dużych prędkości jest stosunkowo skromna. Obejmuje cztery tunele aerodynamiczne oraz dwie rury uderzeniowe. Z istniejących tuneli trzy to naddźwiękowe, które w stosunku do światowego stanu tuneli można uważać za małe. Jeden tunel ma zakres prędkości pod-, około- i naddźwiękowy

(tzw. tunel trisoniczny) stanowi tunel średniej wielkości. Należy podkreślić brak w kraju tunelu o dużych rozmiarach t.j. o ponad metrowej przestrzeni pomiarowej. Jedną z rur uderzeniowych, przeznaczoną do badań podstawowych, jest porównywalnym urządzeniem z istniejącymi w renomowanych ośrodkach zagranicznych.

Eksperymentalne badania aerodynamiczne przeprowadzone w kraju obejmowały szeroki zakres prędkości od liczb Macha 0,2 do 3,0 oraz zakres hiperdźwiękowy w badaniach fal uderzeniowych. Jednakże badania główne były skupione w zakresie pod- i około-dźwiękowym oraz nieliczne przeprowadzono dla małych naddźwiękowych prędkości. Z dokonanego powyżej przeglądu oraz biorąc pod uwagę niewymienione badania poświęcone bezpośrednio konkretnym konstruowanym czy produkowanym wyrobom (16 prac) można sądzić, że eksperymetalne badania aerodynamiczne w dużych prędkościach poświęcone są w głównej mierze technice lotniczej. Badania te mają charakter stosowany bądź są ukierunkowywane bezpośrednio. Badania typu podstawowego w zakresie techniki lotniczej właściwie nie są prowadzone. W bardzo niewielkim stopniu podejmowane były tematy badawcze z zakresu dużych prędkości dotyczące maszyn przepływowych. W tym zakresie zaznacza się brak odpowiedniej bazy badawczej. Pewnym rozwiązaniem mogłoby być włączenie wspomnianego tunelu trisonicznego, odpowiednio zaadaptowanego do badań zagadnień maszyn przepływowych.

Za wyjątkiem tematyki fal uderzeniowych, badania doświadczalne typu podstawowego aerodynamiki dużych prędkości, wynikające ze stawianych celów poznawczych, prowadzone są w minimalnym stopniu. Jedynym wyjątkiem, jak wspomniano wyżej, są badania struktury fal uderzeniowych w gazach i ich mieszaninach dokonywane w rurach uderzeniowych, które prowadzone są długiufalowo i systematycznie, czemu towarzyszy znaczący rozwój bazy badawczej i stosowanych technik pomiarowych.

Wykaz oznaczeń

- c — cięciwa profilu
- c_{my} — współczynnik momentu pochylającego
- c_{mo} — współczynnik momentu pochylającego przy zerowej sile nośnej
- Δc_{mo} — zmiana współczynnika momentu pochylającego przy zerowej sile nośnej spowodowana wychyleniem trymera
- c_p — współczynnik ciśnienia
- Δc_p — zmiana współczynnika ciśnienia spowodowana interceptorem
- c_{mz} — współczynnik momentu zawiasowego
- c_z — współczynnik siły nośnej
- c_{zmax} — współczynnik maksymalnej siły nośnej
- c_{zpb} — współczynnik siły nośnej dla którego występuje początek buffetingu
- c_x — współczynnik oporu
- c_{xmin} — współczynnik oporu minimalnego
- M — liczba Macha
- M_{wo} — liczba Macha wzrostu oporu
- M_{od} — liczba Macha oderwania
- α_{pb} — kąt natarcia dla którego występuje początek buffetingu

- α — kąt natarcia
 Re — liczba Reynoldsa
 δ — kąt wychylenia steru
 χ — kąt skosu krawędzi natarcia skrzydła

Literatura cytowana w tekście

1. *Transonic Aerodynamics and the Helicopter Rotor*, P. G. WILBY, J. GRANT. IUTAM Symposium Göttingen 1975 r. Springer — Verlag Berlin.
2. J. J. THIEBERT, J. J. PHILIPPE, *Studies of aerofoils and blade tips for helicopter*, La Recherche Aero-spatiale, Nr. 4, 1982 r.
3. A. B. HAINES, *Aerodynamics*, Aeronautical Journal, July 1976.
4. A. B. HAINES, *Computers and wind Tunnels: complementary aids to aircraft design*, Aeronautical Journal, July 1977 r.
5. J. D. WHITFIELD, S. R. PATE, W. F. KIMZEY, D. L. WHITFIELD, *The role of computers in aerodynamic in aerodynamic testing*. Computers and Fluids vol. 8, nr. 1980 r.
6. P. G. COLLINS, *Summary of the 1977 USAF/OSR/ASEE summer desing study program on the integration of wind tunells and computers*, AIAA paper 78 - 783, 1978 r.
7. J. D. WHITFIELD, B. J. GRIFFITH, *Overview of Fligth and ground testing with emphasis on the wind tunnel*, AIAA, Paper 81 - 2974, 1981 — tłumaczenie w jęz. rosyjskim — Awiaostrojanie 41, 1982.
8. P. POISSON-QUINTON, *Some new approaches for wind tunnel testing through the use of computers*, ONERA T. P. r 1979, 24.
9. W. KANIA. *Komputer w tunelowych badaniach modeli obiektów latających*, Technika Lotnicza i Aerodynamiczna (w druku).
10. L. W. Mc KONNEY, R. R. HOWELL, *The characteristics of the planned national transonic facility*, AIAA 9 th Aerodynamic Testing Conference 1976, Aerlington.
11. E. W. E. ROGERS, *Aerodynamics-retrospect and prospect*, The Aeronautical Journal. Nr 852, February 1982 r.
12. B. J. DAYMAN, A. W. FIORE, J. D. WHITFIELD, *Ground testing and simulation*, Aeronaut and Astronaut, nr 6, 1974 r.
13. H. SIMMONS, *Filling the Reynolds number gap*. Astronaut and Aeronaut, nr 6, 1976.
- 13a. W. R. SEARS, *Self-correcting wind tunnels*, The Aeronaut. Jour., Vol. 78, Nr 758/759, 1974 r.
14. R. HILS, *The need for a large transonic wind tunnel in Europe: a summary of the report of on AGARD working group (La WS)*, AIAA Pap. Nr 630, 1974 r. tłumaczenie w Jęz. rosyjskim Aviastrojenie Nr 1, 1975 r.
15. C. W. PETERSON, *A survey of the utilisation aspects of advanced flow-field diagnostic techniques*, AIAA Paper nr 78 - 796, 1978 r.
16. R. SMELT, *The role of wind tunnels in future aircraft devolpment*, The Aeronautic. Jour. Vol. 82, Nr 815, 1978 r.
17. M. J. GOODYER, S. W. D. WOLF, *Development of a self- streamlining flexible walled transonic test section*, AIAA Jour, Vol. 20, Nr 2, 1982 r.
18. R. L. PARKER JR., W. L. SICLES, *Application of addaptive wall techniques in a three dimensional wind tunnel with variable wall porosity*, Jour. of Aircraft, Vol. 18 March 1981 r.
19. T. R. REED, T. C. PAPE, J. M. COOKSEY, *Calibration of transonic and supersonic wind tunnels*, NASA Contractor Report 2920, 1977 r.
20. R. C. DIXON, *High Reynolds number investigation of an ONERA model of the NACA 0012 airfoil section*, NAE Raport LTR-MA-5 x 5/0069, 1975 r.
21. W. KANIA, J. SKOWROŃSKI, *Analiza porównawcza wyników badań modeli profili NACA 0012 w transonicznym tunelu N-3 z uwzględnieniem interferencji ścian (w przygotowaniu)*.
22. N. GREGORY, P. G. WILBY, *N. P. L 9615 and NACA 0012 a comparison of aerodynamic data ARC CP nr. 1261*, 1973 r.

23. M. PINDZOLA, C. F. LO, *Boundary interference at subsonic speeds in wind tunnels with ventilated walls*, AEDC-TR-69-17, 1969 r.
24. Ph. PASSON-QUINTON, X. VAUCHERET, *Prevision des caracteristiques aerodynamiques dun avion dapres coparaison des resultats sur maquette etalon dand div. grand souffleries transsoniq*, ONERA TP 1978 - 22.
25. W. KANIA, *Wpływ wielkości modelu i liczby Reynoldsa na charakterystyki aerodynamiczne modelu wzorcowego AGARD B uzyskane w tunelu N-3*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa nr 15/BA/78, 1978 r.
26. A. RADOŃ, I. OSIPIAK-CHMIELEWSKA, D. KONOPSKA, *System powymiarowo-informacyjny tunelu aerodynamicznego N-3 (SPITA N3)*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, 1978 r.
27. A. GODLEWSKI, D. KONOPSKA, *System zbierania danych z rozkładu ciśnienia na profilu przy użyciu przelącznika ciśnienia typu SCANIVALVE w tunelu N-3 oraz minikomputera TPA-70*. Sprawozdanie wew. Instytutu Lotnictwa.
28. K. CZYŻEWSKI, *Program obliczeniowo-wykreślający na przeiworzenie badań ciśnieniowych z przelącznikiem ciśnienia SCANIVALVE w tunelu N-3*, Opracowanie wew. PDP, 1982 r.
29. W. KANIA, M. BUCZEK, *Badanie wpływu profilu z interseptorem w zakresie liczb Macha od 0,5 do 2,3*, Prace Instytutu Lotnictwa, Nr. 54, 1973 r.
30. W. KANIA, *Transonic flow over on airfoil with spoiler*, Rozprawy Inżynierskie, Vol. 23, Nr 4, 1975 r.
31. W. KANIA, *Badania naddźwiękowego opływu interseptora*, Prace Instytutu Lotnictwa, Nr 86, 1981 r.
32. W. KANIA, *Study of the effects of gap suction on turbulent separated flows at superconic speeds*, Rozprawy Inżynierskie, Vol. 23, Nr. 3, 1975 r.
33. A. ŁASKOWSKI, *Badania modelu samolotu o kątach skosu skrzydła 16° i 70°*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, Nr 43/TA/72, 1972 r.
34. M. BUCZEK, A. ŁASKOWSKI, *Badania schematycznego modelu samolotu o zmiennym skosie skrzydeł*, Sprawozdanie wew. Instytutu Lotnictwa, Nr 42/PA/73, 1973 r.
35. W. KANIA, A. KRZYSIAK, *Eksperymentalne badania pod i przydźwiękowego opływu skrzydła*, Prace Instytutu Lotnictwa, Nr. 85, 1981 r.
36. W. KANIA, *Turbulentne badania granicy początku buffetingu skrzydła w pod i okolodźwiękowym zakresie prędkości*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 87, 1981 r.
37. J. SKOWROŃSKI, *Eksperymentalne badania profili NACA 23012M, NACA 23012 oraz NACA 0012 w zakresie dużych prędkości*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa nr 18/RA/79, 1979 r.
38. A. ŁASKOWSKI, W. KANIA, *Badania charakterystyk aerodynamicznych profilu NACA 64009 w zakresie liczb Macha 0,3 - 0,95*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, Nr 29/RA/78, 1978 r.
39. J. SKOWROŃSKI, *Badania eksperymentalne profilu NACA 64-210 w zakresie liczb Macha 0,3-0,95*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, nr 24/BA/78, 1978 r.
40. W. KANIA, *Badania aerodynamiczne modelu profilu NACA 16506 w tunelu N-3 w zakresie dużych prędkości*, Sprawozdanie Instytut Lotnictwa, nr 6/RA/82/C, 1982 r.
41. J. SKOWROŃSKI, *Wpływ ciężewy i kąta wychylenia trymera na charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 23012M*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, nr 9/RA/82/B.
42. A. KRZYSIAK, *Badanie wpływu liczby Macha na momenty zawiasowe steru wysokości w tunelu N-3*. Prace Instytutu Lotnictwa (w druku).
43. W. KANIA, K. CZYŻEWSKI, M. WITKOWSKA, *Konstrukcja numeryczna nowych ulepszonych profili śmigłowcowych*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, nr 5/RA/81/B, 1981 r.
44. W. KANIA, *Badania charakterystyk nowych profili śmigłowcowych ILH w tunelu N-3 w zakresie liczb Macha $M = 0,3 - 0,9$* , Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa nr 8/RA/82/B, 1983.
45. W. KANIA, P. SŁAWIŃSKI, B. ZWIERZCHOWSKA, *Badania aerodynamiczne modelu profilu CNPSL-1 w tunelu N-3 i ocena jego charakterystyk w świetle śmigłowcowych profili konwencjonalnych*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, nr 7/RA/82/C, 1982 r.
46. W. KANIA, *Badanie charakterystyk aerodynamicznych modelu rakiety Meteor-2H w tunelu N-2*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa 12/TA/68.
47. M. BUCZEK, *Badania zjawisk rozdzielania modelu rakiety Meteor 3*. Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa nr 27/TA/69, 1969 r.
48. M. BUCZEK, E. SNIATOWSKI, *Badania charakterystyk aerodynamicznych modelu rakiety Meteor 2H w tunelu N-3*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, nr 15/RA/69, 1969 r.

49. M. BUCZEK, A. GRYGA, W. KANIA, *Badania położenia punktu krytycznego kuli i kul obciążonych oraz wizualizacja linii krytycznej*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, nr 26/TA969, 1969 r.
50. J. STASIAK, *Badania doświadczalne położenia linii krytycznej na tępych ciałach o ostrej krawędzi*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 44, 1970 r.
51. A. GRYGA, W. KANIA, *Eksperymentalna metoda wyznaczenia linii krytycznej w przepływie za odsuniętą falą uderzeniową*, Prace Instytutu Lotnictwa, nr 45, 1971 r.
52. M. GAŁĄSKA, *Dynamiczne efekty uzyskiwane przy prostopadłym wdmuchu dodatkowego strumienia małej mocy w stożkowy strumień naddźwiękowy*, I Krajowa Konferencja Mechaniki Cieczy i Gazów, 1974 r.
53. M. GAŁĄSKA, J. KAMIŃSKI, *Wpływ parametrów naddźwiękowego przerzutnika strumieniowego na jego pracę*, Naukowe problemy konstrukcji i technicznej eksploatacji sprzętu lotniczego. II Konferencja 1977, WAT wewn. 621/77.
54. M. GAŁĄSKA, K. RUTKOWSKI, *Ocena efektywności strumieniowego sterowania wektorem ciągu przez zastosowanie pneumatycznej komory oddziaływań*, II Konf. Nauk-Tech. ITL WAT, 1974.
55. Z. DŻYGADŁO, J. KACZMARCZYK, *Analiza parametrów przepływu w komorze pomiarowej naddźwiękowego tunelu aerodynamicznego z uwzględnieniem zaburzeń swobodnego strumienia*, III Konf. Nauk. Techn. ITL WAT, 1977, *Badania struktury przepływu w komorze pomiarowej naddźwiękowego tunelu aerodynamicznego ze strumieniem swobodnym*, III Konf. Mechaniki Cieczy i Gazów, 1978 r.
56. W. SOBIERAJ, *Metodyka badań aerodynamicznych profili kierowniczych turbin z uwzględnieniem ściśliwości*, Materiały III Szkoły Letniej Mech. Płyn. Metody doświadczalne w mechanice płynów, 1981 r.
57. Z. DŻYGADŁO, J. KACZMARCZYK, W. SOBIERAJ, *Wpływ ściśliwości na straty przepływowe w palisadzie profili kierowniczych*, IV Krajowa Konferencja Mech. Cieczy i Gazów, 1980 r.
58. P. DOERFFER, *Zmniejszenie intensywności fal uderzeniowych poprzez modyfikację kształtu krawędzi splywowej łopatki transonicznej*, III. Krajowa Konf. Mech. Cieczy i Gazów, 1978 r.
59. P. DOERFFER, *Badania eksperymentalne splywu z płytki o zmiennym kształcie krawędzi splywowej dwóch strumieni naddźwiękowych o różnych prędkościach*, IV. Konf. Mech. Cieczy i Gazów, 1980 r.
60. A. TARNOGRODZKI, E. ŁUCZYWEK, *Badania doświadczalne opływu naddźwiękowego ciała o dwu prostopadłych płaszczyznach symetrii*, Prace IPPT PAN nr 5, 1968 r.
61. Z. A. WALENTA, T. T. RUDOWSKA, *Rura uderzeniowa, Pomiar i wnioski*, Rozpr. Inżynierskie, Nr 3, 1964 r.
62. E. M. LEŚKIEWICZ, M. PEŁCZYŃSKA, Z. A. WALENTA, *The structure of the shock wave moving along a plane wall in a stationary gas*, Fluid Dynamics Transactions, Vol. 6 part. II, 1971 r.
63. Z. WALENTA, *Regular reflection of the plane shock wave from an inclined wall*, Arch. Mech. Stos., Nr 5, 1974 r.
64. Z. A. WALENTA, A. S. GMURCZYK, W. W. HARASIMOWICZ, E. M. LEŚKIEWICZ, M. TARCZYŃSKI, J. ORZEŃSKI, K. SALGUT, *Rura uderzeniowa ZMCiG*, Prace IPPT PAN, nr 47, 1976 r.
65. A. S. GMURCZYK, M. TARCZYŃSKI, Z. A. WALENTA, *Struktura fali uderzeniowej w mieszaninie gazów szlachetnych*, Prace IPPT PAN, Nr 60 1978.
66. A. S. GMURCZYK, *Eksperymentalne badania struktury fali uderzeniowej w mieszaninie wodór-ksenon*, IV Krajowa Konferencja Mechaniki Cieczy i Gazów.
67. J. KRZYŻANOWSKI, *Zakład Dynamiki Gazów w zbiorze: „Działalność naukowa Instytutu Maszyn Przepływowych PAN w latach 1973-1975*, PWN, 1978 r.
68. P. DOEPPER, *Analiza wpływu zmiany wykładnika izentropii czynnika na obraz przepływu w naddźwiękowej części dyszy de Laveła*, Zeszyty naukowe IMP PAN, nr 28/916/77, 1977 r.
69. Z. DŻYGADŁO, J. KACZMARCZYK, W. SOBIERAJ, *Wpływ ściśliwości na straty przepływu w palisadzie profili kierowniczych*, IV Konf. Mech. Cieczy i Gazów 1980 r.
70. J. LEYNAERT, *Cascade test methods in wind tunnel at ONERA*, ONERA T. P. nr 1977-72E, 1977 r.
71. M. BUCZEK, Z. DROPIEWSKA, *Badania możliwości rozszerzania zakresów pomiarowych w tunelu N-3 w przepływie pod- i okołodźwiękowym w aspekcie różnicowania liczb Reynoldsa*, Sprawozdanie Instytutu Lotnictwa, nr 20/BA/A/76, 1976 r.